

.. 011015300

V217
07



飞行试验工程

周自全 著



航空工业出版社
北京

000210120

内 容 提 要

本书是飞机飞行试验的一部专著,较系统地阐述了飞机飞行试验技术的全过程。本书共计11章和两个附录,其主要内容包括:现代飞机飞行试验的特点、分类、机构及其管理;试飞安全技术;试飞员及其驾驶技术;试飞大纲的制定及试飞队伍的建立;飞机性能、飞行品质及发动机试飞;飞行包线及飞机完整性试飞;航空电子系统试飞;虚拟试飞;试飞测试技术及试验研究机。在附录中还介绍了典型的试飞员驾驶技术、试飞人员因素及其防范等内容。

本书可供航空工业从事设计、制造和管理的工程技术人员学习参考,也可作为其他部门相关人员和航空高等院校师生的参考书。

图书在版编目(CIP)数据

飞行试验工程/周自全著. --北京:航空工业出版社, 2010. 12

ISBN 978-7-80243-646-6

I. ①飞… II. ①周… III. ①飞行试验 IV. ①V217

中国版本图书馆CIP数据核字(2010)第225948号

飞行试验工程

Feixing Shiyan Gongcheng

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里14号 100029)

发行部电话: 010-64815615 010-64978486

北京地质印刷厂印刷

全国各地新华书店经售

2010年12月第1版

2010年12月第1次印刷

开本: 787×1092 1/16

印张: 30.25

字数: 768千字

印数: 1—2000

定价: 98.00元

作者简介

周自全，男，1940年11月11日出生于湖北省武汉市，现任中国飞行试验研究院专务、飞行力学杂志社社长。1964年7月毕业于西北工业大学飞行力学专业，同年9月分配到兰字929部队（中国飞行试验研究院前身）工作，历任专业组长、室主任、副总师、副院长、科技委主任等职。46年来一直承担科研试飞任务，曾任空中飞行模拟试验机总设计师和歼10试飞总师。



1990年以来，获国家科技进步成果奖4项，其中特等奖1项（歼10型飞机，排名第三），一等奖1项（BW-1变稳飞机，排名第一），二等奖2项（IFSTA空中飞行模拟试验机和第三代战斗机试飞技术，均排名第一）。2004年、2007年和2010年分别获航空金奖、全国五一劳动奖章和何梁何利基金科学与技术奖。

工作期间，撰写数十篇科技报告和论文，发表著作5部，包括《现代飞行模拟技术》、《空中飞行模拟器》、《现代导航、制导与测控技术》、《歼10试飞》和《飞行试验工程》。

序

飞行试验在国防工业建设和国民经济发展中发挥着举足轻重的作用。它是航空科学技术探索和研究的有效手段，是新型飞机研制和鉴定的重要环节，是对航空新型号产品摸索和积累使用经验的必由之路。

新机试飞涉及专业面广，包括空气动力学、飞行力学、结构强度、动力装置、航空电子、机电系统、飞机改装、试飞驾驶、试飞测试、数据处理、维修保障，以及试验研究机的研制和应用等；新机试飞状态很多，包括各种包线边界、各种构型和系统模式、各种环境条件等；新机试飞过程中可能会遇到各种意想不到的情况，一型新机可能出现的故障数以千计；现代新机试飞周期很长，少则几年，多则十几年；参试人员很多，通常直接参试工程技术人员达数百名，直接参试单位达几十个，而支持和保障的单位和人员就更多。

总之，飞行试验是一项高技术、高风险和非常复杂的系统工程。

国内外关于试飞技术的文章和书籍不少，但将飞行试验作为一项工程进行全面系统叙述的书还甚少见。《飞行试验工程》一书的出版填补了这个空白，这是一项十分可喜的成果。

我对本书的作者非常熟悉和了解，他是一位非常敬业的科技工作者。几十年来他一直在飞行试验的事业中默默耕耘，带领着团队，从两代变稳飞机的研制和应用，到歼10飞机的试飞，都取得了丰硕的成果，为促进飞行试验技术的进步和航空工业发展做出了重要贡献。

几十年来，无论是我当一名试飞员，还是后来成为飞行试验和航空工业的主管领导，对本书作者所从事的科研工作，我都是积极的参与者和管理者，对他的许多理念和不断进取的工作精神是十分赞赏的。基于这个理由，对于本书的出版，我感到非常欣慰。

《飞行试验工程》一书从先进试飞理念和试飞文化出发，以先进的试飞技术为基础，比较全面系统地叙述了飞行试验的内涵和关键环节。

本书特别突出了如下几个方面：

(1) 试飞安全技术，包括试飞风险分析和管理、试飞顺序和试飞限制的选择、各试飞专业应注意的试飞安全环节和技术措施等。

(2) 试飞员和试飞驾驶技术，包括试飞员素质要求、试飞员培养、试飞驾驶技术、人素工程的技术分析、检查程序和错误防范措施等。

(3) 在试飞技术上,着重强调飞机性能与推进性能的综合、人机闭环飞行品质试飞方法和判据、颤振激励、航空电子综合和频谱空间特性试飞等方面的技术,指出了针对使用任务性能试飞的重要性。

(4) 试飞测试技术中,着重强调空地一体试飞测试和监控的重要性,并指出分布式、多总线的机载测试和 INET 全域网络的遥测遥控是试飞测试技术发展的方向。

(5) 虚拟试飞是虚拟现实技术在飞行试验中的应用,建模和飞行模拟是虚拟试飞的核心。无论是保障试飞安全还是提高试飞效率,飞行模拟都将起到越来越重要的作用,各专业的真实试飞与虚拟试飞相结合是必然的发展趋势。

(6) 试验研究机在航空技术发展和支持型号研制中发挥了不可替代的作用,没有试验研究机的领先研究和新技术演示验证,不可能有真正的航空科技的创新,也不可能有型号研制的顺利发展。

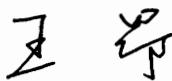
上述这些内容对于现代飞行试验来说都是非常关键的,也是所有从事飞行试验和从事航空科技工作的人必须关注的理念和技术。

此外,本书自始至终还贯穿一个观点,飞行试验是从事航空科技和航空工业发展的所有机构和人员的共同事业,在飞行试验这个平台上,所有参研、参试人员必须齐心协力,相互理解、配合和支持,形成健康的试飞文化,只有这样才能使这项高技术、高风险和高投入的事业得到安全和有效发展,为国防科技和航空工业发展做出更大贡献。

试飞英雄

原航空航天工业部副部长

原中国航空工业第一集团公司科技委主任



2010年9月于北京

前 言

飞机飞行试验是集科学性、实践性、风险性于一体，投资巨大，技术复杂的系统工程，它在国防和经济建设中具有举足轻重的作用。世界上所有航空强国无不重视飞行试验的发展。我从事飞行试验工作46年，在各级领导的关怀和支持下，主要完成了四件事：第一件事是地面飞行模拟。1966年我主管的强5操纵品质飞行模拟试验是全国第一个型号飞机的飞行模拟试验，其中运用到的SB-6是全国第一个飞控铁鸟台和飞行模拟器。后来参与了一系列的地面飞行模拟器建设和应用，建立了集团公司飞行仿真重点实验室。第二件事是空中飞行模拟试验机研制。带领研究团队历时17年分别研制成功了单轴、多轴两代变稳飞机，这是国内仅有的两架空中飞行模拟试验机。目前第一架变稳飞机已经退役，第二架变稳飞机(IFSTA)一直承担着繁重的科研和试飞员培训任务。第三件事是歼10飞机科研试飞与定型试飞。作为试飞总师，与联合试飞队伍一起，在近20年的试飞周期内，从试飞技术攻关和试飞设施建设到设计定型试飞，完成了许多开创性的工作。歼10试飞中的一些试飞理念、试飞模式和试飞技术在后来的型号试飞中得到了推广和应用。第四件事是电传操纵飞机飞行品质等飞行试验技术研究。从20世纪80年代进行的跟踪操纵品质(HQDT)和驾驶员诱发振荡(PIO)等人机闭环飞行品质试飞研究，到后来的颤振激励技术攻关和大迎角试飞等，我与同事们一道，已经全面掌握和应用了第三代机试飞技术。

虽然这些科研工作对我国航空技术和航空工业发展做出了一定的贡献，取得了一些成果，但是也付出了巨大的代价。1984年12月4日，在一次我主管的电操纵试飞验证项目中，由于传感器故障，试飞员未能及时转入备份操纵，造成飞机失控而进入尾旋，损失了一架歼教6飞机，所幸两名试飞员无恙。在后来的型号试飞中，也出现过许多险情。在一次低空大速度飞行中，由于燃油系统故障，燃油表显示的总油量足够，但实际油箱的供油量已不足，幸好地面监控站发现，紧急指挥试飞员关加力，收油门减速，挽救了飞机。否则，按照当时耗油率，再过10多秒钟，这架飞机将无可挽救。还有一次，一架电传飞机进场着陆时，由于侧风扰动造成严重的横向驾驶员诱发振荡(PIO)，当时离地只有1~2m，幸运的是，试飞员事先经过专项变稳飞机PIO培训，他判断准确，处置恰当，驾驶飞机复飞后安全着陆(试飞记录表明，从PIO发散到收敛只有5s)。世界上类似原因发生过不少坠机事件。再有一次，一架电传操纵飞机进行颤振激励地面检查试验时发现前翼舵面扭转频率下降了5Hz，当即取消了飞行。后来检查发现该翼面转轴轴套松脱，若不是地面实时监控发现，一旦飞机带故障上天，后果将不堪设想。这些都是我亲身经历的事件。其实类似事件在飞行试验中不胜枚举，有一些也造成了严重的后果。造成这些事件的原因有技术的，有管理的，有产品的，也有人为的。因为飞行试验牵涉的环节和因素实在太多，稍不注意，轻则影响工程进度，重则造成无法弥补的后果。这些历历在目的经验教训促使我编写了这本飞行试验工程的书。

经过多年试飞工作发现,我们的试飞理念、试飞技术和试飞管理仍存在许多问题。由于工作需要,我曾与欧、美、俄、日和以色列等国家和地区飞行试验的工作者有过一些交流和合作,在国内也参加过许多交流、讨论、论证和评审等技术活动,我也想借此机会把这些活动中了解到部分信息通过本书反映出来,供同行参考,这也是促使我写本书的原因之一。

国内外关于飞行试验技术方面的著作不少,但较全面地叙述飞行试验工程的书不多见。因此本书从系统工程的角度来重点叙述飞行试验的各个方面,并没有刻意叙述某一项具体的、系统的试飞技术细节。

本书首先强调了飞行试验在航空发展和飞机研制中的地位 and 作用,目的是希望相关人员更关注和支持飞行试验事业的发展。随后本书强调了试飞安全和试飞员素质方面的要求和相关技术,之所以将这两方面内容放在突出地位,除了重点强调试飞安全技术和试飞员飞行技术外,还力图宣传和营造一种良好的试飞文化,包括试飞安全文化,这两方面是其他试飞工作的基础。当然专业试飞技术是重要的,从第4章到第9章主要是以战斗机型号试飞为主线叙述了不同专业的试飞技术侧重点。飞机平台试飞着眼于飞机的总体行为,着重于试飞操纵和机动动作设计,以及飞机响应参数的识别和处理,检查各种动态模型的正确性;航空电子和机载系统试飞着重于试飞规划和系统试飞综合设计,大到体系试飞协调,小到传感器精度,包括各种信息测试和总线数据的处理,检查系统的功能和指标。由于篇幅所限,本书只是将一些重要的,或自认为应该特别提及的部分做了些描述,目的是引起试飞工程师们的特别关注。试飞测试是试飞技术的重要组成部分,没有测试的试飞只是飞行,不是真正意义上的试飞,因此本书将测试专门作为一章,重点强调试飞测试技术发展趋势;最后两章分别对虚拟试飞和试验研究机做了专门叙述。虚拟试飞必须着重叙述,一方面是因为目前许多人对虚拟试飞仍然不够重视,另一方面这项技术在今后飞行试验中必将有更大的应用空间,忽视它的应用对试飞工作者来说是可惜又可悲的事情。与虚拟试飞一样,试验研究机的研制和应用仍然有许多人不够重视。忽视它,不仅对飞行试验事业,而且对整个航空航天事业都是巨大的损失,因此本书最后以较大篇幅叙述了试验研究机,包括国外情况、历史情况和应用需求,希望给能够影响航空事业前途的人们和试飞工程师们一些启示。

本书的编著和出版得到了中国飞行试验研究院刘选民院长的关心和支持,陈怿和张东卫两位同仁为本书的出版进行了大力帮助。在本书编著过程中得到了许多朋友的支持和帮助,特别是寿圣德、袁慧馨、程厚梅、蒋祖国、全昌业、李树有、霍培锋、白效贤、田福礼、朱良龙、任朴舟等研究员从不同的专业角度为我提供素材和建议。研究生张晓敏对全书进行了修改和整理,程淑萍女士自始至终进行稿件打印和修改,在此对他们的帮助、支持和辛勤劳动表示衷心感谢。

由于本人技术水平和经历所限,许多内容和观点肯定有不妥或错误之处,希望读者以批判的态度去阅读和参考,并不吝赐教,我会诚恳接受,并将予以修正。

周自全
2010年8月于西安

目 录

第1章 绪论	1
1.1 现代飞机及其试飞	1
1.2 现代飞机飞行试验的特点	4
1.2.1 飞机飞行试验是大系统工程	4
1.2.2 试飞内容极其复杂	5
1.2.3 必须试飞考核各种使用边界	5
1.2.4 试飞风险大,且具有风险重复性	6
1.2.5 试飞耗费巨大	7
1.3 飞行试验的分类	7
1.3.1 研究性试飞	8
1.3.2 调整和鉴定试飞	8
1.3.3 试用和使用试飞	9
1.4 试飞机构和试飞管理	10
1.4.1 航空大国的试飞机构	11
1.4.2 试飞项目管理	14
1.5 飞行试验发展的历史和趋势	16
1.5.1 世界飞行试验发展	16
1.5.2 中国飞行试验技术发展	19
1.5.3 飞行试验发展趋势	20
1.6 本章小结	23
第2章 试飞安全技术	25
2.1 试飞安全和风险评估	25
2.2 试飞安全管理	26
2.3 保证试飞安全对试飞队伍的素质要求	27
2.4 试飞顺序选择安排	27
2.4.1 领前试飞研究对保证试飞安全具有重要意义	28
2.4.2 型号试飞任务安排顺序	28
2.5 试飞限制要求	30
2.5.1 构型限制	30
2.5.2 重量、重心和非对称限制	31
2.5.3 速度高度飞行包线限制	31
2.5.4 迎角限制	32

2.5.5 起飞和着陆阶段的速度限制	32
2.5.6 载荷限制	32
2.5.7 局部振动值的限制	33
2.5.8 发动机试飞限制	34
2.5.9 燃油系统工作限制	34
2.5.10 飞控系统工作限制	34
2.5.11 起落架工作限制	35
2.5.12 环控系统工作限制	35
2.5.13 液压系统工作限制	35
2.5.14 座舱盖和弹射座椅工作限制	35
2.5.15 电源系统工作限制	35
2.5.16 试飞电磁环境限制	36
2.6 地面遥测监控	36
2.7 专业试飞安全技术	38
2.7.1 颤振试飞	38
2.7.2 飞控试飞	39
2.7.3 飞行品质试飞	40
2.7.4 大迎角试飞	41
2.7.5 发动机试飞	42
2.7.6 航电武器系统试飞	43
2.7.7 关于人素工程的考虑	44
2.8 试飞安全设施	46
2.8.1 试飞员学院(校)	46
2.8.2 遥测监控站	46
2.8.3 地面飞行模拟器	47
2.8.4 反尾旋装置	47
2.8.5 试飞现场安全保障设施	47
2.9 本章小结	48
第3章 试飞员和试飞员驾驶技术	50
3.1 试飞员的作用	50
3.1.1 试飞员的素质和水平关系着试飞安全和试飞效率	50
3.1.2 试飞员对于优化飞机设计起着举足轻重的作用	50
3.1.3 试飞员对新机使用起着承上启下的作用	51
3.2 对试飞员的要求	51
3.2.1 对试飞员的基本素质要求	51
3.2.2 对试飞员的基础理论要求	52
3.2.3 对试飞员的工程要求	54
3.2.4 试飞技术	55
3.3 驾驶员属性分析	61

3.3.1 驾驶员是传感器	61
3.3.2 驾驶员是信息处理器	62
3.3.3 驾驶员是伺服作动器	62
3.4 试飞员培养	64
3.4.1 试飞员成长之路	64
3.4.2 理论和工程培训	64
3.5 试飞员的座舱鉴定任务	66
3.5.1 概述	66
3.5.2 座舱鉴定的内容	66
3.5.3 关于座舱性能的试飞员评述	68
3.6 本章小结	69
第4章 试飞准备	71
4.1 试飞总体方案	71
4.1.1 试飞目的	71
4.1.2 试飞对象	72
4.1.3 试飞依据	72
4.1.4 试飞工作内容	73
4.1.5 试飞方法	79
4.1.6 承试飞机任务分配	79
4.1.7 试飞工作计划安排	80
4.1.8 地面试验	82
4.1.9 试飞保障	83
4.1.10 试飞组织管理	83
4.2 试飞大纲	84
4.2.1 试飞大纲的分类	84
4.2.2 设计定型试飞大纲与试飞总体方案的区别	85
4.2.3 制定试飞大纲的依据	86
4.2.4 试飞项目选择	86
4.2.5 试飞项目举例	87
4.2.6 试飞构型选择	88
4.3 试飞计划	89
4.4 试飞队伍的建立和培训	91
4.5 试飞设施建设	93
4.5.1 试验机 and 通勤飞机	93
4.5.2 大型通用地面试验设备	94
4.5.3 专用试飞设施	95
4.6 本章小结	95
第5章 首飞、飞机性能和发动机试飞	97
5.1 概述	97

5.2 首飞	98
5.2.1 试飞准备	98
5.2.2 地面滑行	101
5.2.3 首飞	103
5.3 大气数据校准试飞	104
5.4 飞机性能试飞	110
5.4.1 飞机性能试飞的意义、内容和状态	110
5.4.2 飞行性能换算	111
5.4.3 起飞和着陆特性试飞	113
5.4.4 飞机爬升性能试飞	114
5.4.5 巡航性能试飞	116
5.4.6 作战性能	117
5.4.7 下降特性	117
5.5 发动机试飞	118
5.5.1 发动机系统使用性和相容性及影响因素	118
5.5.2 动力装置试飞的输入技术文件	120
5.5.3 典型的试飞技术	122
5.5.4 发动机使用性能试飞技术	125
5.5.5 发动机试飞测试和数据处理分析	126
5.5.6 发动机试飞的特殊考虑	128
5.5.7 发动机推力	128
5.6 性能、能量与机动性	131
5.7 本章小结	137
第6章 飞行品质试飞	139
6.1 概述	139
6.1.1 飞行品质要求	139
6.1.2 影响飞行品质的基本环节	139
6.1.3 飞机设计过程中飞行品质规范的应用	141
6.1.4 飞行品质规范等级的应用	142
6.2 飞行品质试飞的典型操纵	142
6.3 飞行品质开环试飞	146
6.3.1 纵向稳定性	147
6.3.2 飞机短周期响应特性试飞	147
6.3.3 机动飞行中的操纵感觉和稳定性	150
6.3.4 横航向模态特性	151
6.3.5 横航向动态响应特性	152
6.3.6 横航向的操纵性能	153
6.4 驾驶员诱发振荡	154
6.4.1 驾驶员诱发振荡现象	154

6.4.2 驾驶员诱发振荡原因分析	154
6.5 PIO 判据及其应用	157
6.5.1 姿态带宽准则	157
6.5.2 Gibson 平均相位速率准则	159
6.5.3 Gibson 最大 APC 频率增益准则	160
6.5.4 Smith - Geddes 准则	160
6.5.5 R. Smith 准则	161
6.5.6 回路分离参数法 (LSP) 准则	163
6.5.7 进场着陆最优姿态响应准则	163
6.5.8 航迹带宽准则	164
6.5.9 Neal - Smith 准则	165
6.5.10 等效系统参数准则 (时域)	167
6.5.11 等效系统参数准则 (频域)	167
6.5.12 姿态回落准则 (时域)	168
6.5.13 GM/PM 准则	169
6.5.14 航迹超调准则	170
6.5.15 姿态带宽 (频域) 加回落 (时域) 准则	171
6.5.16 姿态带宽 (频域) 加回落 (频域) 准则	172
6.5.17 杆力梯度、阻尼比准则	174
6.5.18 俄罗斯 A 准则	174
6.5.19 俄罗斯 N 准则	175
6.5.20 OLOP 准则	179
6.5.21 横航向 APC 的预测准则	181
6.6 人机闭环系统试飞	184
6.7 大迎角试飞	188
6.7.1 第三代战斗机的大迎角特性	188
6.7.2 大迎角特性的有关定义	190
6.7.3 大迎角飞行试验阶段划分	192
6.7.4 一种典型飞机的试飞情况	194
6.7.5 反尾旋伞	196
6.8 敏捷性和过失速机动试飞	199
6.8.1 概述	199
6.8.2 敏捷性判据及试飞评定方法	200
6.8.3 过失速机动试飞	203
6.9 本章小结	209
第7章 飞行包线和结构完整性试飞	210
7.1 概述	210
7.2 飞机结构完整性试飞内容	212
7.2.1 飞机结构静载荷和静强度试飞	212

7.2.2	飞机结构动载荷和动强度试飞	214
7.2.3	飞机结构疲劳载荷和疲劳/断裂强度试飞	215
7.2.4	飞机结构热载荷和热强度试飞	215
7.2.5	飞机结构可靠性和维修性验证试飞	215
7.3	飞机结构载荷和强度试飞	216
7.3.1	飞机结构载荷和强度试飞的目的	216
7.3.2	飞行载荷和结构强度试飞的技术准备	216
7.3.3	飞机载荷和强度试飞机动方法	217
7.4	颤振和气动伺服弹性	218
7.4.1	颤振和气动伺服弹性的机理和模型迭代	218
7.4.2	颤振/ASE 要求	220
7.4.3	颤振/ASE 试飞方法	221
7.4.4	颤振边界预测	224
7.4.5	安全考虑	224
7.5	振动飞行试验	225
7.5.1	飞机振源、振动特性及危害	225
7.5.2	振动飞行试验的意义	226
7.5.3	飞机振动环境飞行试验	227
7.5.4	飞机炮振飞行试验	229
7.5.5	可靠性环境测量	230
7.6	本章小结	232
第8章	航空电子系统试飞	234
8.1	概述	234
8.2	航空电子系统综合功能试飞	235
8.2.1	航电系统的试飞阶段	235
8.2.2	主要试飞内容	236
8.3	导航系统的鉴定试飞	241
8.3.1	战术导航	241
8.3.2	自动返航方式	242
8.3.3	特殊功能	243
8.4	空/空主模式鉴定试飞	243
8.4.1	多功能火控雷达 (MFCR) 试飞	243
8.4.2	空空航炮精度试飞	246
8.4.3	导弹操作	246
8.4.4	关于空空导弹试验的几点说明	246
8.5	空/地模式鉴定试飞	248
8.5.1	多功能火控雷达	248
8.5.2	轰炸精度	249
8.5.3	航电和火控雷达试验数据的统计原理	249

8.6 一种主动雷达制导空空导弹试飞	252
8.6.1 导弹功用和性能	252
8.6.2 制导模式	252
8.6.3 载机对导弹的控制	253
8.6.4 载机导弹系统试飞的目的和内容	253
8.6.5 试飞方法	254
8.7 频谱空间特性的试飞	257
8.7.1 频谱空间	257
8.7.2 雷达试飞补充说明	259
8.7.3 雷达截面积测量试飞	262
8.7.4 光电系统试飞	265
8.7.5 红外目标特性试飞	270
8.7.6 电子战试飞	273
8.8 本章小结	276
第9章 试飞测试	278
9.1 概述	278
9.1.1 试飞测试系统的作用	278
9.1.2 现代试飞测试的通用要求	279
9.1.3 试飞测试的分类	280
9.2 一种典型的 ADAS 系统	281
9.2.1 基本原理和结构	281
9.2.2 ADAS 达到的目标	287
9.3 地面数据采集系统	287
9.3.1 系统原理结构	287
9.3.2 数据处理	288
9.3.3 显示监控和指挥	290
9.4 试飞测试技术的发展	291
9.4.1 F-22 的机载测试系统	291
9.4.2 F-22 和 F-35 新的机载测试系统	293
9.4.3 A380 试飞机载测试系统	295
9.4.4 飞行试验遥测技术的发展趋势	296
9.5 外部参数测量	301
9.5.1 光电经纬仪	302
9.5.2 测量雷达	302
9.5.3 激光雷达	303
9.5.4 卫星导航定位测量	303
9.5.5 摄影测量	304
9.6 本章小结	305

第 10 章 虚拟试飞	306
10.1 概述	306
10.1.1 虚拟试飞和飞行模拟	306
10.1.2 飞行模拟的发展	307
10.2 飞行模拟的作用、限制与对策	310
10.2.1 飞行模拟的作用	310
10.2.2 飞行模拟的限制	314
10.2.3 克服飞行模拟限制的对策	315
10.3 飞行模拟的分类	316
10.3.1 非实时飞行模拟	316
10.3.2 人在回路中的飞行模拟	317
10.3.3 硬件在回路中的飞行模拟	321
10.3.4 空中飞行模拟	325
10.4 研制模拟器需要考虑的因素	326
10.4.1 需求定义分析	326
10.4.2 建模	327
10.4.3 座舱	328
10.4.4 视景	329
10.4.5 数据记录、显示和分析	331
10.4.6 模拟和飞行试验的综合	331
10.4.7 验证和确认 (V&V)	332
10.5 试飞模拟的试验程序	334
10.5.1 确定试飞模拟目标	334
10.5.2 建立模型和实施验证与确认	335
10.5.3 确定试飞矩阵的模拟	335
10.5.4 开发试验机动作和安全考虑	336
10.5.5 故障模态效应试验	336
10.5.6 培训试飞队伍	336
10.5.7 比较试验结果和更新模拟	337
10.6 本章小结	337
第 11 章 试验研究机	339
11.1 概述	339
11.1.1 定义与分类	339
11.1.2 试验研究机在航空技术发展中的作用	339
11.1.3 不同历史时期试验研究机发挥的作用及工作重点	341
11.1.4 试验研究机发展状况	343
11.2 X 系列飞机	347
11.2.1 X-1 促使 X 飞行器家族的诞生	348
11.2.2 X-15 首次实现临近空间的有人驾驶飞行	349

第1章 绪论

1.1 现代飞机及其试飞

飞行试验是在真实飞行条件下进行科学研究和产品试验的过程。1903年12月17日,美国人莱特兄弟(W. Wright & O. Wright)驾驶自制飞机迈出了有人驾驶动力飞行的第一步,开创了航空科技发展的新纪元,同时也开创了飞机飞行试验的先河。自那以后的100多年,航空科技发生了翻天覆地的变化,从微型飞行器到巨型飞机,重量^①从几十克到几百吨,尺寸由厘米级到百米级;飞行马赫数(Ma)从近乎0到近于10;飞行高度从贴地飞行到外层空间;飞机作战从双方贴身缠斗到超视距作战,甚至万里之遥进行远程精确打击;作战体系从单机对决到海、陆、空、地、天一体的网络战争;飞机从有人驾驶到无人驾驶等。所有这些发展既离不开飞行试验的贡献,也促进了飞行试验技术的发展。

按照中华人民共和国国家军用标准 GJB 185—1986《有人驾驶飞机(固定翼)飞行品质》将军用飞机分为三类:轻小类、轰运类和歼强类。其中歼强类与前二类主要区别是其机动过载大于4.5,包括歼击机(战斗机)、强击机(攻击机)、歼击轰炸机(战斗轰炸机)及它们相应的教练机。从飞行试验的观点来看,这类飞机的试飞最复杂,难度最大,其他类飞机需要试飞的内容,这类飞机基本上都要飞。除此之外,还要试飞大机动、大边界、武器火控、电子战等内容,因此本书的重点是描述这类飞机的飞行试验。在这类飞机中,我们把重点放在现代飞机,即所谓第三代和第四代飞机。诚然,飞机的划代并没有一个严格的界线,同一代飞机技术特征和水平也是千差万别,但是作为第三代和第四代飞机它们还是有许多共同的技术特征。这些特征是:

(1) 先进的气动布局,如放宽静稳定性、翼身融合、鸭式、边条和变机翼弯度技术应用,良好的大迎角特性等,飞机结构布局充分考虑隐身性能。

(2) 数字式全权限电传操纵系统,飞机在全包线内具有I级飞行品质,驾驶员工作负荷轻,作为战斗机可实现无忧虑操纵。

(3) 新材料,特别是复合材料应用比例增大,损伤容限设计,飞机重量轻,有效载荷比例大。

(4) 综合航空电子系统,包括先进导航、通信、识别、多功能武器火控系统、电子战、数据融合、数据链,以及友好的人机界面等。

(5) 先进电子调节的高性能发动机,大推重比、油耗低、对环境污染小,对第四代战斗机,普遍采用了矢量推力措施。发动机与飞机具有良好的相容性,包括进气道和发动机相容性、结构相容性以及系统相容性等。

(6) 新技术、新成品比例大,有的飞机新成品占整个成品的2/3,这给全机系统综合和

^① 本书“重量”是质量(mass)概念,单位是千克(kg)。

质量控制带来了挑战。

由于现代飞机具有的这些特点,因此对飞行试验提出了许多新的要求。例如,由于新的气动总体特性,决定了飞机具有很大的飞行包线,试飞包线扩展深度和广度的增加。这种包线扩展包括速度包线、过载包线、迎角包线等;为了摸清新气动布局带来的气动力变化,含全局的和局部的变化,还要进行全机压力分布测量。由于高增益电传飞控系统的加入,设计师已经不仅仅是在设计一架孤立的飞机,而是把飞机和驾驶员作为一个人机系统来设计,因此更需要进行人机闭环飞行品质试飞。除此之外,还要进行相关项目的试飞,如飞控稳定裕度试飞、气动伺服弹性试飞、迎角和过载边界限制试飞、抗尾旋模态试飞、各种飞控模态的验证及它们之间转换试飞,包括正常模态和应急模态、主模态和备份模态,最后还要进行失速/尾旋试飞。与这些试飞相适应的技术准备试验中,还应进行飞行模拟研究,含空中和地面飞行模拟研究;模型自由飞,特别是带电传飞控和放宽静稳定性的模型自由飞以及反尾旋装置研究等;新的结构设计理念和新材料应用要求必须进行结构完整性试飞,包括全机载荷测量、局部载荷测量、起落架载荷测量、复合材料载荷(应变)测量,含集中载荷测量和分布载荷测量。有些飞机很可能还要进行地面滑行特性专题检测,如不同跑道粗糙度和跑道湿度滑行特性检查等。由于新型发动机和新飞机的组合应用,除进行发动机试飞检查外,还要进行发动机与飞机相容性试飞;随着对环保要求的提高,对发动机使用污染度探测也提上议事日程,含噪声检测和尾喷成分检测等。

高度综合航空电子系统的采用,要进行大量的航电功能和性能试飞,包括新成品中二类产品定型和三、四类航空新产品随机鉴定。其中,新型火控雷达、通信和导航、各种空/空和空/面武器投射是航电试飞中分量最重的试飞内容。

在总体性能试飞中还应试飞测试飞机的目标特性,包括光学特性(红外特性、紫外特性和可见光特性等),电磁特性如雷达截面积(RCS)测量等,这些测量应尽可能覆盖所有应用频段范围。

对于舰载飞机,要着重考虑离舰和着舰试飞技术,包括舰载环境特性试飞。由于对飞行安全有更高要求,以及军用飞机作战环境的复杂化,对驾驶员心理和生理特性试飞要求也越来越高,因此对人素工程的试飞研究也在逐步加强。

由于飞机使用的全球化、网络化和空、天、地一体化,不但对试飞技术和手段有革命性的扩展,而且对飞机维护保障也带了严重挑战,信息化、网络化、远程维护、虚拟维护等技术也需要通过试飞去研究和探索。

飞机飞行试验在航空技术发展中的作用是:

(1) 航空航天科技新原理、新概念、新技术、新材料的飞行试验研究和验证,为航空航天科技和型号发展奠定技术基础。

(2) 新型号飞机的飞行验证—改进一再验证,直至设计定型,飞行试验是飞机研制的重要环节。

(3) 为新机的应用摸索和积累经验,确保新机使用安全和效率。

这里,以美国第四代战斗机F-22为例来说明飞行试验在一代新机发展中起到的重要作用。在航空科技上F-22有四大突破:超声速巡航,即在不开加力的情况下,飞机可在超声速状态持续飞行;过失速机动,通过矢量推力,使飞机在很小速度和很大迎角范围内具有良好的稳定性和操纵品质,因此它具有优良的近距格斗和机头对准能力;隐身特性,其雷达截

面积只有 $0.01 \sim 0.03\text{m}^2$ ，一般情况下很难被敌方雷达发现；超视距作战，即雷达探测和武器发射距离远，航电系统有强大的数据融合能力，飞机具有先敌发现、先敌发射和先敌摧毁的“三先”能力。研制这样一代飞机大体上经历了三个阶段：技术准备、演示验证和飞行试验。

第一阶段为技术准备阶段。美国在 20 世纪 80 年代初根据苏联航空发展趋势和冷战形势，决定要研制第四代先进战斗机以代替在役的 F-15 和 F-16。随即开始了一系列的 ATF（先进技术战斗机）验证计划。从 20 世纪 80 年代初期到 90 年代中期开展的主要预先研究计划有：F-15 STOL/MTD（短距起落/机动性验证）、F-18HARV（大迎角研究机）、X-31EFMD（增强机动验证）、F-16MATV（轴对称矢量推力验证）、F-15ACTIVE（综合飞行器先进控制技术）、F-16AFTI（先进战斗机综合技术验证）等，通过这些研究机试飞，基本上掌握了大迎角机动、矢量推力、综合控制等先进飞机平台技术。

第二阶段为 YF 演示验证和竞争阶段。1985 年美国空军发布先进战斗机技术（AFT）要求；1986 年启动 YF-22 和 YF-23 竞争计划；1989 年改装波音 757 作为空中电子试验机试飞验证 YF-22 的航空电子初步方案；为保证飞行安全，YF-22 和 YF-23 试飞前分别用变稳飞机 F-16D/VISTA 和 C-131/TIFS 进行了控制律领先验证试飞。1990 年 YF-22 进入首飞阶段；2 架分别安装了 GEYF-120 发动机和 P&WYF-119 发动机。YF-22 验证试飞于 1992 年由于第 2 架着陆坠毁而结束，但主要验证试飞项目已近完成。1996 年，用 F-16D 改装的 VISTA 变稳飞机对 F-22 飞控控制律进行了空中模拟验证飞行。波音 757 空中实验室对 F-22 航电系统的综合试验一直持续到 2003 年。1997 年 9 月 7 日 F-22 的 4001 号机首飞，EMD 阶段的 F-22 开始本机飞行试验。截止到 2005 年 8 月 13 日，EMD 阶段 9 架 F-22 总共飞行的起落和飞行小时如表 1-1 所示。

表 1-1 F-22 在 EMD 阶段的飞行试验情况

试飞类型	起落数	飞行小时/h
科研	1810	3595.7
航电	1073	2596.5
IOT&E	535	1291.2
优化	29	59.5
Σ	3447	7542.9

2005 年 F-22 交付空军服役后的相当长的时期内，F-22 的改进试飞仍在继续，包括诺斯罗普公司的新型雷达试飞等。2009 年 3 月 26 日洛克希德·马丁（洛·马）公司试飞员就是在爱德华空军试飞基地试飞 F-22 武器系统而坠毁的，造成一等事故。

从 F-22 发展过程可以看出，飞机飞行试验几乎占据整个飞机的研发过程，或者说新机研发的全寿命过程中都伴随着飞行试验。

我国第三代飞机的研制前期飞行试验所占的比重没有 F-22 研制中飞行试验比重那么大，因为许多基础技术可以直接借鉴国外已有技术。即使如此，飞行试验在整个研制中也占有相当的分量。早在 1979 年，我国就启动了电传操纵技术及其相关的飞行品质试飞研究。歼 8ACT（主动控制技术）、BW-1 变稳飞机和 IFSTA 综合空中飞行模拟试验机为电传操纵

技术和电传飞机的试飞技术积累了许多经验。1994—2000年, BW-1 变稳飞机和 IFSTA 综合模拟试验机为第三代战斗机进行了飞行品质、飞控稳定裕度、气动伺服弹性 (ASE) 试飞技术攻关、首飞进场着陆控制律空中模拟以及试飞员培训等方面进行了大量的试飞研究工作。除此之外, 20 世纪 90 年代, 对大气数据计算机、新型座椅弹射系统、火控雷达、应急动力系统、微波着陆和塔康数据导航、电子战等都进行了装机前的他机试飞研究或鉴定, 为新机装机使用和试飞奠定了技术基础。本机试飞历经 6 年, 本机和它机试飞总飞行几千架次。本机设计定型试飞完成之日就是该型号设计定型条件具备之时。

事实证明, 重视试飞技术发展就是重视航空技术发展, 重视试飞质量就是重视飞机研制质量。

1.2 现代飞机飞行试验的特点

一位航空科学技术发展的先驱, 飞机设计师、制造工程师和试飞员, 德国人李林达尔 (Otto Lilienthal) 有一句名言: 只有飞行才意味着一切 (To fly the one is every thing)。

这句话诠释了在航空科技发展领域的一个真理: 实践是检验真理的唯一标准。按照这个真理, 人类发明和研制的任何飞行器都要进行飞行试验。与其他飞行器的飞行试验比较, 飞机飞行试验具有以下几个特点。

1.2.1 飞机飞行试验是大系统工程

一代新机是如何诞生的? 准确地说它是使用方论证出来的, 是设计方设计出来的, 是制造方试制出来的, 是试飞方试飞出来的, 而最后的焦点必然集中在试飞上。因此新机试飞会聚了为新机研制而承担责任的所有人。美国 F-18 试飞集中到海军航空试验中心 (NATC) 的人员最多时达 700 人; F-22 试飞集中到空军试飞中心 (AFFTC) 的人员最多时达 650 人; 歼 10 试飞时, 常驻试飞现场的人员为 300~500 人, 他们分别来自约 40 个不同单位。

由于飞机功能越来越多, 各种飞行包线越来越宽, 为了加速飞行试验过程, 参试的飞机越来越多。早期新机试飞的试验机 2~5 架, 而现代飞机试飞如 F-22、F-35、苏-27 等参试试验机均为 10 架左右; 歼 10 参试试验机也达到 7 架。

参试飞机往往不是一次交付, 而是边试制、边试飞、边交付; 飞机状态也不是一次到位, 而是边试飞、边完善; 在试飞过程中, 已参试飞机的状态也可能更改, 根据试飞中可能出现的问题, 参试飞机可能随时停下来排故, 一些设备还需返厂修改和重新做试验。因此在新机试飞中, 特别是试飞的前、中期, 高度平行交叉作业是正常的工作模式。

对于试飞工作者来说, 面对复杂的试飞工程不仅仅是试飞现场的组织管理, 更重要的是承担着试飞技术和试飞安全的责任。试飞技术范畴很广, 它几乎涵盖了所有航空、航天、兵器、电子等多方面的专业, 而且还具有试飞专业本身所特有的技术。试飞技术包括试飞输入设计和顶层规划, 试飞操纵驾驶, 飞机改装, 数据采集、记录、遥测、监控和数据处理, 试飞维护保障, 试飞支持设施包括试飞测试、仿真预测、颤振激励、反尾旋伞等设施的研制与试验, 此外还要研制和应用各种各样的试验机和研究机。

对于现代飞机体系网络试飞来说, 涉及动用各种不同的试验资源, 包括飞机、车辆、卫星以及真假目标的布局和应用, 其试飞规模和难度更大、更复杂。总之, 飞机型号试飞是一

项庞大的、复杂的系统工程。

1.2.2 试飞内容极其复杂

现代飞机是一个多功能武器平台,而这种多功能是依靠不同的飞机构型和系统模态来实现的。现代飞机具有非常复杂的构型组合,各种典型的构型组合都需要进行相应的试飞验证。一种典型战斗机具有空/空和空/面构型,飞机具有10个左右的外挂点,不同的外挂组合构成许多种飞机构型。通过地面试验和计算分析选择后,典型飞机的试飞构型可达40种之多。飞机的各种功能系统具有不同的系统模态,例如,电传飞控系统具有数字飞控、模拟备份、自动驾驶、直接链操纵、迎角限制、过载限制、抗尾旋模态、故障重构模态等;综合航电系统具有导航主模态、空/空主模态、空/地主模态。每种主模态下又分为各种子模态,如导航主模态下分无线电导航、惯性导航、塔康导航、微波导航以及飞机之间和空天地之间的数据传输模态等;空/空主模态下分航炮和各种空空导弹;空/地主模态下分各型制导或非制导炸弹、空地火箭、空海和空地导弹等。航电系统还包括通信、识别、电子战等。所有这些系统模态的功能和性能原则上要进行飞行试验验证。新系统要验证,老系统至少要做新机适应性验证。

除外挂不同以外,飞机本身不同重心和燃油,不同飞行任务和条件,不同的迎角和侧滑角组合,其他各机械电气系统不同的状态,正常的和应急状态等。所有这些构成了一个庞大的飞行试验点阵,一般来说,这种点阵中的试验点数以万计。一型现代飞机在正式交付使用之前,飞行试验的架次数为1500~4000架次;飞行小时为2000~6000h;试飞周期为4~10年。

表1-2 几种典型飞机的试飞架次、小时和周期

机型	研制周期/年	试验机/数量	试飞周期/年	试飞架次
F-16	6	9	4	1725
F/A-18	6	11	4	3400
F-22	15	9	8	3600 ^①
JAS39	14	5	8	2300
EF2000	18	7	9	4700 ^①
阵风	16	5	12	5000 ^①
苏-27	16	9	9	
注:表中空白处表示无此数据。				
① 这些数据是计划数据,不是实际试飞数据。				

1.2.3 必须试飞考核各种使用边界

为了充分发挥飞机性能,同时为了飞机在各种可能状态下的使用,必须对各种边界状态进行试飞考核。包括速度边界、高度边界、迎角边界、过载边界、发动机起动边界、武器发射边界、环境条件边界等。有时还要考核不同参数的组合边界,如法向过载与滚转速率的组合,迎角与侧滑角的组合等。对于一种典型第三代战斗机来说,最大表速可为1400~1500km/h,最小平飞表速可小于200km/h;最大迎角限制边界约30°,而且可能会动态地超

出最大限制值；在有足够反尾旋措施的条件下，还应具有试飞飞控抗尾旋模态，此时迎角可达 40° 左右；在这些试飞内容完成并确信没有问题后，还应进行失速/尾旋试飞，迎角为 $70^{\circ} \sim 80^{\circ}$ 以上，试飞这种状态下各种气动特性和控制特性，改出尾旋方法，甚至包括有意的错误操纵可能带来的后果验证；现代战斗机如 JAS39 的使用过载范围要试飞到超过 $-3 \sim +9$ 范围；发动机应进行起边边界试飞，尤其是高空小速度，如海拔高度 17km，表速 250km/h，关停发动机，重新空中起动；还要考核各种武器发射边界，如高空发射导弹，检查该状态发动机是否会停车；空空导弹发射还应选择不同敌我态势进行靶试，如上视、下视、大高差、迎头、尾追等，还要进行机动状态和大动压（旧称速压）下的武器发射性能，如过载等于 7、表速大于 1300km/h、滚转速率 100% 状态下的武器投射试飞等。环境考核试飞非常重要，因为现代飞机的使用环境很复杂，不仅是全国范围，乃至全世界范围。实际试飞的环境温度为 $-40 \sim 50^{\circ}\text{C}$ 。试飞还有可能到高原进行，在海拔高度 3000 ~ 4000m 的高原机场去考核飞机性能，特别是起飞着陆性能。总之，对于试飞考核来说，凡是战技指标要求的范围，都应尽可能创造条件去执行试飞，甚至还应酌情越过使用边界去检查，一方面防止使用中万一超越边界造成飞行员措手不及，影响飞行安全；另一方面为发掘飞机可能存在的潜力。

1.2.4 试飞风险大，且具有风险重复性

飞机试飞内容复杂，试飞包线边界范围大，试飞架次多，这些都造成事故发生的可能性大。飞机是一个非常复杂的系统，一架飞机数十个子系统，数百个机载成品设备，数十万个零部件，数十万个元器件，机载系统软件高达几十万甚至超过百万条语句，因此试飞中，尤其是试飞初期，高故障率是不可避免的。对于一代新机来说，没有千个以上架次的考验，飞机不可能达到成熟，且出勤率也不会提高。一型新机在定型之前，试飞中出现的故障数以千计，进行飞机五类更改几百上千项，软件更改百次以上。图 1-1 为某型飞机定型试飞过程中平均故障间隔时间（MTBF）。该型飞机总飞行达 2000 架次后，飞机的 MTBF 才趋于设计要求的值。飞机试飞另一个特点是维护保障时间短。一般来说，飞机试飞要求连续作战，如果飞机技术状态允许，单架飞机每天要求试飞 3 ~ 6 架次，架次之间飞机准备时间为 20min 左右。这种从使用出发的维护要求也是造成飞机试飞风险大的可能因素。

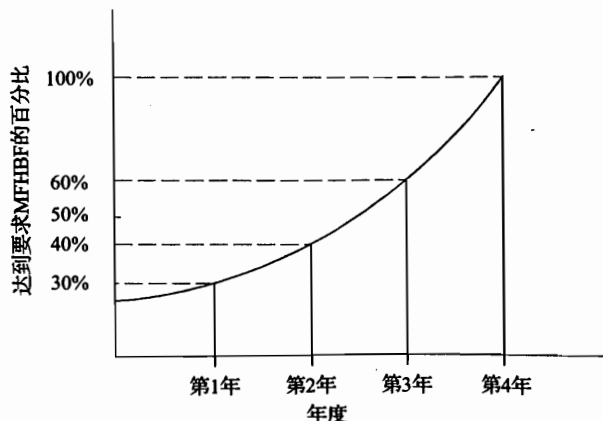


图 1-1 某型飞机定型试飞过程中平均故障间隔时间

另外,飞机试飞参试飞机多,试飞过程中还有他机同时参飞,如发动机空中实验室,雷达和航空电子实验室等,为了配合和支援原型机和他机研究机试飞,还有诸如目标机、伴飞飞机、测试飞机、摄影飞机、空中加油机、电子对抗机以及体系作战的各种飞机、各种导弹等,因此新型飞机试飞,往往构成了一个庞大的混合机群,这个机群或单独试飞,或组合试飞,工作高度平行交叉,这也是造成试飞风险的又一重要因素。

总之,飞机试飞风险性大,风险重复性大。

早期试飞事故非常频繁,据美国统计,20世纪60年代以前,试飞中的事故率非常高,几乎平均每周都有一位试飞员牺牲。随着科学技术的不断发展和地面试验设施以及试飞支持设施的不断完善,试飞中的事故率大大降低。即使这样,世界上现代飞机试飞,特别是电传操纵飞机试飞仍出现过很多事故,其中美国F-22飞机试飞,包括YF-22试飞出现过3次坠毁事故;瑞典JAS39试飞中出现过2次坠毁事故;苏-27试飞中,至少发生过4次坠毁事故,此外,欧洲战斗机EF2000和中国台湾IDF试飞等都发生过坠毁事故。

可以说,航空航天技术的发展,人类付出了巨大代价,即使这样,人类仍在前赴后继,历史还在前进,只是在前进中寻找更先进的飞行安全技术把损失减少到最低程度。

1.2.5 试飞耗费巨大

飞机飞行试验耗费非常巨大。对于研究性试飞,除了部分被试系统研制和地面试验外,主要经费耗资在飞机改装和试飞上;对于型号试飞来说,主要经费耗在试飞设施建设、飞行支持保障、地面试验、油料消耗和弹药武器消耗。据俄罗斯相关文献统计,一型新机试飞,如果包括为研制该型飞机所进行的预研、技术攻关和演示验证试飞、各机载设备鉴定试飞加上型号本身试飞,总试飞经费约占整个型号研制经费的50%。根据美国各种新机试飞统计,不包括各类技术攻关和预研试飞以及试飞条件建设,仅原型机本身试飞耗费,占整个型号研制经费的10%~20%。如果加上新发动机和其他机载设备的研发和演示验证试飞,试飞费用要远大于这个比例。

当然对于各种新机研制和试飞的统计方法没有统一的公式。因为新机新技术、新成品所占比例不同,试飞内容也不尽相同,其中试飞中武器投射量多少相差很大。1枚空空导弹发射,加上靶机消耗,大约需要几百万到1千多万人民币,试飞耗费可见一斑。国内试飞费用一般不包括飞机备件和发动机更换所需费用,这些费用由承制方自行承担。如果加上这些,试飞费用更大。

应该指出,上述这些费用不包括试飞基地基础建设费用,如场道建设、试验研究飞机、支持保障飞机、试飞员培训、试飞支持试验室、地面大型光测和雷测站等,这些耗费相当巨大,这就是美国政府特别强调共享国家资源,避免飞行试验设施的重复建设和重复投资的原因。

1.3 飞行试验的分类

如果按航空科技发展的阶段来分,飞机飞行试验大体上可分三类:研究性试飞、调整和鉴定试飞、试用和使用试飞。

1.3.1 研究性试飞

研究性试飞包括基础技术研究试飞和演示验证试飞。前者是对于一些新的航空理论、原理和基础技术通过飞行试验去验证,为新技术在型号上的应用奠定技术基础;后者则是对一些比较成熟的技术并已经制造出的原理样机,通过飞行试验去进一步验证新技术,预测技术和产品的工程前景,如果没有大问题,即可发展成为新的航空型号产品。在美国 X 系列的飞机就是属于基础技术研究的试验飞机,如 X-1 试验突破声障, X-15 高超声速飞行, X-29 试验前掠翼气动布局, X-45 和 X-47 无人驾驶作战飞机试验等;对于重大新型号飞机,为了全面评估新型号的技术可行性,往往增加一个技术验证机阶段。如美国的 YF 系列飞机即属于型号的演示验证试验飞机,如 YF-16 和 YF-17 就是用来演示验证即将选型的轻型战斗机最终方案; YF-22 和 YF-23 就是用来演示验证即将选型的第四代战斗机方案,实现所谓先敌发现、先敌开火、先敌摧毁的“三先”目标,同时这也是美国空军用来竞争择优的采购策略。

除了 X 系列和 YF 系列试验研究机外,美国还有其他许许多多的专用试验研究机,例如,用于研究飞机飞行品质和培训试飞员的变稳飞机达百架,其中 NT-33 等变稳飞机的研究成果构成了美国军用飞机飞行品质规范 MIL-F-8785B 的主要内容。在俄罗斯每一个新型号的发展以前也经过了大量的研究性试飞,如苏-27DFCS 将模拟电传改为数字电传试验机,所谓第五代 C-37“金雕”和 1.42 验证试飞等;欧洲战斗机 EF2000 问世以前,先进行了 EAP 验证机试飞, EAP 之前还进行过数字电传的“美洲豹” Jaguar DFCS 试飞等;法国最新战斗机 RAFAL 的技术验证机为 ACX,即 RAFAL-A 飞机;民机也是这样,空中客车 A340 投入首飞前用 A319 改装的试验机进行试飞, A380 投入首飞前用 A340 改装的试验机进行试飞等。

我国航空技术发展也开展了一些研究性试飞,例如,利用变稳飞机研究飞行品质,特别是人机闭环飞行品质试飞研究;利用综合空中飞行模拟试验机 IFSTA 对电传飞机进场着陆控制律验证试飞,对无人机控制技术和试飞技术进行研究性试飞,以及变稳飞机对电传飞机试飞技术的领前技术攻关试飞等;利用歼 8 主动控制 (ACT) 验证机对飞机电传操纵技术进行的研究;利用歼 8 II 对发动机电调控制技术的验证试飞;利用歼教 7 对三角翼飞机失速/尾旋特性试飞;利用雷达电子试验机对新型雷达的验证试飞;此外对高超声速飞行器验证试飞,隐身技术验证试飞,无人机验证试飞等,可以说研究性试飞是航空科技的开拓者,是新型号飞机发展的基石。

1.3.2 调整和鉴定试飞

这是一型新机研制最关键的一个阶段。新机能否安全飞行,能否满足设计规范和战术技术指标要求,能否投入生产和交付使用,取决于这个阶段的试飞。中国称之为飞机研制阶段中的调整和鉴定试飞阶段。国外称之为 EMD (Engineering Manufacture Development) 的 D/E (Development/Evaluation) 试飞阶段。这个试飞阶段也是风险最大、耗时最长、耗资最多的一个试飞阶段。事实上一架新机在设计和总装过程中,这个阶段已经开始。飞机上的试飞测试设备和试飞专用的激励设备如颤振激励系统 (FES) 研制和改装,试飞前的地面试验设备,如地面振动试验 (GVT) 设备、人机闭环显示设备等就开始准备。飞机推到外场,即

试飞站后,要进行一系列的地面试验,包括测试系统检查;机载测试与地面监控站、活动遥测站等联试;飞机 GVT 和气动伺服弹性 (ASE) 试验;操纵系统地面检查试验,包括人在闭环回路中的飞控和飞行品质检查,飞机在回路中的仿真检查;航电系统通电检查;起落架特性地面检查等,这些地面试验检查通过后,飞机开始地面滑行试验,含低速滑行、中速滑行和高速滑行。飞机滑行通过后,即进行首飞,首飞选择最保守的航线起落飞行,许多情况下,起落架不收起,如果系统技术比较成熟,地面试验可以证明起落架系统工作的可靠性,也可以在空中进行起落架收和放两种状态下的试验。

首飞之后,飞机就进入调整试飞阶段,试飞中发现的所有问题,包括硬件和软件问题,都应加以解决。理论上讲,飞机及飞机系统工作均正常后,可以进行鉴定试飞,即设计定型试飞开始。

设计定型试飞就是按照国家航空产品定型委员会批准的设计定型试飞大纲,逐项逐条地进行试飞考核检验,直到试飞大纲全部条款试飞完成,并满足航空产品研制总要求后,即可提供进行设计定型审查。

本来调整试飞和设计定型试飞是两个性质不同的试飞阶段,前者的飞机状态尚在“调整”期,可以修修改改,使飞机状态不断完善,直到满足飞机设计要求;后者则是在飞机状态基本冻结的情况下对飞机进行试飞考核,试飞结论在很大程度上存在两种可能性,满足要求可以定型或不满足要求不能定型。但是现代飞机型号试飞经验表明,这两个阶段不可能有一道严格界线,通常的做法是合二而一,统称为调整和鉴定试飞阶段。这样做的原因有二:一是现代飞机越来越复杂,要通过试飞调整达到“状态冻结”再进行定型鉴定,在时间和经济上代价太大,只能在鉴定试飞中,边调整、边定型试飞,直到最后满足研制总要求和使用要求。当然最后还应有一个飞机质量状态稳定期,以确保部队使用安全和效率。二是现代飞机研制本身代价极大,一旦飞机决策研制,只要没有颠覆性的问题,飞机必须定型,因此即使在定型试飞中,飞机有这样那样的问题,只要可能就应允许研制部门去改进完善,直到最后满足研制总要求,一般情况不会轻易让该型号研制流产。

飞机研制部门应该做好技术准备,精心设计制造,充分进行地面试验,尽可能减少试飞期间的飞机“状态调整”,特别不应出现颠覆性的问题,确保试飞安全,加快试飞进程。即便如此新机边鉴定、边调整的过程是不可避免的。不过前期调整成分较大,随着试飞过程推进,飞机状态趋于冻结。对于一型全新军用飞机来说,3 年以上的时间,1 千多架次的试飞,看来是最起码的要求。

1.3.3 试用和使用试飞

试用试飞,相当美国的 IOT/E (Initial Operation/Evaluation) 试飞,即初步使用试飞。在中国又称之适应性试飞。一方面,所谓适应性试飞包含两个含义。第一个含义是新机对使用环境的适应性。飞机研制和定型试飞虽然依据了研制总要求和使用方的意见,但是若干年前提出的研制总要求不一定完全适应战略战术的变化和航空新技术的发展,总要求也可能有调整的必要;另一方面,研制人员所在环境以及他们的经验和知识不一定完全适应使用要求;定型试飞的技术人员、机务人员和试飞员与使用方也有区别;试飞内容和方法与实际使用也有差别,因此设计定型的试飞结论不一定完全切合使用中的实际,特别是那些定性评述结论。因此交付给使用方的新机对实际使用环境条件有一个适应性考核的过程。适应性试飞

另一个含义是指使用方对一种新机的应用也有一个适应过程，特别是对换代飞机的特点有一个适应过程。往往有这种情况，明明是新机优越性，由于使用者习惯于传统技术而对新技术具有排斥性，因此经过一段适应性试飞，再对新机给出评述意见会更中肯，更符合新潮流。对于此阶段发现新机的的问题，只要没有投入批生产和大量投入使用，更改设计和完善制造均是可能的。因此初步使用试飞的结论同样用于新机的设计定型。

投入适应性试飞的飞机不宜多，2~5架即可，否则风险太大，一旦飞机更改较大，付出的代价太高。

适应性试飞开始的时间不宜过早，一般设计定型试飞包线应扩展到90%以上，大部分试飞大纲科目完成，特别是飞机平台特性试飞基本完成，飞机状态基本稳定后才能投入适应性试飞。同时适应性试飞的飞行包线一般不超过设计定型试飞包线，否则风险太大，危及飞行安全，试飞进程也可能欲速则不达。

适应性试飞科目重点应是使用训练科目，由简到繁。试飞内容不宜过多，周期不宜过长，因此时距离飞机设计定型时间已经不远，适应性试飞周期一般在1年左右。一般使用试飞强度较大，飞机出勤率高，一方面从使用角度考核飞机，另一方面飞机状态已达到可高强度试飞的状态。初步适应性试飞内容的另一个重点是武器投射试飞，这些项目可以与设计定型试飞结合进行，一方面使飞机交付部队后及早形成战斗力，另一方面尽可能节约试飞资源，避免重复试飞，因为武器弹药耗费成本较大。此外试用试飞参试空勤和地勤人员不应刻意挑选“尖子”人员，否则他们的评述意见也不一定能代表真正的使用者，他们的经验也不一定能适用于广大的使用者。一般选择少数“尖子”做骨干，大部分参试成员具有“平均水平”即可。

所谓使用试飞，即OT/E (Operation/Evaluation)。其主要任务是摸索新机的使用经验和训练使用人员，对军机来说是作战演练，战术技术方法研究。当然此时发现的重大问题也应向工业部门反馈，以便在以后批次生产中尽可能改进。

使用试飞已属于另外一种技术范畴，本书将不涉及。此外，还有一种试飞称之为出厂试飞，这是指批生产的飞机交付使用方之前进行的例行检查试飞，起落数较少，试飞科目不甚复杂，飞机状态也较稳定，风险性小，这种试飞本书也将不涉及。

1.4 试飞机构和试飞管理

由于飞行试验是一种关系到航空航天事业发展、科学技术性强、风险大、投资多的大系统工程，因此世界各国对飞行试验都非常重视。世界各航空大国对国家飞行试验的组织管理有共同的战略原则，那就是：

(1) 飞行试验是国家行为，具有集权性和权威性，国家统一规划布局和管理，不引入市场竞争机制。

(2) 飞行试验基地建设属国家资源，所有国家投资的试飞活动应尽可能共用国家资源，不搞重复建设，试飞基地应利用国家资源为研制和使用服务。

(3) 提倡联合试飞，包括发展试飞、鉴定试飞和初步使用试飞的阶段结合，研制方、鉴定方和使用方的试飞队伍联合，尽可能不搞重复试飞。

根据上述三大原则，组建试飞机构、安排试飞项目。

1.4.1 航空大国的试飞机构

1.4.1.1 美国试飞机构

美国是世界上航空航天技术最发达的国家,也是世界上飞行试验的深度、广度和强度最突出的国家。第二次世界大战以后,美国从事飞行试验的机构越来越多,连一些大学也有自己的试飞研究中心。这样的结果不但造成了巨大的人力物力消耗,而且试飞安全也难以保障。针对这种局面,20世纪70年代,美国开始整顿飞行试验秩序,关、停、并、转,逐步形成当前的试飞格局。

美国当前的试飞总体布局特征是军机试飞和民机试飞分开,研究性试飞和型号发展/鉴定试飞分开。具体地说,军机试飞由国防部管理下的三军试飞中心为主导,即美国空军试飞中心(AFFTC)、海军航空试验中心(NATC)和陆军航空技术试验中心(ATTTC)负责试飞。在这三个试飞中心中,美国空军试飞中心又占主导地位,规模最大、技术力量最强,专业范围最广;海军航空试验中心主要偏重于舰载飞行试验;陆军航空技术试验中心主要偏重于旋翼机的飞行试验。固定翼的陆基飞行主要由AFFTC负责试飞。美国民机试飞由联邦航空局(FAA)主导下的民机试飞中心和各大公司负责试飞,研究性试飞由国家航空航天局(NASA)领导下的德莱顿飞行研究中心(DFRC)负责试飞。

这里主要介绍具有代表性的AFFTC和DFRC的简况。

AFFTC位于加利福尼亚州爱德华空军基地,它拥有世界上最适于飞行试验的空域、地域和气候条件,占地 1218.05km^2 ,全年可飞天气345天,拥有11条可互相贯通、方向交叉的跑道系统。这些跑道分布在干湖床上,干湖床拥有巨大面积的天然备降场,AFFTC使用这里的机场资源,也负责管理这些场地资源。

AFFTC承担所有空军型号试飞,包括它们的验证机型号YF-16,YF-17,YF-22和YF-23,F-35A等试飞,同时负责无人机试飞任务。

除了得天独厚的试飞场地和靶场外,AFFTC还拥强大的设施,支持飞行试验。这些设施包括:

(1) 航电试验与集成综合试验设施:如微波暗室、航电系统信息综合试验设施、导弹/武器综合实验室等。

(2) 建模与仿真设施:如试验与鉴定建模与仿真(TEMS)实验室等。

(3) 测量和测试实验室:如强度和载荷校准实验室、大气数据校准实验室、地面振动试验/结构实验室、人素工程实验室、结冰/加油综合实验室、推进系统测量综合实验室、重量重心和惯性系统实验室、飞机水平推力测量实验室等。

(4) 硬件在回路的试验设施:主要包括电子战评估模拟器和航炮校靶实验室等。

(5) 试验飞机:主要包括空中结冰试验机(可进行结冰喷水试验)、试验加油机、通用保障试验飞机(F-15,F-16,T-37,T-39,C-141等)和测试飞机等。

(6) 任务支持设施:包括航空航天地面设备综合实验室、无损检测实验室、飞机腐蚀控制实验室、空中交通管制设备、声频视频中心、光纤中枢网络等。

此外,美国空军试飞员学校也设在AFFTC。该校拥有13架培训飞机,其中包括F-16D/VISTA空中飞行模拟试验飞机。该校除培养试飞员(包括无人机试飞员)和试飞工程师外,还承担一定的基地科研试飞任务,如飞行品质和人素工程试飞研究等。

AFFTC 拥有各类人员约 7000 名,其中技术人员约 3000 名,如果加上承包商和使用部门人员,常年在 AFFTC 工作的人员约 12000 人。每年试飞工作量约 12000 飞行小时,年财政预算约 15 亿美元(不包括基础设施和试验场建设经费)。

1992 年 10 月 2 日,该基地组建了支持所有试飞计划的第 412 试飞联队和第 95 机场勤务联队,分别负责各型号的试飞和后勤保障任务。

美国主要科学研究试飞机构是 NASA 的德莱顿飞行研究中心(DFRC),位于爱德华空军基地。

德莱顿飞行研究中心的主要任务是研究、开发、验证并推广应用先进的航空、航天及相关技术。在航空领域,其主要任务是新技术预研,即对新航空理论和技术进行飞行试验验证。美国的许多航空技术都是由该中心率先进行飞行试验的,从 1947 年的 X-1 突破声障,直到当前的先进无人机 X-51 试飞,德莱顿飞行研究中心共进行了数百项航空研究计划,取得了丰硕研究成果,对美国航空航天技术的发展起到了关键支持作用。

为支持飞行研究和验证,德莱顿飞行研究中心使用着各种用途的飞机,主要分为 4 类:试验研究机、试验平台飞机、保障飞机以及任务管理飞机。

德莱顿飞行研究中心的试验飞机有常规固定翼飞机,还有无人机。为满足开展项目试飞的需要,这些飞机有些是 NASA 低价或免费从军方获得的,有些则从军方租赁而来。德莱顿飞行研究中心与国防部保持了长期的良好关系,从国防部获得了国防不再需要的飞机,经改装和加装仪器设备用于支持飞行研究。这些飞机通常都是无偿转让给 NASA,从而节省了大量采购经费。并且德莱顿飞行研究中心还利用国防部的后勤系统确保使用成本更经济。

DFRC 的重要航空试验设施除飞机外,还有飞行载荷实验室(FLL)、威廉姆斯研究飞机综合实验室(RAIF)和西部航空试验场(WATR)。

DFRC 拥有 1000 多名工作人员,其中试飞工程师约 600 人。每年的财政拨款 2.1 亿美元。此外还有数千万美元的合同研究试飞任务。

1.4.1.2 俄罗斯试飞机构

俄罗斯是世界航空工业大国,它的试飞规模和能力也是世界一流的。俄罗斯专门从事试飞的机构集中在两个试飞院:空军红旗研究院(简称红旗研究院)和航空工业部格罗莫夫飞行研究院(ЛИИ,简称格罗莫夫试飞院)。各设计局也承担部分研制飞行试验,但它们的试飞都是在 ЛИИ 的控制和指导下进行的。

红旗研究院成立于 1920 年,主要任务是对航空部门研制的新型飞机进行国家级鉴定试飞,并通过试飞探索新机可能的潜力,给飞机使用部门提供使用方面的指导。

红旗研究院成立 90 年来已经试飞过的型号近 300 种,经过这里试飞后大约 50% 可以投入使用。红旗研究院共有人员约 5000 名,由空军领导和管理。

格罗莫夫试飞院成立于 1941 年,它的主要任务是指导开展新机研制试飞,进行航空航天科技发展研究性试飞,研究和编制各种试飞指导性文件和规范,开展试飞技术研究等。

该院最大特点是拥有约 200 架庞大的试验研究机群,可以进行航空航天飞行平台特性以及各系统的功能和性能飞行研究和技术开发。

该院在试飞技术上具有无可争辩的权威性,新机首飞必须经过以该院院长为首的试飞方法委员会批准,新机交付国家验收必须取得该院签署的鉴定书,国家杜马通过的法律规定,ЛИИ 对所有军机和民机试飞技术负责。ЛИИ 负责制定或修定试飞技术指导文件以及相关规

范和民机适航条例。

ЛИИ 拥有世界上最大的试验机场之一，两条 5400m 跑道，以及完备的试飞测试和地面保障设施。机场周围分布有 17 个飞机设计局的试飞站，共用国家试飞资源。

ЛИИ 高峰年代拥有 10000 多名员工，包括各专业高水平的试飞专家。

1.4.1.3 法国试飞机构

法国飞行试验中心 (CEV，简称法国试飞中心) 是法国唯一的官方飞行试验机构。该中心成立于 1911 年，正式命名于 1944 年。它主要负责军用和民用飞机的飞行试验任务。该中心有 3 个主要试验基地：伊斯特尔试飞基地、卡佐试飞基地及布雷蒂尼试验基地，总部设在巴黎附近的布雷蒂尼。

法国试飞中心隶属于国防部下属的装备部，由装备部下属航空武器管理局直接领导，它为国防部和运输部工作。试飞中心的经费主要由国防部所属航空武器管理局提供，其余经费由运输部和制造厂商提供。

法国试飞中心的任务是为国防部和运输部订货的军、民用飞机进行飞行试验，对飞机及其机载设备和武器系统进行技术评价，做出官方鉴定结论。参与新机研制过程各阶段工作，另外还负责为政府和厂家培养试飞员。

法国试飞中心同时承担军机和民机的试飞，军机试验约占 80%，民机试验占 20% 左右，三大试飞基地年试飞约 10300h（其中包括达索飞机公司的验收试飞，实际的发展鉴定试飞为 5000~6000h），年均计划投资约 2.5 亿欧元。

法国试飞中心是集预研、型号调整和鉴定试飞于一身的综合试飞单位，拥有自己的试飞员学校，是世界上职能最集中、效率最高的权威试飞中心。

法国试飞中心总人数约 2400 人，行政领导和机关人员由军人担任，其余为文职人员和合同人员。

法国达索公司和法国宇航院 (ONERA) 都在伊斯特尔试飞基地周围，共用 CEV 的试飞资源。

1.4.1.4 英国试飞机构

英国试飞机构分为两部分：皇家航空研究院 (RAE) 和英国飞机和军械试验研究院 (A&AEE)。前者主要负责研究和发展试飞，主要试飞活动在沃顿基地进行，贝德福基地也承担一些飞行试验研究；后者是代表英国政府对交付部队的飞机和武器进行验收试飞。

20 世纪 90 年代开始，英国国防体制进行改革，将 RAE 和 A&AEE 以及其他几个武器靶场合并，最后形成吉内蒂克集团，进一步把航空科研和试验鉴定工作整合在一起。

成立于 1924 年 3 月 20 日的 A&AEE 具有很强的试验试飞研究能力，除拥有各种试验机以外，还拥有大量试验设施，包括 EMC 试验场、环境实验室、噪声实验室、喷射式低速风洞、天线实验室、警戒雷达和跟踪雷达等。其中环境实验室能将整架飞机放在实验室进行全机温度、湿度和雷电试验。该院拥有帝国试飞员学校，包括一些专用于试飞员和试飞工程师培训的飞机，其中有 2 架变稳定性飞机（简称变稳飞机）。

1.4.1.5 德国试飞机构

德国目前有两家主要飞行试验机构：第 61 军事技术试验中心 (WTD61) 和德国宇航院 DLR 飞行研究机构，分别承担着鉴定试飞和研究性试飞任务。

德国联邦国防军的主要航空试飞机构——第 61 军事技术试验中心负责德国三军所有飞

行装备的技术试验,另外还进行一些研究性试飞工作,拥有 10 多种型号 40 多架试验飞机,每年平均至少飞行 3000h 以上。德国试飞中心不仅有雄厚的技术基础,同时有世界一流的试飞技术。

2003 年, WTD61 有 830 人,其中 300 人是航空工程师,专门负责型号定型工作的工程技术人员有 70 人。

国际合作的欧洲战斗机 EF2000 第一架飞机就是在这里首飞。美德合作的 X-31 也是在这里进行试飞研究,后由于空速管结冰造成控制律失常而坠毁。

在研究性试飞方面,德国宇航院的飞行力学所承担着重要角色,开展了大量固定翼飞机和直升机的飞行试验工作,先后拥有 5 架变稳飞机,包括变稳直升机,著名的空中飞行模拟试验机 ATTAS 就在该所。

1.4.1.6 印度试飞机构

印度唯一的试飞机构是印度飞机和系统试飞研究院 (ASTE),负责对将要服役的新机进行鉴定试飞,印度国产轻型直升机 (ALH) 和轻型战斗机 (LCA) 均在这里试飞。

ASTE 还负责两年一度的印度航展的飞行管理。

综合以上世界航空大国试飞机构介绍表明,尽管各国做法不完全相同,规模大小和技术水平相差也很大,但是这些试飞机构有其共同特点,那就是集权性、权威性和服务性。它们都代表国家,或承担鉴定验收职责,或承担国家航空航天科技试飞,或兼而有之。它们是试飞技术的引领机构,指导国家试飞技术工作,它们拥有雄厚的国家试飞资源,承担着为航空航天产品研制和使用试飞服务的职责和义务。

中国试飞机构与法国相近,中国飞行试验研究院 (CFTE) 是唯一的专门试飞机构,承担着飞机研制和鉴定、航空航天科技发展研究以及部分使用性能的试飞任务。

1.4.2 试飞项目管理

20 世纪 70 年代末到 80 年代初,一批新型飞机已经或即将问世,这些飞机的共同特点是技术新、功能多、性能包线宽、系统复杂,因此发展和鉴定试飞内容多、周期长、耗费多、风险大,为了保证试飞安全,提高试飞效率,缩短试飞周期,节省试飞费用,美国开始对试飞项目管理进行改革,改革内容的核心是联合试飞 (Combined Flight Test) 方法和主场地原则 (Principle Site)。所谓主场地原则是指重大型号或项目试飞集中到试飞基地,利用国家资源,集中优势兵力,把重大型号或项目作为一个战役来完成。尽量避免小规模地分散到各个地方,技术力量和资源保障分散,协调困难,试飞效率低。

所谓联合试飞主要是把研制试飞、鉴定试飞和初步使用试飞 (或试用试飞) 结合起来,避免各个试飞阶段分割和串联实施。由于试飞工作者所处的立场不同,每个阶段都力求试飞完整,结果是整个新机投入的时间很长、重复试飞内容多,如果各阶段试飞结果有差异更要花费很大精力去讨论和协调。

美国的 F-15, F-16, F/A18, X-29, X-31, AFTL/F-16, AFTL/F-111 等型号飞机和技术验证机都采用了主场地原则和联合试飞方法。21 世纪以来, F-22 和 F-35 等新机试飞包括它们的验证机 YF-22/23 和 X-32/35 试飞,都继续采用这些原则和方法,而且管理更规范,工作更协调。

这里以 F-22 试飞为例来说明如何应用主场地原则和联合试飞方法。

在工程制造发展阶段,投入研制和鉴定以及初步使用试飞的飞机 F-22 原型机共 9 架,它们在工厂首飞日期,工厂试飞架次和转场到 AFFTC 的时间如表 1-3 所示。从表 1-3 中可以看出,各架 F-22 飞机在工厂只飞 1~2 个架次,只要有可能,就转到爱德华空军试飞基地。事实上俄罗斯也是这样,飞机制造厂的试飞站主要是承担生产型飞机的出厂试飞,只要有可能就将飞机运到格罗莫夫试飞院机场进行试飞。其他国家如法国、德国、英国等,由于飞机制造与试飞中心在同一地区,更是共享试飞中心设施。

表 1-3 F-22 原型机试飞情况

序号	机号	工厂首飞时间	工厂试飞架次	转场 AFFTE 时间	备注
1	4001	1997.9.7	2	1998.2.5	由 C-5 运输
2	4002	1998.6.29	2	1998.8.26	空中加油
3	4003	2000.3.6	1	2000.3.15	空中加油
4	4004	2000.11.15		2001.1.30	
5	4005	2001.1.5		2001.3	
6	4006	2001.2.5		2001.5	
7	4007	2001.10.15		2002.1.5	
8	4008	2002.2.8		2002.5	
9	4009	2002.3.21		2002.4.5	

试飞场地集中为联合试飞提供了基础,而联合试飞的真谛是抛弃小单位的背景,组织一个有机结合的联合试飞队伍(Combined Test Force, CTF)。F-22 联合试飞队由政府人员和承包商的工作人员共同组成。成员来自空军试飞中心、空军作战试验和评估中心、空中作战司令部、普惠公司、F-22 系统项目办公室以及洛克希德·马丁一波音小组。联合试飞队的主任由空军主管试飞的官员担任。联合试飞队的职责是:

- (1) 确定试飞科目;
- (2) 组织试飞队伍;
- (3) 提供试飞保障,包括经费、材料、设备和人员;
- (4) 制定试飞计划和任务单;
- (5) 组织试飞实施;
- (6) 保证飞行安全和效率;
- (7) 编制试飞报告。

在试飞准备阶段,联合试飞队的主要工作方式是开会讨论等各种信息交流。从第一架飞机转到 AFFTC 后,人员开始集中。试飞开始阶段,联合试飞队约 290 人,到 2001 年人数最多时达到 650 人。

联合试飞队分为三个小组:

(1) 飞行适航组:主要职责是原型机制造出来后,进行初始地面试验、首飞、初始适航试飞,并负责将飞机运抵爱德华空军试飞基地。这个小组的主要工作地点在飞机制造工厂。

(2) 飞机平台试飞组:主要职责是负责前 3 架飞机的试飞。

(3) 航电系统试飞组：主要职责是负责后 6 架飞机的试飞。

其他成员包括试飞员按照上述三组的工作计划安排他们自己的工作。

当然不同飞机、不同国家有不同的做法，但从原则上讲各国的型号试飞和大型研究项目的试飞也都是按照 F-22 的试飞模式。

在 20 世纪 90 年代初期，歼 10 试飞就贯彻联合试飞方针，设计、试制、试飞和使用各方面的人员共同组成一支试飞队伍。一开始就提出了“四个一”的方针，即一个试飞总体方案，一个将各阶段统一筹划的试飞计划，一套改装到位的测试系统和一支联合试飞队伍。这支队伍由设计、试制、试飞和使用诸方组成，试飞总体技术由试飞方负责，飞机技术状态由设计方控制，飞机状态保障由试制方负责。在试飞准备阶段，通过各种会议和信息交流协调工作，试飞实施中人员集中，遇到现场解决不了的工程问题，通过各种方式由各飞机和机载产品承制方负责解决。高峰时期，试飞现场集中了 40 个单位，约 500 人。

实践证明，主场地原则和联合试飞方法为新机型号试飞和大型研究性试飞提供了一条保证试飞安全、提高试飞效率的有效途径。

1.5 飞行试验发展的历史和趋势

1.5.1 世界飞行试验发展

人类飞行从何时开始，谁是首位驾驶员，进而飞行试验何时开始，谁是首位试飞员，这是一些很难回答的问题。因为随着人类社会的进步和科学技术发展，航空航天事业的进步是日积月累的，甚至是潜移默化的。至今谁也说不清楚，当初航空发展的先驱们，究竟谁是飞机设计师、制造工程师、试飞工程师、试飞员。但有一点可以肯定回答的是，人类飞行的开始就是飞行试验的开始。这里重点提及一些航空近百年发生的飞行试验事件，适当延伸到百年之前的若干重大飞行事件。

19 世纪初，英国人 G. 凯利 (Sir George Cayley) 通过滑翔试验机研制和试飞，首次提出了当今飞机的基本构型，包括机翼、机身和垂尾。他发现机翼的曲面翼型比平面翼型能产生更好的升力，通过机翼上反角能提供良好的横向稳定性。

德国人 O. 李林达尔 (Otto Lilienthal) 首次用科学的方法去分析和处理人类飞行中的问题，他首次研究了翼型的升力和阻力，并将研究结果写入他 1889 年出版的《鸟类飞行——航空的基础》一书中。从 1891 年到 1896 年，他和他的兄弟 G. 李林达尔共飞行滑翔机约 2000 架次，最长飞行距离达 350m。他在他的滑翔机中安装了小型内燃发动机驱动翼尖襟翼上下运动，实现像鸟一样飞行。他把他毕生精力献给了飞行试验事业。1896 年 10 月 9 日他在一次飞行中遇到强大扰流，飞机失事，摔断了脊梁，第二天不治身亡。

O. 李林达尔卓有成效的工作直接影响了莱特兄弟的飞行。他们用科学的方法解决了所有气动力、结构、材料、稳定性、操纵性和动力问题，按照严密的研究、发展和试验大纲进行研究。1903 年 12 月 17 日，兄弟俩完成了两次飞行，后因阵风，他们的“飞行者”飞机严重损毁。

“飞行者”1 号是一架双翼结构的木质飞机，安装了一台双叶螺旋桨活塞发动机，飞机没有起落架和轮子，只装了雪橇，驾驶员是俯伏在机翼下通过绳索操纵飞机。飞机通过前翼

操纵,飞机是静不稳定的,操纵起来十分困难。第一次飞行只持续了12s,飞行距离不过36m,但它是人类第一次带动力飞机的飞行试验。

在以后几年里,莱特兄弟继续完善他们的研究,1908年8月,莱特兄弟在法国飞行表演中,在空中飞行了2h20min,飞行高度达400ft(约122m)。在那个时期,许多人都热衷于航空研究和试飞,其中,1909年法国人L. 布莱里奥(Louis Bleriot)跨越英吉利海峡,1910年和1911年美国人E. 伊利(Eugene Ely)完成了舰上起降试飞。

第一次世界大战刺激了航空大发展,在此期间,世界总共生产了约20万架飞机。

20世纪20年代,飞机进入一个稳定发展时期。1910年,飞机座舱开始安装仪表,起初只有一个转速表,20年代初安装了3个仪表,即转速表、空速表和高度表,后来增加到10个座舱仪表。此时利用陀螺地平仪、陀螺航向仪和气压高度表实现了仪表飞行,无线电通信开始应用。1927年C. A. 林白(Charles Augustus Lindbergh)实现了不着陆的跨大西洋飞行。

20世纪30年代,全金属飞机出现,增压舱、除冰防冰系统、可收放起落架、襟翼、液压系统、自动驾驶仪、固定天线的无线电通信、不可逆液压操纵系统、星形气冷却发动机以及发动机驱动的发电机等新技术开始使用。

1939年8月,德国物理学家H. 奥海因(Hans-Joachim Pabst von Ohain)发明涡轮喷气式发动机,后在一架技术验证机上实现了世界上首次喷气飞行。

1941年5月,英国以F. 惠特利(Frank Whittle)为首发明的燃气涡轮发动机实现了首次飞行。

二战期间喷气发动机大发展,1945年德国已有13种喷气发动机实现飞行。在这期间,电子导航、雷达、长距导航的罗兰系统、仪表着陆系统都得到采用。

1947年10月14日,美国人C. E. 耶格尔(Charles Elwood Yeager)在爱德华空军基地实现了人类第一次超声速飞行,试验机为Bell X-1。首先X-1挂在B-29轰炸机弹舱里带至7600m空中,然后从母机投放,起动火箭发动机,X-1开始加速,马赫数0.90,0.95,0.98,随着速度增加,飞机振动越来越剧烈,当马赫数为1.06时,飞机突然平稳下来,航空发展史上的声障终于突破。美国人为取得这样的成就损失了3架X-1试验研究机。

1949年7月27日英国的“彗星”(Comet)号飞机实现第一次喷气旅客机飞行。早期几架Comet由于疲劳寿命问题而损坏。

1969年1月,苏联图-144超声速客机实现了首飞。而后不久,1969年3月2日,英法联合研制“协和”号超声速客机也实现首飞。

从X-1突破声障开始到20世纪60年代,美国人不断刷新飞行速度高度纪录。1956年,X-2达到 $H=61\text{km}$, $Ma=3$ 。

1963年7月19日,X-15实现 $H=106010\text{m}$, $Ma=6.7$;

1965年5月1日,SR-71实现 $H=24462\text{m}$, $V=3331\text{km/h}$ 的持续飞行。

20世纪70~80年代,世界上的战斗机是更新换代的时代。1974年2月2日,美国通用公司的YF-16首飞,实现了第一个电传操纵(FBW)飞机型号的飞行。

当时的情况是:飞机在进行高速滑行试验时,发生了严重的横向驾驶员诱发振荡(PIO),机翼翼尖几乎擦地。试飞员急中生智,停止横向修正,推油门拉杆起飞,实现了计划之外的首飞。自那以后,一大批第三代飞机,如苏-27、“幻影”2000、F-16C/D、F-18A/B、F-18E/F、JAS39、EF2000、Rafale,包括中国歼10飞机,都纷纷开始研制、试飞

和逐步投入使用。到 20 世纪末, 战斗机已经完成了更新换代, 绝大多数的第三代战斗机投入使用。第三代战斗机的共同特征是: 具有先进气动布局、有较大的飞行包线、电传操纵、先进结构和材料、大功率涡扇发动机、综合航电系统等。由于技术复杂, 尤其是电传操纵的高增益和高阶特性, 在试飞中出现过许多事故, 其中苏-27、F-18、JAS39、EF2000、“幻影” 2000 以及中国台湾 IDF 等都发生过一、二等事故, 有的还不止发生过一次严重事故。

在民机方面, 1987 年 2 月 22 日, A320 实现首飞, 它是大型客机第一个电传操纵的民用飞机型号。苏联图-204 电传操纵飞机于 1989 年 1 月进行首飞, 美国电传操纵的波音 777 于 1994 年 6 月 12 日首飞。

第一架大型宽体客机, 波音 747 于 1969 年 2 月 9 日试飞; 第一架超大型旅客机 (空客 A380) 于 2005 年 4 月 27 日首飞。

在超大型运输机方面, 美国 C-5A 于 1968 年 6 月首飞; 苏联乌克兰安-124 于 1982 年 12 月 26 日首飞。

几乎在第三代战斗机研发的同时, 美俄等航空大国就着手第四代战斗机先进技术的领前研究, 1997 年 9 月 7 日, 世界上第一架第四代战斗机 F-22 实现了首飞, 一轮新的战斗机竞赛拉开了序幕。第四代战斗机的典型特征是超声速巡航、矢量推力和过失速机动、隐身和高度综合化的任务系统等。尽管美国人从 20 世纪 70 年代末到 90 年代进行了大量的第四代战斗机新技术的领前试飞验证, 但仍未能避免新型战斗机试飞的巨大风险。从 1992 年 YF-22 因进场着陆发生驾驶员诱发振荡 (PIO) 而摔毁。到 2009 年, 美国第四代战斗机试飞共损失了 3 架飞机和一位试飞员, 三次事故几乎都是由于飞控系统或与飞控系统相关的问题引起的。另外还有两次几乎造成 A 级事故的事件也与飞控系统和飞行品质相关。

飞机飞行品质历来是飞行试验头等关注的问题。莱特兄弟的飞机是静不稳定的, 试飞操纵十分困难, 因此只在空中停留了 12s。从那时起, 人们对飞机飞行品质问题开始重视。二战以后, 美国开始对飞行品质规范进行了系统的研究, 特别是用地面飞行模拟器和变稳飞机进行研究。1947 年, NACA (NASA 的前身) 艾姆斯研究中心和康奈尔实验室 (后来的卡尔斯潘公司飞行研究部) 分别研制了自己第一架变稳飞机 F6F 和 F4U 变稳飞机, 并开始系统的试飞研究, 后来美国许多部门都在进行这方面的试飞研究, 而变稳飞机试飞研究集中在卡尔斯潘。1969 年出版的 MIL-F-8785B 飞行品质规范主要是它们用变稳飞机试飞研究的结果。同时主要由试飞员 George E. Cooper 和 Robert P. Harper Jr. 建立的 Cooper-Harper 评定标准成为世界范围适用的飞行品质主观评定标准。自那以后, 变稳飞机对飞行品质的研究和对驾驶员的培训一直没有停止。

MIL-F-8785B 不断修改完善, 1997 年颁布了 MIL-HDBK-1797, 该文件成为美国 2001 年飞行器三军联合使用规范 JSSG-2001A 飞行品质部分的主要支撑文件。

前苏联对飞行品质也进行了大量的飞行试验研究。

试飞测试是试飞工作的重要组成部分, 也是区别飞行试验和使用飞行的重要标志之一。最早的试飞测试是由飞行品质试飞需要而发展起来。起初试飞结果主要靠试飞员主观评述, 后来有一些飞行仪表, 试飞员通过读表并记在他们膝盖上的卡片上。20 世纪 30 年代, 开始用电影胶片记录仪表读数。

第二次世界大战后, 传感器开始出现, 光学示波器开始使用。50 年代开始出现调频磁

带记录器；60年代PCM码变为主要记录标准，数字磁带机开始应用，但快速响应参数记录还依靠FM采集模式。60年代已经开始使用遥测技术，为飞行试验实时监控提供了技术基础。

试飞测量参数的种类和数量有着非常迅速的发展，数字化和微电子技术使这些测量参数成数量级地增长。20世纪30年代记录参数为个位数，40年代为十位数，50~60年代为百位数，70~80年代已经为千位数，90年代到现在已经达到万位数。不仅是测试参数数量增加，采样率也有惊人的增加。90年代单架飞机总采样率约为10Mbit/s，而21世纪初已达到20Mbit/s。歼10试飞中单架测试参数达6000个，总采样率为8Mbit/s。遥测单通道监控参数达2000个，总采样率为3Mbit/s，而F-22遥测监控采样率已经达到10Mbit/s。除此之外，外部参数测量、GPS、遥感和网络技术在试飞测试中的应用也得到空前的发展。

在试飞技术方面，随着航空技术的飞速发展和试飞测试水平的大幅提高，试飞技术也有着巨大进步。飞行品质已从原来单纯依靠试飞员口头评述发展到定量评述与定性评述相结合。定量评述有相应的规范，而定性评述也有量化标准。但是飞行品质由于涉及到人机动力学问题，十分复杂，至今还有许多问题仍未完全解决，比如，对于驾驶员诱发振荡的原因分析和预测尚未完全解决，还有待人们进一步研究。面对过失速机动特性，在机敏性判据和大迎角气动力辨识等方面还有大量问题要研究。在结构完整性方面，颤振激励和数据处理方法尚需不断完善，至今尚有新机试飞中由于颤振发生过飞机结构破坏而造成损毁。在动力装置试飞中，推力测量和发动机动态特性试飞技术仍未成熟，喘振现象的预测和防范技术尚待探索。在航空电子试飞中，新的综合程度更高的系统技术不断出现，试飞规划和作战环境的模拟营造，提高效率和节约资源等更需试飞工程师不断努力；方便简捷的气动压力测量、高超声速飞行的气动力和热动力测量、多频段和微弱目标特性的测试、作战效能评估、防冰除冰模拟试飞研究、雷达和电磁兼容、复杂电磁背景下的目标识别等都是当前和今后试飞中面临的技术挑战。

1.5.2 中国飞行试验技术发展

我国飞行试验技术发展大体可分为三个阶段：

20世纪60~70年代是中国飞行试验的创业和起步阶段。在这个阶段，在苏联试飞指南的基础上逐步掌握了飞行试验的基本程序和方法，较好地完成了当时新机研制和定型试飞，其典型代表是强5和歼8飞机的研制和定型试飞任务。

20世纪80~90年代是中国飞行试验的成熟和发展阶段。在这个阶段，各类型号飞机，包括直升机试飞任务全面开展，试飞测试开始数字化，试飞能力和效率大大提高。其典型代表是“三机定型”（歼7Ⅲ、歼8Ⅱ和歼教7），歼轰7，运7和运8系列，直8和直9系列等型号的研制和定型试飞。这一阶段还取得了一批重大的预研成果，包括BW-1变稳飞机研制成功、制定了我国相应的规范和标准等。

从90年代末到现在是中国飞行试验技术跨越发展的阶段。在这一阶段，试飞理念、试飞技术、条件建设和试飞员培训等方面都得到了跨越发展，其典型代表是第三代战斗机、新型直升机、ARJ-21等型号和信息网络体系的试飞。

如今，中国飞行试验研究院的实力大大增强。与90年代相比，年科研试飞架次增长了4倍；试飞测试和地面监控能力成数量级地增长；数据处理周期从以月计到以时、分，甚至

秒计。在预研方面已经有能力从事较大型前沿试飞技术的研究。各工厂试飞站试飞能力和水平也有很大的增长和提高。

1.5.3 飞行试验发展趋势

根据当前航空航天技术发展和未来需求,飞行试验工程今后发展的主要趋势预测有以下几个方面。

1.5.3.1 没有大量他机研究和验证试飞,不可能有创新型型号飞机的更新换代

早期飞机发展,特别是两次世界大战期间,各种新机型号发展很快,一型新机投入使用周期很短。其原因有二:一是战争急需,时间决定胜负;二是飞机功能相对单一,系统相对简单。对于现代飞机来说,既要考虑复杂环境下的生存性,又要考虑对强大对手的攻击力,还要顾及政治影响,环境污染小,攻击精度高。这些都对新一代飞机提出了近乎苛刻的严格要求。要研制出这样的飞机,必然要采用大量的新技术和新产品,而且要求这些新技术和新产品有相当的成熟度。这就要求在新一代飞机研制之前和研制之中进行大量的领前研究和演示验证,除地面试验外,各种各样的试验验证机是重要手段。没有大量的他机试飞研究和验证,就不可能有真正的创新型型号飞机的发展。F-22 使用的隐身技术、超声速巡航发动机、推力矢量控制、综合控制技术,以及各种新型机电技术,直到最后的飞机飞控控制律和各种射频天线的航电综合等,无一不在相应的试验验证机上进行领前试飞研究和验证。

俄罗斯航空事业发展的思路和做法与美国一致,俄罗斯明确提出不经过领前试飞的发动机和机载产品设备,不能被新机所采用。这就是美国和俄罗斯的航空技术发展居于世界领先的重要原因之一。法国、英国和德国也都非常重视航空技术的领前试飞研究,只是根据自己的国情更加突出他们的重点关键技术。世界上其他国家由于国家实力和国际环境的背景不同,领前试飞研究的工作不像上述航空强国那样重视,因为它们的国家航空策略主要是引进和跟踪。无论如何,航空技术要真正走独立自主之路,有自己的特色,大量领前试飞研究是必由之路。否则只能永远跟在别人后面,总是处在追和赶的状态,只是这种追和赶的状态更加费劲,付出代价更大。

1.5.3.2 综合航空电子试飞的分量越来越大

从飞行试验的观点来看,飞机平台特性的技术进步所导致飞行试验技术的发展空间远不如综合航电系统给飞行试验带来的影响大。当然飞机平台特性试飞永远是重要的,因为它直接关系到飞行安全,没有好的飞机平台,再好的航空武器系统也难以发挥效率。反过来航空电子发展对平台特性,乃至飞机构型也有重大影响,如隐身特性要求飞机外形对雷达反射特性改变,各种各样的天线和传感器也影响飞机外形等。飞机平台越好,人们对它所要求的功能越多,要求它承载的任务和设备安装越多,带来对航电武器试飞考核的内容越多。飞机平台试飞主要是对载体个体行为的验证和考核,而航电系统的验证与考核大量地与外界环境相关,如电子对抗、目标搜索跟踪、武器投放和射击、电子干扰和反干扰等。因此,从某种意义上说,航电武器系统试飞不仅仅是对载机内部系统的验证与考核,而且是与使用环境紧密相关的大系统试飞验证和考核。以美国 F-22 试飞为例,参试飞机 9 架,但用于以航空电子武器系统为主的试验机达 6 架,试飞小时约占整个试飞小时的 57%。

从整个四代机发展历程来看,如果将大量的机载设备包括雷达、电子战等领前试飞验证以及航空电子系统的他机试飞综合调试都计及在内,航空电子武器系统试飞工作量比例将会更大。

1.5.3.3 飞行试验正在迈进信息网络空间

航空技术和航空工业发展从来都不是一个孤立的领域,它与航天、兵器、电子、材料等领域息息相关,因此试飞也就与这些领域结下不解之缘。当前的趋势是,航空逐渐成为未来天、空、地、海一个庞大信息和网络系统的单元,为了检验这个单元在这个大系统中安全性、适应性和适用性,飞行试验必然迈进到信息网络空间。要不断检验飞机在这个空间中的功能和性能的试飞任务,而且要利用这个空间去发展自己的飞行试验事业。因此,飞行试验在信息网络中的角色是:

第一,飞行试验的任务是按照大系统分配给飞机的具体功能角色,接收和综合来自卫星、友机或敌机、地面、海面或水下的信息,实现本机的导航、通信、武器投放或发射等功能;并将相关信息,分配和发送给天、空、地、海相应的载体。对飞行试验的主要挑战是制定周密的试飞规划,安全、高效地组织实施这种试飞,包括如何利用已有的实体资源,如卫星、有限的飞机、地面站、海上舰船等,信息资源,还要筹划如何利用模拟试飞环境,研制相应的模拟信息发射和接收单元,并有效融入到大系统中去。在这个过程中,还可能要安装专用的信号感知和综合数据处理设施,干扰和反干扰设施等。问题的复杂性还在于空间传输的信息多种多样,频段范围越来越宽。因此试飞工作者不可能独立地完成这类试飞任务,他们必须与研制方、使用方和租借方等建立广泛的、远距的交流。如果这种大系统是以飞机为中心的,试飞工作者的任务就更加艰巨。

第二,正因为信息技术的发展,也为飞行试验带来巨大的技术效益和方便。当今所有航空大国的飞行试验都不可能集中在一个场地,对于国家级的试飞中心,汇集到该中心的机构和人员很多,而该中心派往外地各种基地实施试飞任务的人员和机构也很多,这种局面往往给试飞组织者带来很大困难。信息技术为打开多地、远距试飞组织带来方便。利用信息网络系统,可把组织管理机构意图和设计部门的需求分发到异地,各场地试飞信息反馈到试飞组织管理机构和总设计师办公室,各相关参研参试单位之间的信息沟通和数据交换,实现远程试飞保障和维护等。

信息技术为国内乃至国际多地异地实现综合试飞带来了机遇。

1.5.3.4 综合试飞是飞行试验的基本方针

综合试飞是现代科学技术发展的通用法则,它包含各种层次的内涵。

对一个国家来说,它在构建试飞场地和设施时有一个战略统筹规划,充分利用国家资源和飞行试验手段,发展国防军事和国民经济技术。首先是航空与航天飞行试验的综合。美国的爱德华空军基地和俄罗斯格罗莫夫飞行研究院都是航天飞机试飞研究基地,各种火箭和导弹也都充分利用试飞这个手段来验证先进技术,这些飞行试验不仅包括大气层,而且包括临近空间和从空间再入大气层的各种飞行器飞行试验。这是从国家层面而言的综合试飞命题。

从飞机使用部门和工业集团内部,综合试飞应体现在各种试飞阶段的综合。从研究性试飞、研制(或发展)试飞、鉴定试飞到初步使用试飞应统筹规划,尽可能避免或减少不必要的重复试飞。凡是前阶段可用的试飞结果和结论都应尽可能用于后续试飞,一个统一的试飞计划、试飞测试和试飞数据库是必需的。综合试飞的第三个层次是一个型号试飞或一个重大项目的验证试飞,在总体试飞方案和试飞大纲制定、在每一架飞机试飞计划和每一个试飞任务单的制定中,只要飞机状态和试飞条件允许,将那些约束条件基本相同的试飞科目最大限度地综合,试飞数据信息共享,发挥试飞结果的最大效益。

综合试飞法则的应用是任何时候都适用的,包括早期航空技术发展阶段。问题是当代航空航天技术发展越来越快,技术越来越复杂、试飞风险越来越大、周期越来越长、成本越来越高,对综合试飞的要求和强制性管理势在必行。此外,综合试飞还应考虑空中试飞与地面试验的综合,虚拟试飞在综合试飞中将发挥越来越大的作用。

1.5.3.5 新机研制和鉴定阶段的使用任务性能

在现代新机研制/鉴定阶段中,使用任务性能试飞逐渐提上议事日程。这一方面是现代新机试飞在后期功能和性能考核试飞中动用的试飞资源很多、成本很大,而这些验证试飞需要很高的技术要求和测试设施,要求的试飞员水平很高,经验丰富,使用单位通常没有条件进行该类试飞;另一方面作为一个研制阶段的结果,为了新机经过考核后立即形成战斗力,或投入运营,保证飞行安全和飞行效率,因此在新机试飞后期,把使用任务性能作为试飞考核项目是非常必要的。

使用任务性能试飞究竟包括哪些具体内容,是否在飞机设计定型或交付使用之前都应完成,尚要根据具体对象和使用方要求而定。通常说来,应包含如下几方面内容。

(1) 在军机作战使用或民机运营使用的实际环境中,高强度、高出勤率的飞行试验

美国 F-16 和 F-18 等飞机在试飞后期专门安排几十到几百架次的试飞,以考核新机使用可靠性、维修性和测试性以及飞行保障性是否符合作战环境需要。同时因为后期飞机已属于生产型或接近生产型,飞机技术状态基本冻结,为飞机及其系统积累可靠性数据,包括环境振动、温度等数据均较稳定和有效,为各类机载设备积累寿命评估和寿命试验所需的数据更为有效。

对于民机和大型运输机来说,一定飞行小时的实际航线的试运营,考核飞机在使用条件下的可靠性、维修性、测试性、保障性、安全性、经济性等,这是十分必要的试飞过程。

(2) 在实际使用条件下一定数量的武器投放和发射试飞

对于军用飞机来说,作战使用是研制飞机的最终目的。而各种复杂状态下武器投放和发射是对飞机、发动机,以及航电武器系统的综合考核。正由于这些武器投放和发射的复杂性,加上许多新研新武器几乎与新机同步进展,因此为不影响飞机交付使用,把那些最复杂和刚配装的新武器留在研制和鉴定试飞的后期,甚至在飞机交付之后再试飞是合乎实际的,比如空空、空地导弹发射包线边界的试飞等,美国 F-22 在飞机交付部队很长一段时期内,这种武器发射试飞一直还在联合试飞队伍的工作框架内进行。同时,部队使用中出现的問題有时也需反馈到试飞中心进行研究性试飞或补充试飞。武器试飞应尽可能结合实际使用条件进行,包括大动压和大机动状态下的武器投放发射和外挂分离。

(3) 超边界飞行

在研制和鉴定试飞中,首先是按使用部门提出的战技要求和设计指标进行考核验证试飞,但是设计师的通常做法是按设计规范留有一定的余量,比如结构强度设计往往有 1.5 倍的安全余量。有些边界飞行由于技术上和心理的原因,也许过于保守;又由于在实际使用中的紧急情况下,飞行员可能有意和无意地将飞机操纵到边界之外,基于这些原因,在设计定型试飞的后期,或飞机交付使用之后,组织优秀团队,使用齐备的测试手段和监控措施进行一定的超边界试飞是必要的。这样做的目的,一是为了挖掘飞机设计和使用潜力,二是为了让使用人员心中有数,保证飞行安全。

(4) 战术机动试飞

在设计定型试飞后期,通常应进行适量的战术机动试飞。前期进行的设计定型试飞主要是按设计总要求和规范要求进行的单项试飞,所有试飞机动严格按照规定的步骤和限制值进行,但实际使用中,特别是空战中,飞行机动往往是组合的和剧烈的,在这种情况下可能存在始料不及的问题是需要试飞检验的,特别是涉及大迎角特性的战术机动试飞。究竟应进行哪些战术机动试飞,需要与使用部门协商,按当时当地条件安排。对于试飞基地来说,由于试飞型号种类较多,有一定的技术和设备优势,必要时适当进行一些模拟空战试飞是有益的,对各种飞机的优点和缺点有一个初步了解,对使用部门的战术应用将会有很大帮助,对飞机设计师的后续工作也将提供很大帮助。

1.5.3.6 无人机试飞

无人机在军事斗争和国民经济发展中显示出越来越重要的作用。早期无人机多用于侦察,用途单一,飞行包线小,机动性差,风险相对小,成本相对低,因此与有人驾驶飞机试飞比较,无人机试飞没有得到充分的重视,无人机的试飞技术、试飞程序和管理标准显得不那么成熟。20世纪90年代以来,美国无人机在中东战争和阿富汗战斗中连连得手,激起了人们对无人机研制和试飞研究的空前热情。无人机不但用于侦察,而且可用于战斗;不但用于军事,而且用于森林防火、各种环境探测等。

如今无人机的研究、研制、试飞和应用已成雨后春笋般发展之势,这些给无人机的试飞也带来了严重挑战。由于无人机的种类繁多、性能各异。小的按厘米计,大的按百米计;高的到临近空间或超临近空间,低的贴地或贴水飞行。无人机的发明和研制者们,有的是赫赫有名的大公司,有的则是一般业余爱好者。面对这种复杂局面,作为专业试飞工作者,对无人机试飞的主要方向是:

(1) 制定无人机试飞管理条例和技术标准,规范无人机试飞。

(2) 对于投资大、功能重要的无人机项目,应像有人机试飞一样,按研制试飞、鉴定试飞和使用试飞一样去分工和管理。

(3) 对于使用包线大、机动性强、参与体系作战任务的无人机应像有人机一样,对包线扩展、操纵性和稳定性、结构完整性、动力装置和各种系统进行严格的试飞考核。这种考核是用人在回路中的操纵技术,还是嵌入式试飞输入考核应视情而定,原则上只要能达到目的,两者均可。

(4) 应该特别关注无人战斗机试飞技术的研究,因为其难度更大,风险性更大。特别是无人机与有人机联合编队协调、无人机与无人机编队协调、无人机在复杂环境中的起降、无人机机动边界考核、无人机试飞测试和遥控等都是必须解决的技术难题。

(5) 专门的无人机试飞队伍和无人机试飞场地是确保试飞安全、提高试飞效率、节省试飞开支的必备条件。

1.6 本章小结

(1) 飞行试验是在真实飞行条件下进行科学研究和产品试验的过程。现代飞机采用了大量先进技术和这些技术的综合,这些对飞机飞行试验技术带来了严重挑战。飞行试验是航空航天新原理、新概念、新材料和新技术研究的重要手段,是新型号飞机研制的重要环节,是为新机使用摸索和积累经验,确保飞行安全和使用效率的有效途径。

(2) 现代飞机的飞行试验是大系统工程, 试飞规模和技术难度都很大。飞行试验的内容极其复杂, 一型新机试飞矩阵点数以万计, 试飞架次和飞行小时数以千计, 试飞周期往往需要几年。飞机试飞必须考核各种使用边界。试飞具有很大的风险性和风险重复性, 因为试飞架次多, 未知领域多, 飞机故障多, 要求维护时间短, 工程实施交叉迭代等都给试飞安全带来巨大压力。试飞也是一项耗资巨大的工程。

(3) 飞行试验大体上可分为三类: 研究性试飞, 调整和鉴定试飞, 试用和使用试飞。研究性试飞又包括基础理论和原理的探索性研究试飞(典型代表是X系列飞机), 以及新技术和新系统验证试飞; 调整和鉴定试飞是新研型号飞机的试飞, 从试飞实施上讲, 调整和鉴定试飞往往结合进行, 没有很严格的界限; 试用试飞又称适应性试飞, 包括新机对使用环境的适应和使用人员对新机的适应, 这种试飞通常在设计定型试飞后期安排, 本阶段的结论可作为设计定型的依据; 使用试飞是使用方的应用试飞, 通常工业部门和产品鉴定部门不参与此项试飞。

(4) 世界各航空大国对飞行试验都特别重视。对于国家飞行试验有着共同的战略原则, 即飞行试验是国家行为, 具有集权性和权威性; 飞行试验资源是国家资源, 全国共享, 不搞重复建设, 国家试飞机构应该为飞机研制和客户服务; 为了保证试飞安全和质量, 提高试飞效率, 缩短试飞周期, 项目试飞通常采用联合试飞原则, 即研制方、鉴定方、使用方共同努力, 资源共享。国家试飞机构是试飞技术、试飞实施和组织管理的主力机构。

(5) 飞行试验与飞机研制同步诞生和同步发展, 航空百年来, 无论是飞行试验技术、试飞规范和试飞支持设施等各方面都有巨大的进步和发展, 而且随着科学技术的进步, 飞行试验还在不断发展。发展的主要趋势是: 研究和验证试飞越来越受到重视; 综合航空电子和机载设备试飞的分量越来越重; 飞行试验正在迈进信息网络空间; 综合试飞必须更进一步加强, 包括真实试飞与虚拟试飞的综合; 为了更快形成战斗力和运营能力, 使用任务性能在研制和鉴定试飞中应占有相当的分量; 无人机的试飞无论从试飞技术和试飞内容以及试飞管理上都会有很大的发展空间。

第2章 试飞安全技术

2.1 试飞安全和风险评估

试飞安全是飞行试验所面临的永恒主题，确保试飞安全是每个试飞工作者的神圣职责，但是试飞风险是始终存在的，任何时候和任何试飞科目，永远都不能说没有风险。试飞工作者的责任是将试飞风险控制在可接受的范围之内。如果说冒风险，一定要评估所冒风险与所得到的技术收益是否平衡。既要敢于冒风险，又要控制风险。

对于一架新机首飞，或一项新技术验证，或一个新产品和新系统鉴定，放飞前首当其冲的是进行试飞风险评估。风险评估的三要素是：

- (1) 可能导致事故的因素是什么？
- (2) 由于该事件发生造成损害程度有多大？
- (3) 引起该事件发生的概率有多大？

风险评估的等级判据见表2-1。

表2-1 风险评估等级判据

危害 \ 概率	经常	可能	偶然	罕见
灾难性的	1	2	4	8
严重性的	3	5	6	10
边缘的	7	9	11	12
可忽略的	13	14	15	16

可接受判据如下：

- (1) 1~3 不可接受，高风险，强行控制；
- (2) 4~9 不希望，中等风险，严格控制；
- (3) 9~16 可控的接受，低风险，一般控制；
- (4) 大于16 正常使用下，无风险，可接受。

导致事故的因素来自许多方面，试飞总师要组织各方面的专家进行评估。首先是对被试飞对象的评估，如飞机平台、相关系统和产品在预定飞行条件下可能发生的问题，问题发生的概率有多大，问题发生的后果有多严重。这些是试飞部门要求产品研制部门应该提供的信息。试飞工程师应该消化和理解这些信息，并纳入试飞安全管理计划之中。

除此之外，试飞工程师应对试飞技术、飞机改装、试飞设施与飞机交联、飞机维护和试飞员操纵等环节中可能出现问题的环节进行评估，同样应按照可能性和后果进行评估。比如，尾旋改出中可能发生的错误操纵、颤振试飞中将激励开关扳错、空中加油试飞中操纵不

当等。

风险评估要定量与定性相结合,对产品故障分析应尽可能以定量为主,对工作环节中的失误可能性以定性分析为主。风险等级的最后确定是产品可靠性和专家经验结合的产物。风险评估是动态平衡,不能一劳永逸。颤振试飞与飞机状态密切相关,因此不能简单定义该项目试飞是一级风险。比如,在飞行包线的中间区域,即所谓安全走廊试飞颤振,其风险等级就不高;而在颤振试飞后期安排的低空大表速颤振试飞,其风险要大得多。要根据设计人员提供的计算分析和地面试验报告,根据前后已经试飞的结果数据,确定某些飞行状态的颤振风险大或许不大。对于大迎角试飞、空中发动机起动试飞、飞控模拟备份系统试飞,以及各种边界试飞都要即时即地进行分析,确定其风险等级及其对应的风险试飞阶段。

风险等级应由专家评估,报安全管理部门审核批准。某试飞项目的风险等级确定后就应该按照不同的风险等级进行风险控制。风险控制主要是两方面内容:一是按风险等级制定应急处置措施,二是按风险等级进行管理。风险等级越高,批准放飞的权威级别越高,比如,一级风险科目放飞往往批准权限是安全委员会的主任,必要时要召开专门的放飞评审会。

风险评估和风险控制措施只是让试飞工作者明确了试飞安全工作的重点,但不是试飞安全工作的全部。所谓“试飞无小事”是指试飞安全寓于飞机研制、试飞改装,飞行维护、试飞执行的全程工作中。经验表明,许多重大事故并不都是来源设计缺陷、制造质量和试飞技术,所谓“阴沟里翻船”的事屡见不鲜,这就要求试飞工作者在任何一个工作环节都要把“安全第一”的思想落实到实践中去,落实到管理和技术工作中。

2.2 试飞安全管理

试飞安全工作要贯穿到试飞项目的各个方面和各个环节,因此试飞项目的负责人必须对试飞安全负责。但是试飞安全工作不是其他试飞工作的附属品,它有自己独立的管理体系。作为主管试飞安全的权威部门,应成立高层的试飞安全委员会。如美国空军试飞基地的飞行安全委员会、俄罗斯格罗莫夫飞行研究院的试飞方法委员会等,这些委员会的主席有的是专职的,有的是兼任的,但他们都是试飞部门的权威。这种角色不宜由总设计师担任,应该保证安全委员会主席的客观性和飞行管理的全局性。该委员会的主要责任是决策重大的试飞安全方针,审核批准重大新型号飞机的首飞,重大试飞节点的安全把关,调查和处理重大飞行事故和事故征候等。

试飞安全委员会下设试飞安全办公室,它是安全委员会的办事机构。该办公室独立于飞机研制和试飞队伍,其职责是对于某一重大试飞项目,制定试飞安全大纲,从安全的观点组织相关专家审核试飞大纲和试飞计划,跟踪、落实和监督安全大纲的执行过程。试飞安全办公室应建立专家数据库,入库专家应该是专业性强、经验丰富和实事求是的一群人。提供专家的安全评审资料一定要完整,而且至少应提前3天交给专家审阅,不能走过场。试飞安全办公室的另一重大任务是进行安全管理,确定参加试飞的各单位和各岗位人员的安全责任,不允许疏漏和越权处理试飞安全问题。

所有参试人员都应明确和落实自己的安全责任,试飞安全办公室应跟踪和落实。

对于事故的分析研究是一项十分重要和十分严肃的工作。它能将试飞中已经付出的巨大代价变成预防事故发生的宝贵财富。事故分析本身是一门学问,参与事故分析和研究的专家

应进行专门培训,取得资质。事故分析的队伍应该是独立地进行事故分析和研究活动,不允许有任何外界压力和干扰。事故分析应有相应的技术设施支持,如测试实验室、仿真实验室、理化分析室、数据处理室等。这些试验和研究单位可以是独立的,也可以是挂靠的,但责任必须落实,资质必须合格。对于每一重大事故的发生,事故分析队伍都应给出独立的和专业的事故分析和研究报告。这些报告应经得起历史的检验。

2.3 保证试飞安全对试飞队伍的素质要求

试飞员和试飞工程师必须熟悉试飞对象,尤其与飞行安全相关的那些飞机及其系统元素。即使是试飞航空电子项目,参试人员也要熟悉与安全相关的飞机平台特性,包括飞机性能、飞行品质、发动机特性以及飞控、液压、电气、环控、救生等系统特性。除此之外,他们还应熟悉试飞改装和试飞测试以及机务维修状况,只有这样他们才能正确理解和准确判别试飞中飞机响应和系统行为,一旦出现异常可以及时发现和处置。

所有试飞队伍成员都要熟悉试飞任务。试飞员和试飞工程师必须熟悉每次试飞的目的和试飞方法,预测试飞结果,并在实际试飞中观察和体验实际试飞结果与预期结果的符合性;必须熟悉和掌握应急处置程序和方法,万一发生不测事件可以及时和妥善处理。

一个值得吸取教训的例子是:一架现代飞机在某种飞行状态下飞行品质很差,横向操纵杆力、最大滚转角速度和纵向短周期阻尼比都等于或低于Ⅲ级飞行品质,由于试飞输入文件概念不清,参试人员,包括试飞员对这种状态缺乏先验知识,事先未经过飞行模拟培训,对前期试飞结果数据也未认真分析和讨论,技术准备不充分,结果在一个特定环境试飞中,造成一等事故。

要提高试飞队伍的素质,首先是飞机研制方给试飞队伍进行详细的技术交底,提供足够的资料和信息,供试飞员和试飞工程师实现“通过读书飞行”(Fly by the Book)。试飞员和试飞工程师要参与研制活动,进行专题试飞培训,包括飞行品质模拟器、飞控“铁鸟台”、航电综合模拟设施等专题培训。这种模拟飞行培训的方法和程序应该像真实飞行完全一样,按部就班,不偷工减料,包括模拟的飞行监控。

要提高试飞队伍素质,应该严格每一个试飞架次的运作,严格规范程序。从任务单的讨论,试飞后的讲评到试飞评述和总结,试飞队伍全员参加,一丝不苟。应该让试飞员尽可能参加相关的科研活动以及技术和学术交流活动。试飞工程师应懂一些飞行,只有这样编出的任务单和试飞计划才能更合理,更有利于保障试飞安全。如有机会骨干试飞工程师最好参加一定的飞行训练,至少应参加飞行模拟器驾驶训练。

对于重点型号试飞,或重点科研试飞项目,都应该设置项目试飞员(Project Test Pilot)。该试飞员全程跟踪和参加项目科研活动,包括方案论证、模拟试验、试飞文件制定和项目技术总结等。这种试飞员既是项目研制的主力队员,也是项目试飞的领军人物。

2.4 试飞顺序选择安排

本节叙述的是从试飞安全逻辑出发如何安排试飞顺序。

2.4.1 领前试飞研究对保证试飞安全具有重要意义

试飞安全是一个全局性的命题。要保证试飞安全,首先要抓好飞机研制,包括飞机设计水平和制造质量。但是设计水平和制造质量与国家技术和物资基础相关。因此要保证试飞安全,要从航空技术和航空工业发展的源头抓起,也就是从航空科学技术研究,包括试飞研究抓起。

提高飞机研制水平有许多工作要做,这不是本文讨论的主题,但是从飞行试验的观点,飞机研制水平与试飞工作密切相关。

新机之所以称之为新机,因为它具有新的使用功能,采用了许多新的技术、新的材料和新的产品。根据国外先进经验,这些新技术、新材料和新产品应该具有一定的成熟度后才能应用于新型飞机。要促进新技术、新材料和新产品的成熟度,要开展许多基础研究,包括理论研究和试验验证,尤其应该通过试飞验证这个环节。如电传操纵技术、隐身技术、矢量推力技术、新发动机技术、新的航电产品、新的武器系统等,不经过试飞这个环节,把大量的新技术、新材料和新产品堆集在一架新机上,新机试飞风险是可想而知的。基础不行,单靠试飞安全把关往往是无能为力的。新机试飞前,设计师有责任将新机采用的新技术和新产品的成熟度诚实地向试飞队伍交待清楚,包括那些影响飞行安全的薄弱环节。为了安全理由,积极地、领先地安排航空科研试飞应该成为负责任的航空人的共识。

对于试飞工作者来说,有些新的试飞技术也应进行领前试飞,确保不因为试飞技术的不成熟而导致新机试飞的失败。应该看到,针对新型飞机或验证机的试飞,必然有许多新的试飞技术。有的新机测试系统和试验系统,其技术含量和复杂性绝不亚于一架新飞机的某些子系统,因此认为试飞技术不需要提前研究的观点是错误的。许多试飞事故表明,如果试飞技术先进和准备充分,本来是可以避免的。例如,对三代机来说,电传操纵试飞技术、飞行品质试飞技术、颤振/气动伺服弹性(ASE)激励和数据处理技术等;对于四代机试飞来说,过失速机动试飞技术、微弱目标特性测试技术、特殊环境中的综合航电和武器投射技术等,都应在新机试飞之前,尽可能熟悉和掌握这些试飞新技术。此外,为了适应新机试飞,确保试飞安全,培养新一代飞机试飞员也是试飞工作者最重要的任务之一。

在进行了充分的试飞准备工作之后,才能开始新机型号的研制和鉴定试飞。

2.4.2 型号试飞任务安排顺序

型号试飞最终目标是要考核各种飞行边界,包括速度边界、高度边界、过载边界、发动机启动边界、武器发射边界、飞行环境边界,以及各种系统的使用边界等。但要逼近这些边界应该采取逐步推进,边试边看的方法。包线扩展分区见图2-1。

新机首飞之后,首先就面临包线扩展,因为这是采购方、研制方、试飞方和用户都急于验证的内容。包线扩展试飞的起点应该是“安全走廊”,即图中的I区。所谓安全走廊是指飞机处在一个安全裕度最大的区域。飞行速度不太大,不担心强度和

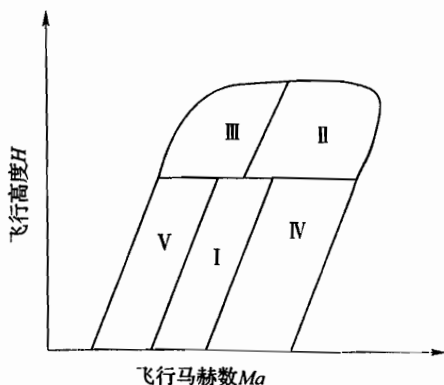


图2-1 包线扩展分区示意图

颤振等结构完整性问题；飞行速度不太小，不担心大迎角和飞机失稳问题；飞行高度不太低，一旦有问题试飞员有足够的处置时间和空间；飞行高度不太高，不担心有环控和发动机喘振等问题。对于电传飞机来说，在这个区域飞机有足够的飞控稳定裕度和气动伺服弹性稳定裕度。I区的试飞任务主要是考核飞机各系统工作是否正常，试飞队伍也初步熟悉了飞机特性，熟悉了人机界面和飞机操纵，试飞测试系统和地面监控系统工作得到检验。

I区试飞任务完成后，下一步就是右上角的II区试飞。这个区域主要试飞高空大马赫数，考核飞机性能和发动机最大状态工作情况。相对风险性较小，但试飞所获得的信息对设计师很重要。飞机穿过了亚声速区，对飞机的大速度性能心里初步有数。下一个包线扩展区应该是左上角的III区。这里主要考核发动机高空小速度特性，包括风险较大的发动机起动边界试飞。III区过后就是右下角IV区，即低空大表速区。这个区域试飞风险很大，飞机结构完整性问题尤为突出。像F-22这样的第四代飞机，还要重点考核这个区域的武器投放和发射状况，包括考核内埋弹舱的工作情况。低空大表速区试飞任务完成后，强度、振动、颤振等问题基本上有了眉目，也许不会有颠覆性的问题产生，但这不是全部试飞任务的完成。下一步飞行试验应该在V区，该区主要考核飞机小速度特性，即大迎角操纵性和稳定性，包括失速尾旋特性。对于电传飞机来说，大迎角控制律，如迎角限制控制律、抗尾旋控制律以及尾旋特性试飞都在此时进行。只有这些试飞任务全部完成，飞机性能包线扩展试飞才算完成。

应该说明的是，上述试飞区域的划分只是一般性的原则，实际试飞大纲应根据不同机型和不同的技术状态有不同的计划安排，比如，环控系统性能不满足要求，高空试飞只能放在后期进行。又如，试飞初期发动机状态不到位，高空小表速和低空大表速无法试飞，很可能先安排其他速度范围的试飞等。

对于发动机空中起动试飞，尤其像歼10这样的单发电传飞机的空中起动试飞显然是高风险试飞项目。为了防止发动机重新启动失败，为挽救飞机，精心选择试飞空域，进行无动力进场着陆模拟试飞。为了保证试飞循序渐进，空中起动试飞中，先手动起动应急动力装置，再飞自动起动应急动力装置；先飞迎面起动，再飞风车起动。

在大迎角试飞中，迎角从小至大。先飞迎角限制模态，再飞抗尾旋模态。迎角从 22° 开始，以 2° 梯度逐步增加。试飞动作也由简单到复杂，由平缓到剧烈，由单轴操纵到多轴耦合操纵。

在包线右下角扩展试飞中，采用锯齿形推进，即从某状态点出发，先保持高度不变只增加马赫数，即增加表速；然后保持表速不变只增加高度，即增加马赫数，逐步交叉推进，目的是隔离飞行动压和马赫数的复合影响。

从试飞科目安排上也需要认真推敲。一般说来，一型新机右下角包线扩展中的每一个试飞状态点应按这样的顺序：性能→飞行品质→飞控稳定性→颤振/ASE→性能。之所以按照这种顺序的理由是：从飞行力学观点，飞机高度速度性能响应时间是按分计算，飞行品质响应按秒计算，飞控响应按零点几秒计算，而颤振/ASE响应按零点零零几秒计算。也就是说，试飞科目按这样顺序安排，符合循序渐进，分解风险的原则。

应该说明的是，上述试飞项目例子所采用的原则几乎适用所有试飞专业的任务安排，只是应根据不同科目和条件，具体问题具体分析。

为了保证型号试飞安全，通常还要贯彻先地面后空中，先他机后本机的试验试飞原则，即凡是能在地面化解的风险决不先带到空中，凡是他机上试飞能化解的风险决不先带到本机

上去试飞。

2.5 试飞限制要求

试飞限制是新机试飞和其他科研试飞中保障飞行安全的必要措施。任何一项试飞，乃至任何一次飞行都要有试飞限制，不存在无限制的试飞任务。这种限制要体现在试飞任务单中，无论是试飞员还是地面指挥监控人员都应熟悉和遵守这些限制条款。

限制条款主要来自两个方面，首先是试飞对象。这些限制虽然在飞机手册和应急处置文件（EPD）中都有相应的规定，但这些文件主要是针对飞机最终状态而言，而要达到飞机最终状态，必须有一个试飞过程。另外飞机手册和应急处置文件中的许多条款是试飞之前设计师们根据计算和地面试验结果事先撰写的，本身就要通过试飞去验证、修改和完善。因此试飞过程中必须根据试飞进展和飞机状态，制定许多临时限制措施。试飞限制条款的另一类依据是试飞环境条件限制，如气象、地形、空域、加油量、交通管制、目标机、伴飞摄影等，甚至试飞员的经历和身体条件也是考虑的因素之一。

总之，对于试飞过程中的飞行限制，不但是必需的，而且是动态的。每一个试飞任务单填写都要考虑限制条款。

这里针对各个专业给出一些典型第三代战斗机试飞中可能需要确定的飞行限制项目，包括一些参考数据。

2.5.1 构型限制

对于新型飞机鉴定试飞，首先要根据试飞内容、理论计算和地面试验结果，以表格形式选定各种试飞构型，见表 2-2。

表 2-2 试飞构型

序号	名称	外挂点 符号	1	2	3	4	5	6	7	8	9
1	基本构型	A/A	PL-A								PL-A
2	空空 I	A/A I	PL-A	PL-B						PL-B	PL-A
3	空空 II	A/A II	PL-A	PL-B			机身副油箱			PL-B	PL-A
4	空地 I	A/G I	PL-A	机翼副油箱						机翼副油箱	PL-A
5	空地 II	A/G II	PL-A	机翼副油箱	炸弹 I		机身副油箱		炸弹 I	机翼副油箱	PL-A
6	重构型	A/G III	PL-A	机翼副油箱	炸弹 II	炸弹 III	机身副油箱	炸弹 III	炸弹 II	机翼副油箱	PL-A
7	干净构型										

注：PL-A 和 PL-B 为空空导弹。

对于各种飞机都有不同的构型表，试飞构型数量也不尽相同，有的飞机试飞构型达 40 多种。每种构型的试飞内容也不相同，但是从飞行安全角度出发，有两点必须遵守：

- (1) 所有构型必须完成地面振动试验（GVT）和结构耦合试验（CT）后才能试飞。
- (2) 所有构型必须安装相应的飞控控制律，并完成全部地面试验后才能试飞。

对新机试飞,通常要选择典型试飞构型,如空/空典型构型、空/地典型构型、最重构型、干净构型等。对于这些典型构型,尤其研制总要求指定的典型构型,应安排全面的试飞考核内容。而其他构型,则要根据不同要求安排选择性的试飞项目,包括设计验证项目。在有些情况下应安排非对称构型试飞,如大迎角试飞科目等。

2.5.2 重量、重心和非对称限制

重量限制包括最大起飞重量和最大着陆重量。如果地面静力试验没有完成,最大起飞和着陆重量只能取设计值的80%。最大起飞和着陆重量必须从飞机基本构型和基本状态试飞开始逐步扩展达到。如果起飞后飞机出现故障必须提前返场着陆,只要条件许可就应该通过应急放油满足最大着陆重量要求。

在最大着陆重量试飞时,对飞机着陆下沉速度必须限制。一般在最大着陆重量情况下,着陆下沉速度达2m/s,必须进行飞行后结构检查。

在大迎角试飞中必须对重量、重心和非对称有严格要求,包括迎角限制、抗尾旋模态、失速/尾旋试飞。这种限制值的大小因飞机而异,该值由地面计算和模拟试验给出,但通常应该通过试飞来验证,在重构型状态应避免剧烈的组合机动。

重心临时限制是指大迎角试飞完成之前的重心限制线。只有当大迎角试验完成后,后重心才能完全放开。

大迎角试飞中的每一个步骤都要交叉进行地面飞行模拟试验,注意地面模拟所使用的数学模型中的构型、重量和重心都必须与试飞构型、重量和重心相对应,决不能以偏代全。

重量和重心限制包线示意图见图2-2。

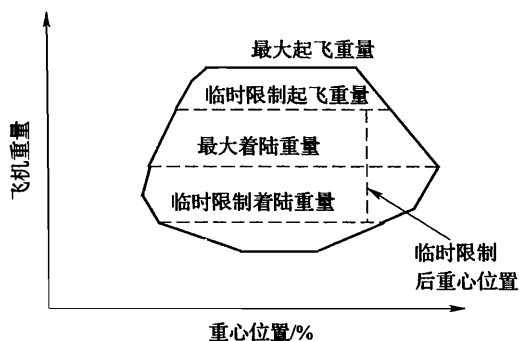


图2-2 重量和重心限制包线示意图

2.5.3 速度高度飞行包线限制

对于每一种试飞构型都应按照设计说明书给出最大速度、最小速度、最大高度限制包线。在试飞过程中,速度高度限制的名目很多。在最大包线达到之前应根据不同试飞科目设置临时限制包线,给出这些限制包线的依据应该是飞控系统工作模态(如数字飞控和模拟备份等),发动机特性(如起动边界等),系统特性(如环控能力等)。同时还要考虑由于试飞设施限制给出的临时边界,如加长的空速管、抗尾旋伞安装架、外装摄影设备,以及加油机、伴飞飞机和目标机包线限制等。

根据发动机特性, 应该明确飞行起飞的场高和高原起飞的飞机重量、构型, 包括明确跑道长度要求。

2.5.4 迎角限制

设计说明书给出了迎角 α 限制包线, 包括空/空构型、空/地构型、应急备份飞控模式、C 状态 (起飞和进场着陆状态) 的迎角限制包线。但这个限制包线不是一次试飞即可达到的。例如, 对于 A 状态试飞的迎角限制主要分为四个阶段来达到, 即首飞阶段的迎角限制线、限制迎角减 3° 迎角限制线、迎角限制线, 直到超迎角限制线, 即挖掘飞机潜力的试飞探索阶段。迎角限制见图 2-3。

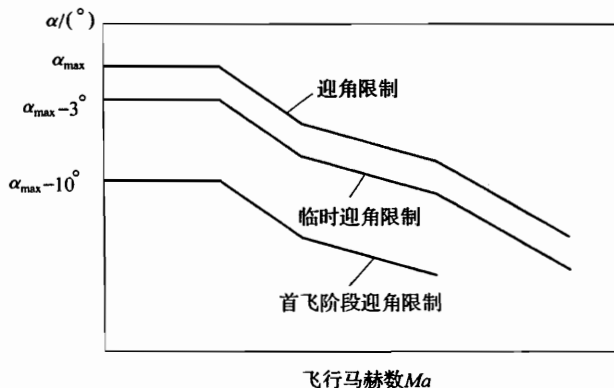


图 2-3 迎角限制示意图

2.5.5 起飞和着陆阶段的速度限制

这个阶段的速度限制包括如下内容:

- (1) 最大滑行速度 (主要是轮胎和意外离地速度的限制);
- (2) 最大着陆速度 (分别按正常着陆重量和最大着陆重量限制);
- (3) 最大收放起落架速度;
- (4) 最大放伞速度;
- (5) 最大侧风限制 (包括起飞、着陆和滑行三阶段的最大侧风限制);
- (6) 最大顺风限制;
- (7) 最大停机时开座舱盖的风速 (含各种风向) 限制;
- (8) 不允许滑行中打开座舱盖。

2.5.6 载荷限制

对于不同构型, 过载和滚转速率有不同限制值。确定这些限制的原则如下:

- (1) 在静力试验完成 100% 的情况下, 法向过载可以逐步飞到最大设计值。这时全部载荷试飞测量传感器必须安装。
- (2) 在静力试验完成 80% 的情况下, 最大法向过载只能飞到 80%。此时部分载荷传感器应安装和有效, 如鸭翼与机身连接部位、机翼与机身连接部位和各主操纵面的铰链力矩等

应该测量。如果没有安装载荷测量传感器，临时控制的最大载荷为64%的载荷最大值。

除对全机过载限制外，对主操纵面的铰链力矩应该限制。在没有完成100%静力试验的情况下，铰链力矩监控值也应减少，如按设计值的80%监控。

应该考虑油箱满油、空油和输油状态下的载荷限制。特别是倒飞状态的载荷限制。

对各种法向过载下的滚转速率应该限制，以防止纵横向耦合对飞机结构造成破坏。作为一个例子，表2-3列出一种飞机在试飞过程中给出的一组临时限制值（基本构型）。

表 2-3 临时限制值（基本构型）

最大过载	<i>Ma</i> < 1				<i>Ma</i> > 1
	0 ~ 2	4	5	6	0 ~ 3.5
最大滚转速率/（°）/s	160	130	80	40	130

对于其他构型，这些限制值也不会完全相同，试飞工作者应与飞机设计者一道确定相应试飞构型的限制值。有些飞机，特别是非电传操纵飞机，最大法向过载与滚转速率是靠驾驶员根据显示数据和个人感觉控制的，这种情况下要特别加强试飞员培训和地面监控人员实时监控和提示。对于电传操纵飞机，应该要求系统具有自动限制功能，以实现“无忧虑操纵”，但试飞验证中也应逐步达到最大值。

对座舱侧向过载值也应加以限制，例如，侧向过载值限制为±0.5。试飞中发现超过限制值就应该及时分析和处理。

2.5.7 局部振动值的限制

从首飞开始就应对飞机结构振动值进行测量和监控。一方面这是因为许多新机首飞阶段就出现过各种各样的振动现象，另一方面振动现象能反映出许多方面的问题，例如，气动问题、气动结构弹性问题、飞控稳定性问题、液压波动问题、动力装置不平衡问题和电磁兼容性问题等。因此新机试飞不但要强调振动传感器的安装和测试，还应强调地面实时监控，尤其是对时间历程的实时监控。

作为一个例子，一架国外战斗机试飞中局部结构振动限制的参考值见表2-4。

表 2-4 某型战斗机试飞中局部结构振动限制参考值

序号	部位	方向	加速度限制
1	导弹头部	<i>Z</i>	±4 <i>g</i>
2	导弹尾部	<i>Z</i>	±4 <i>g</i>
3	机翼尖	<i>Z</i>	±5 <i>g</i>
4	前机身	<i>Z</i>	±2 <i>g</i>
5	前机身	<i>Y</i>	±1 <i>g</i>
6	鸭翼后缘	<i>Z</i>	±60 <i>g</i>
7	鸭翼后缘	<i>Y</i>	±6 <i>g</i>
8	方向舵	<i>Y</i>	±10 <i>g</i>
9	内升降副翼	<i>Z</i>	±30 <i>g</i>
10	外升降副翼	<i>Z</i>	±30 <i>g</i>

在包线扩展试飞中, 这些振动值应全程和实时监控。

2.5.8 发动机试飞限制

在新机试飞中, 发动机系统参数限制内容主要包括: 发动机温度 (T_4^*) 和转速 (N_2), 滑油压力和温度, 以及发动机振动值等。发动机状态应包括空中起动、慢车、加力、转换瞬态, 以及负过载状态下的工作特性。发动机考核的飞行状态应包括发动机起动包线、迎角和侧滑角使用包线 (特别是负迎角使用包线)。图 2-4 为发动机使用中负迎角和侧滑角限制示意图。发动机考核的飞行状态还应包括进/发匹配限制值, 其中俄罗斯进/发匹配指数较为简单有效, 工程适用性较强。其基本含义是进气道出口/发动机入口处动态压力波动平均值与稳态压力平均值之比不大于 9%。关于发动机工作限制值应由飞机研制方和发动机研制方给出。

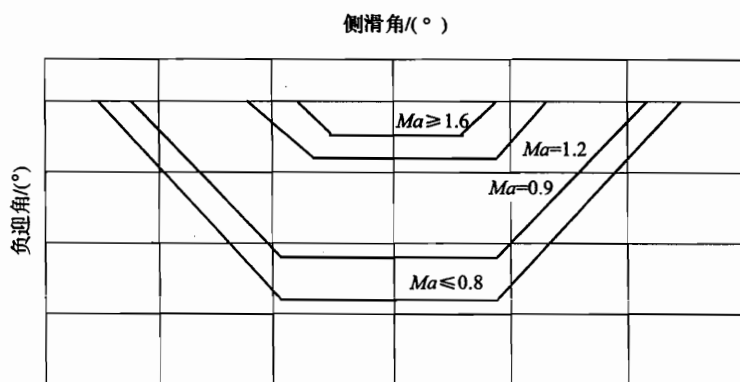


图 2-4 发动机使用中负迎角和侧滑角限制示意图

2.5.9 燃油系统工作限制

试飞中燃油系统工作限制包括: 燃油泵供油最大飞行高度; 燃油泵吸油最大飞行高度 (分别对发动机最大和加力状态); 飞机俯冲下降率限制, 这种限制包括持续俯冲和短时俯冲 ($<5s$); 倒飞和负加速度飞行限制 (包括发动机最大和加力状态); 燃油传输系统故障引起的重心变化和飞机构型不对称变化的限制。对燃油系统限制和监控参数应包括: 剩余燃油量、发动机进口燃油温度、最低供油压力和油箱增压压力等。

2.5.10 飞控系统工作限制

飞控系统必须有单独的应急处置文件 (EPD), 文件中应阐明各种事件情况下的处置方案。飞控系统安全工作的重点是控制模式转换逻辑和转换状态, 包括飞行状态和系统状态, 例如, 有的飞机从数字飞控向模拟飞控 (DFCS→EFCS) 规定 C 阶段飞行和超声速飞行不应转换。EFCS 使用时, 飞机过载等限制也不同于 DFCS。对于直接链 DL 模式操纵更有严格限制, 尤其是静不稳定飞机。原则上对于静不稳定飞机, DL 模态只用于改尾旋操纵, 而且是其他操纵手段对改尾旋无效的情况下使用。所有飞控模态之间的转换都要有转换瞬态要求, 比如, 纵向不大于 $0.5g$, 横向不大于 $0.1g$ 。

对飞控系统报警应有明确要求,不允许有漏报、误报;报警级别也应恰当;报警级别的数字表示也应明确,并且与其他系统,如航电系统报警级别协调一致。

飞控系统试飞除考核系统可靠性外,归根结底是飞行品质试飞,因此应该按照飞行品质规范检查飞控控制律的正确性和合理性。

有些飞机的直接链 DL 模态可作为备份操纵模态,这种情况下必须给出一定的飞行品质要求,例如,A 阶段三级飞行品质、C 阶段二级飞行品质要求。

2.5.11 起落架工作限制

起落架工作限制包括:重量和重心限制;滑行中轮胎温度限制,该限制值分别针对起飞前停机和滑行时的温度限制,比如,起飞前最高停机温度为 60℃,滑行时最高温度为 110℃;地面滑行时最大侧向加速度限制,如 0.2g;飞行中起落架操纵限制,如放起落架时的速度和过载限制,收放起落架动态过程中的速度和过载限制,应急放起落架的速度和过载限制等。

2.5.12 环控系统工作限制

环控系统工作限制参数包括:压气机出口温度;重要设备舱,如雷达、航电、飞控计算机等设备舱的进气温度等。驾驶员座舱压力和压力变化率,高低温度等限制。

2.5.13 液压系统工作限制

液压系统工作限制参数包括:液压泵出口压力、液压脉动压力、舵机供油压力,特别是颤振激励时的液压压力、液压舵机供油管道温度、液压油温等。

2.5.14 座舱盖和弹射座椅工作限制

如果座舱盖未上锁告警时,应该中止包线扩展飞行;座舱盖作动器的载荷应该限制;对试飞员弹射弃机的条件应有明确的规定;对座椅弹射时的飞行速度、高度、姿态和过载应有明确限制。如果座椅弹射程控器要利用弹射时飞机的初始大气数据,如高度和速度或动、静压数据,应对这些数据来源进行研究和校准,保证大气数据的正确性。

2.5.15 电源系统工作限制

应按照厂方给出的条件,熟悉电源系统相关指标限制。包括直流发电机轴承温度、发电机线圈温度、滑油进出口温度、主交流发电机电流、蓄电池温度、整流器电流、主直流发电机电流等。对于有些关键系统,如飞控系统,主备电源转换时不应有时间间隔。

有些试飞科目中应测量这些参数,有些试飞科目中这些参数需要监控,试飞工作者应与产品研制方共同商定。

应急电池使用的时间应加以限制,包括不用应急电池时更换电池的间隔架次也应有规定。

试飞测试系统应该配置应急备份电源,而且这种应急电源转换供电中不应有时间间断。应急电源在未使用情况下的更换时间间隔也应有规定。

在地面没有环控通风的情况下,不允许飞控和航电等系统长时间工作,以防计算机等设

备损坏。

外接电源必须保证在飞行前提前一定时间，如提前 25min 接入，以便使主电池有足够的充电时间。

2.5.16 试飞电磁环境限制

根据全机电磁兼容试验和分析结果以及试飞区域的电磁环境调查，如有必要，应对试飞空域规定远离严重电磁干扰 EMI 地区，包括经纬度、规避半径和高度。试飞基地应对周围电磁环境进行测试，建立相应的电磁环境模型。

除特殊要求且有特殊措施的试飞项目外，不应在雷电区域进行试飞。

除上述各种限制条件外，不同飞机和不同环境还有许多其他限制，比如，各种机载设备条件限制、局部结构温度限制、外挂限制，以及试飞测试仪器环境和遥测发射频率限制等。

2.6 地面遥测监控

对于新机试飞和探索研究性试飞，为了保证试飞安全和提高试飞效率，地面遥测监控是必需的。对地面遥测监控的要求是：

(1) 所有遥测监控人员必须熟悉监控对象，熟悉监控判据，熟悉应急处置措施，熟悉空地对话和监控站内人员之间交流方式和口令等。空地对话必须事先与试飞员明确约定，简捷明了，不许有模糊性和二意性，也不许冗长繁琐。

(2) 对于试飞风险等级较高，飞机响应剧烈，相关系统工作复杂，或试飞内容和试飞技术不熟悉的试飞科目，地面监控人员必须经过专门岗位培训，这种培训包括飞行品质模拟器、飞控“铁鸟台”、航电综合模拟设施的培训。在这些培训中，必须有与试飞相同或相似的监控屏幕。试飞过程中新增人员和更换人员应补充进行岗位培训。

(3) 地面监控人员与试飞员之间应有团队意识。从飞机在起飞线通电开始，全体监控人员就要进入试飞状态，与机上试飞员操作程序同步，全程跟踪和监视飞机和系统工作状态，全程跟踪和监视试飞员的操纵和操作。有些试飞科目甚至要关注试飞员的生理和心理状态，一旦出现不正常现象就要及时沟通和处置。在正常的试飞执行过程中，监控指挥员应随时与试飞员交流互动，交流试飞中飞机响应，提示下一个操纵动作注意事项，其他专业监控人员也要按事先约定程序及时与指挥员交流沟通。试飞中如发现试飞动作不满足要求，应及时要求试飞员补做。在特别紧急情况下，其他专业监控人员可以按照事先约定，直接与空中试飞员对话或发出指令。直到试飞任务完成，飞机返场着陆并发动机关车后，地面监控人员才能离开岗位。整个试飞过程是一个团队在执行试飞任务的过程。

(4) 应该制定试飞 GO 或 NO - GO 的判据，例如，在下列情况发生时应该中止试飞任务：

- 地面监控发现某项或某几项监控判据被突破；
- 地面监控发现飞机响应异常或飞机系统严重故障或故障趋势；
- 地面监控发现飞机响应严重偏离地面飞行模拟或数字仿真预测结果；
- 试飞员感觉生理不适；
- 关键试飞科目的关键测试传感器或测试系统出现故障，并且在规定的时间内（如

3min)不能恢复;

- 遥测通道出现问题,重要监控信息不能传输;
- 空地通信中断,并在规定时间内(如3min)不能恢复;
- 试飞过程中如果出现虚警,首先要停止执行任务,待地面监控指挥员确认是虚警后,试飞员才能听令继续执行试飞任务;
- 试飞员或监控指挥员认为不正常的任何现象而需要中止试飞任务。

(5) 地面监控站必须有足够的监控数据传输率和监控画面。对于现代新机试飞,一般情况下用于试飞监控的遥测传输率应达到 $3 \sim 10 \text{ Mbit/s}$,地面监控画面达 $40 \sim 60$ 个,这些画面应该便于切换。对于大迎角、武器发射和空中加油等试飞科目,还应有足够的视频监控画面。

(6) 对于飞机动态响应信息显示,必须有足够高的实时性,如振动信号、飞控信号、飞机操稳信号、武器发射控制信号等。通常这些信号的时间延迟应该为 $10 \sim 100 \text{ ms}$ 。对于高度、速度等参数信号的时间延迟不超过 1 s 。对于温度等缓变参数的时间延迟要求可以降低。

(7) 对于需要进行二次数据处理的监控参数,如颤振频率和阻尼、飞控和ASE稳定裕度计算、飞行品质判据计算等,通常需要做到实时或准实时计算,因为这些计算决定下一个试飞状态点的执行。对它们的实时性要求通常不超过 1 min 为宜,对于特别复杂的二次计算,延迟时间可适度放宽。

(8) 地面监控必须设置各类限制参数和监控参数判据。监控参数判据是指监控参数超越某一范围时,监控人员应该有相应措施,从提示、告警乃至发出停止执行任务的指令,最高级别的处置指令是弃机跳伞。弃机跳伞的判据一定要慎重制定,但必须有。一旦超过规定的判据,无论是试飞员还是监控指挥员,一定要坚决执行,避免延误时间造成更严重的损失。限制参数有时是临时性的,甚至是针对每一个架次的,特别是对各种需要逐步逼近边界的参数。也有一些是永久性的监控数据,如飞机发动机性能、结构完整性、环境限制参数等。对于一代新机,地面监控的参数可能为 $2000 \sim 3000$ 个。

地面监控的告警判据一定要按危害程度分级处理。如飞控系统故障要分辨出全系统故障、通道故障和部件的故障,既不能漏报,也不能夸张虚报,引起不必要的恐慌,干扰正常飞行。如果有可能,对于某些故障或响应参数越限,可以采取语音告警形式。

应该指出,有些型号飞机故障检测功能完善,报故逻辑和层次清晰,此时地面监控可以按飞机说明书或手册设置;也有一些型号飞机,故障检测功能不甚完善,报故逻辑和层次不甚合理;对于一些试验飞机,故障检测功能体系不完善,因此对试飞工程师来说,地面监控和报警体系的设计永远都是需要的。

所有的限制参数和监控判据都应认真设计,充分讨论,试飞队伍成员,包括试飞员和监控人员都要熟悉,执行过程中如需修改也要经过充分讨论。

(9) 地面遥测监控布局的设计要满足多机试飞需要,特别是国家级的试飞中心至少应有10通道遥测监控系统,同时这些监控系统还应能方便调度和调整。对于那些风险等级特别高的试飞项目,如低空大表速试飞、失速/尾旋试飞等科目,应该至少使用两套系统同时监控被试飞机的试飞。

遥测监控的频率既要方便选择调整,还要避免遥测通道之间的干扰,尤其不能干扰各种

机载设备正常功能,也不能干扰地面导航引导和其他保障设施的正常运行。

2.7 专业试飞安全技术

2.7.1 颤振试飞

在包线扩展试飞中,颤振试飞是最关键的试飞科目。在颤振科目试飞准备工作中,必须进行大量仿真计算和地面试验。

颤振试飞前,应针对大量的飞机构型,包括各种外挂构型组合,利用结构和气动力仿真计算,进行广泛的颤振分析。同时还应进行动态模型风洞试验,应用风洞试验结果对分析计算结果进行修正。飞机进入试飞站后,应进行地面振动试验(GVT)和耦合试验(CT),用这些试验结果进一步修正颤振分析计算。对于电传操纵或高增稳控制飞机,必须进行气动伺服弹性(ASE)分析,并用风洞、GVT和CT试验结果进行修正。有些计算和地面试验是由设计人员负责完成的,但试飞工程师应该参与,以便熟悉计算和地面试验的状态和结果,这样才能更好地设计试飞计划和安全保障方案,确保试飞质量和安全。

在包线扩展试飞计划中,按照颤振计算结论,飞行速度应有15%的裕量;飞行载荷也应有15%的裕量,并根据试飞大纲,制定缜密的扩展计划和步骤。

颤振试飞的关键是选择合适的颤振激励方案,可以应用大气湍流(旧称紊流)激励和颤振激励系统(FES)等多种方法综合。应根据试飞对象和试飞状态,以及试飞技术成熟度分清主次,如以FES激励为主,大气湍流为辅,确保试飞结果完整和正确。

颤振激励系统的研制应按照飞控系统安全性可靠性要求进行设计、研制和试验,决不能因为FES故障引起飞控系统失效,FES的任何故障都应有效地隔离。

按照主要的振动模态和节线分布,安装相应的振动传感器和应变传感器,测量振动频率和幅值,并实时遥测至地面监控室,由有经验的试飞工程师实施监控。

在颤振试飞过程中,应明确定义监控的振动和应变的最大允许值,实时或准实时画出“ $V-g$ ”图,在进行下一个试验点之前必须完成上一个试验点的计算,必要时还要外推出下一个试验点的结构阻尼值。

颤振激励系统参数设置和操作顺序试飞前必须详细讨论和协调,试飞员和试飞工程师做到完全沟通。颤振激励系统的参数设置应在地面显示,当地面监控人员确认设置的参数后,试飞员方可起动激励程序。每一个颤振试验点的结果,都应与理论分析与地面试验结果相比较,从而预测下一试验点的可能结果。越是接近理论预测曲线临界模态和临界飞行状态时,试验点中表速和马赫数的步长增量应该越小。

在出现危险征兆的情况下,当试飞员感到振动发散或接到指挥员指令紧急停止执行颤振试飞任务时,试飞员常采取的措施是:

- (1) 收油门减速爬升;
- (2) 停止颤振激励;
- (3) 停止机动操纵,恢复对称直线飞行。

试飞员在起飞前应按照程序检查颤振激励系统(FES)工作是否正常。空中试飞时,如果试验状态接近预测中的临界点,在进入该试验点之前也应检查FES工作的正确性和地面

监控的有效性。

在 FES 的颤振激励试飞过程中,地面监控应该特别关注相关部位的振动值、液压波动值、飞控系统舵面运动和速率陀螺等相关敏感参数。

与常规飞机不同,电传飞机的颤振/ASE 试飞对飞机构型更为敏感,因此,颤振/ASE 试飞不但要针对 A 阶段试飞,还要针对 C 阶段试飞,包括起落架放下构型试飞。不但要针对数字飞控的控制增稳模态试飞,还要针对其他的工作模态试飞。究竟应该如何选择试飞构型和工作模态,首先要根据理论分析和地面试验结果进行选择,并根据试飞数据分析加以调整。

有些飞机进行低空大表速飞行时,由于性能限制,平飞加力达不到包线右下边界速度,只得依靠提高飞行高度,在急剧俯冲中实现低空大表速飞行。试飞工程师事先一定要计算俯冲速度、俯冲角和改平高度,留有充分的余地,避免飞机来不及拉起而撞地,造成严重飞行事故。这种试飞科目事先必须进行飞行模拟演练,如果有可能,试飞工程师按照飞机飞行参数,利用相应的飞机运动模型,实时解算飞机俯冲预测模型,提前发出最低俯冲拉起高度预警信号。应该指出,由于此种原因造成的严重飞行事故相当多,应该引起试飞工程师严重关切,承担起相应的责任,这种试飞仅靠试飞员经验和感悟是靠不住的。

2.7.2 飞控试飞

飞控系统工作状态对保证飞行安全极为关键。试飞中飞控系统影响飞行安全的因素主要来自两方面:系统故障和飞行品质。系统故障包括硬件故障和软件缺陷,飞行品质来自控制律设计。

飞控系统试飞测试参数要足够多,包括驾驶员操纵力和位移、舵面运动和舵面运动速率、飞机所有响应反馈信号、大气参数以及飞控系统参数和表决参数等。飞控系统所有通道,包括主飞控和备份飞控的多个通道参数都应该采集记录。对于大多数系统参数可以直接使用系统内部总线参数采集记录。有些参数,如空速管参数、迎角和侧滑角信号等最好安装专用测试传感器,因为这些参数与安装位置密切相关,对飞控性能影响较大。这些专用传感器安装不仅是安全监控的需要,也是校正机上对应传感器的需要。操纵力传感器应专门安装,因为通常情况下,飞机本身没有这类传感器,而该类传感器对于飞行品质分析非常重要。过载传感器通常也要专门安装,特别是驾驶员位置的过载对于人机动力学分析很重要,而飞机系统中往往没有该位置的过载传感器。

典型飞控系统试飞测试参数达 1000 个以上。飞控系统在地面遥测监控站的监控参数要足够多。尤其飞控系统状态参数要足够多,而且要非常清晰地显示给监控指挥人员。飞控系统的故障状态必须定义明确,包括故障等级申报。如果可能,地面监控人员应该将故障等级与应急处置程序 (EPD) 建立专家数据库,以便飞行中出现故障能及时查阅和处理。

飞控系统应该制定专门的应急处理文件 (EPD) 它与全机试飞 EPD 一道供试飞员和试飞工程师使用。EPD 所使用的语言要简明和准确,不能有丝毫含糊和二意性。如果使用说明书和手册上有不明确的地方,试飞工程师应根据试飞实践将其明确和具体化。

为了熟悉飞控系统,掌握应急处置方法,试飞队伍一定要经过飞行模拟器和飞控“铁鸟台”培训,按照试飞中将要采用的监控画面和相互约定交流语言和对话方式,有意设置各种故障模式和危急环境,对试飞员和试飞工程师进行临境培训和演练。

通过模拟试验,试飞队伍,特别是试飞员应该预测每次飞行任务的飞行特性,包括各种操纵模态转换和转换的瞬态响应。试飞员应该掌握在不同方位无动力进场着陆的处置方法,包括判别不可能实现无动力进场必须弃机跳伞的方位和环境。

每次试飞前,试飞员应该在发动机开车情况下,检查飞控系统特性,除了飞控系统自身具有的检测功能(BIT)之外,试飞员应手动检查在各种操纵位置下的系统特性,包括主操纵状态和应急操纵状态下的系统特性,与此同时遥测监控站的人员监视飞控系统工作状态,并检查试飞测试和监控设施工作状态。

对于电传操纵飞机,在进行飞控系统稳定裕度试飞时,遥测监控站应该实时解算和监控飞控稳定裕度是否满足规范要求。如果系统出现振荡响应,除了实时解算总控制回路稳定裕度外,还要根据振荡参数分析判断,进行分回路稳定裕度解算。如果振荡响应剧烈,或实时判别困难,则应停止执行飞控系统试飞任务,待地面分析后,再进行后续试飞。

2.7.3 飞行品质试飞

飞机飞行品质既决定于飞机气动布局和构型,又决定于飞控系统控制律,因此飞行品质试飞应该与飞控系统试飞结合进行。在飞机包线扩展试飞中,飞行品质试飞还应与颤振/ASE试飞相结合。飞行品质满足安全要求是进一步进行飞控系统、颤振/ASE试飞的前提。对于飞行品质试飞,这里只是强调与试飞安全相关的几个方面。

飞行品质不仅是影响飞行任务完成的质量,飞行品质的严重缺陷会影响飞行安全。

飞行品质贯穿于飞行全过程,从起飞前滑行开始到安全着陆为止,试飞员和试飞工程师应在全过程中严密注意和细心考察飞机的飞行品质。

试飞队伍不但要从试飞数据上定量地考察飞机的飞行品质,还要重视试飞员的操纵体验。从某种意义上讲,试飞员对飞机飞行品质评价的正确性和准确度最能体现试飞员的经验和水平;而试飞工程师从试飞员评述中得到准确的飞行品质结论也最困难,因为不同试飞员可能有不同的评述。试飞员应在试飞中认真观察和体会飞机操纵响应,飞行后认真编写试飞评述。试飞工程师应认真分析试飞员评述,并把试飞员评述与试飞数据相对照,以便从主观到客观,从定性到定量确定飞机的飞行品质。试飞员评述容许随着试飞的进程而更改,对一型新机试飞初期与后期试飞员体会和评述不同是正常现象。

新机试飞,特别是电传飞机试飞前,必须对试飞员进行人机耦合知识教育和培训,并使用适当的培训设施,包括地面飞行模拟和空中飞行模拟,其中空中飞行模拟培训非常重要,因为飞机动态反馈只有在动态飞行中才真实,而恰恰这一点与人机耦合特性息息相关。

人机耦合特性与飞机特性相关,与驾驶员特性也相关,因此在分析飞行品质时,要考虑到试飞员的个性。应该从统计的观点,并在统计中根据试飞员的经历和水平适当加权来综合评述飞机飞行品质。作为试飞员来说,在评述飞机飞行品质时,应该尽量站在客观的立场上,从一个一般水平的驾驶员角度去评估飞机响应特性和驾驶员工作负荷。

飞行品质试飞过程中,试飞员应采取“边试边说”的方法,即一边操纵飞机,一边体会飞机响应,并将体会口述出来供录音记录。这一方面避免过后遗忘,使表述及时准确,与实际相关性好;另一方面经过一段时期试飞后,体会和感觉会有变化。飞机响应没变,但人的感觉随经历会改变。了解这个过程对于最后确定飞行品质等级是有帮助的,对于那些预计飞行品质不好的试验点和构型更需要采取这种边试边评估的方法。

试飞员对机组组合不稳定现象应有思想准备,一旦遇到就可以及时判别,并采取正确处置措施,特别是对于那些高增益操纵任务,如进场着陆和空中加油等。进场着陆时如果遇到驾驶员诱发振荡(PIO)或PIO趋势就应该停止相应方向的修正动作,根据实际情况决定复飞还是及时着陆。如果在空中受油时发生PIO或PIO趋势,就应该放弃编队跟踪,收油门减速与加油机拉开距离。这两种状态下的PIO都是非常危险的,这时地面指挥几乎帮不上忙,只有依靠试飞员自身的感悟和正确反应。

在飞行品质试飞中,试飞工程师应及时进行数据处理,采取先进参数辨识技术,将试飞结果与飞行仿真结果相对照,及时校核和修正仿真计算模型,这对于预测下一试飞状态点或下一试飞构型的飞行品质具有重要意义。

如果有可能,最好通过遥测数据链,将试飞中的驾驶员操纵指令实时连接到地面仿真模型上,实时仿真计算飞机模型响应。如果计算响应与实际飞机响应相差很大,应该停止飞行品质试飞科目试飞,检查仿真模型是否正确,或者飞机及其系统是否出现异常。对于那些预测飞行品质不太好的状态和构型,这种方法对于保障试飞安全是有效的。

试飞员应及时填写飞行品质评述意见,试飞工程师应及时进行数据分析,并及时进行交流,决不能将问题积压,以致造成严重后果后再算总账。

2.7.4 大迎角试飞

大迎角试飞被认为是风险最大的试飞科目之一,主要原因是大迎角气动特性难以准确预知,理论计算和风洞试验数据的可信度较差,因此大迎角试飞安全备受关注。

原则上讲,大迎角特性也属于飞行品质范畴,因此前节关于飞行品质试飞的安全原则和方法本节全部适用,只是在一些特殊问题上应着重强调。

试飞前对大迎角气动特性应进行详细研究,除数字仿真计算和风洞试验外,还应该进行模型投放试飞,进一步印证飞机的大迎角特性。

在大迎角试飞过程中应该严格执行飞行模拟→试飞→飞行模拟的既定程式:首先按照试飞任务单,执行地面模拟飞行,摸索试飞方法,预测飞机大迎角响应。在这个过程中,试飞员和地面监控人员熟悉试飞任务单,知道飞什么,怎么飞,可能的结果是什么,可能会有什么样的异常情况,出现这种异常情况应该如何处置,试飞员和监控人员之间应该如何互动沟通和对话等。在试飞过程中,试飞员和监控人员之间随时交流情况,指挥员随时提示和指挥试飞员操纵。如果发现异常情况,特别是空中试飞与地面模拟差距较大,就应该引起警觉,减少迎角增量操纵,甚至停止执行试飞任务。试飞后,应该根据试飞结果校核和修正仿真模型,在下一个试飞任务单执行前,再进行地面模拟飞行,重复上一个试飞任务单的执行过程。

在执行地面模拟飞行时,通过网络将模拟飞行参数输送到地面监控站,使监控站人员熟悉飞机响应,以便更好地实施飞行监控任务。

应该指出的是,这种飞行模拟和实际试飞之间的循环迭代是即时即地的。一个任务单经过地面模拟演练后,如果24h之内没有实施试飞,或中途更换试飞员,这种地面飞行模拟演练过程必须重复进行。

对于大迎角试飞,应该按照飞行品质规范要求和飞控系统设计方案,采取逐步逼近大迎角边界方法。先进行迎角限制边界试飞,再进行抗尾旋模态试飞,最后进行失速/尾旋模态

试飞。对于迎角限制边界和抗尾旋模态试飞都应按照逐步逼近原则进行。对于尾旋试飞，应从飞机失速和偏离开始试飞，最后进行尾旋试飞。尾旋试飞过程中，先飞一圈改出，然后二圈、三圈改出，逐步延长改出时间，最后进行复杂剧烈的三轴复合操纵，直至故意错误操纵的试飞，考核飞机在这些状态下的表现和应对措施。对于飞机构型也要认真分析选择，先飞对称构型，后飞不对称构型；先飞前重心，再飞后重心。对于尾旋模态，先飞正尾旋，后飞倒飞尾旋等。

在大迎角试飞过程中，为了保证循序渐近试飞，迎角限制控制律应设置可变门限，逐步放开。对于抗尾旋模态试飞，要把迎角限制边界放开，试飞失速/尾旋时应把抗尾旋模态逐步打开。

为了保证试飞安全，防止在某种运动模态下，如过失速模态或急剧平尾旋模态下，依靠试飞员操纵可能难以改出，应该研制和安装反尾旋装置。当前采用安装反尾旋伞方法较为普遍和有效，操作也比较方便。只是在带反尾旋伞的尾旋试飞完成后，还应该去掉反尾旋伞进行试飞，以验证带尾旋伞条件下试飞结果的有效性。

应该指出，所有放开大迎角限制边界的状态和带尾旋伞状态的尾旋试飞，事前都应作为一种模态和构型，按研制程序进行风洞试验和飞行模拟试验，确保试飞安全。

对于尾旋试飞科目，应安装特别改装的专用座舱显示器，对一些关键参数，包括它们的数值和符号要有非常明确的、显眼的指示，例如，偏转角速度和偏度、迎角、高度、速度等。如有可能，最好安装自动提示告警语言系统。尾旋试飞中的关键参数最好以刻度表的形式显示给试飞员，因为在急剧运动状态下，数字显示的可读性效果较差。

事先应该制定相关的应急处置判据和数据门限，如在飞机进入尾旋后，人工改出尾旋无效时使用反尾旋伞的最低高度（如 6000m）；飞机失去控制时驾驶员最低弃机跳伞高度（如场高 2000m）等。

为了防止尾旋试飞中发动机停车且起动失败的情况发生，大迎角试飞的前期应安排无动力进场着陆的模拟飞行，选择飞机返场着陆的最佳飞行剖面。而且应有几种不同的空域、高度和速度进行进场着陆模拟飞行的最佳剖面的选择和验证。

许多国家在进行大迎角试飞时，如失速/尾旋试飞和过失速机动试飞，专门设置空域和场域，以确保空中没有其他飞机，地面人员稀少，同时还应考虑应急进场着陆。

2.7.5 发动机试飞

新机发动机试飞是一项风险较大的试飞项目，尤其是对于新研发发动机的试飞，风险更大。即使是成熟发动机，也存在发动机与飞机相容性问题，包括进气道和发动机匹配性、飞机结构相容性和飞机系统相容性。发动机试飞的风险不仅体现在刻意安排的发动机试飞科目，而且体现在其他试飞科目中，如大迎角试飞中。许多由于发动机故障引发的飞行事故甚至发生在一般的飞行科目中，因此对新发动机系统工作状况的监控必须持续和周密。

对发动机的关键参数，如发动机转速、温度、振动、滑油温度、燃油温度、耗油率、供油量、滑油压力、发动机控制装置、矢量发动机的偏转特性等都应进行测量，并实时传送到地面监控站进行监控。

对发动机参数监控门限值应有明确的规定，监控人员应熟悉监控判据。同时试飞工程师应该统计和监控发动机某些参数的变化趋势，比如发动机振动值虽然仍在限制值内，但随着

飞行试验进展, 振动值增长趋势很快, 这就要求试飞工程师和飞机维护人员严密监视, 甚至停飞检查。其他参数, 如滑油温度变化等也有类似的情况。

对于新研发动机除充分的地面台架试验外, 应有充分的他机试飞考验, 比如空中实验室试验等, 使该发动机工作状态比较成熟后, 才能配装到新研型号飞机上。通常这种他机试飞应达到几百飞行小时以上, 尤其是对单发飞机, 新型发动机考核应更加严格。

对于新型发动机在新机上配套后的首飞, 应该首先安排在本场空域, 接近着陆下滑线的附近进行, 试飞内容也相对简单, 只有取得一定经验后, 才可安排其他内容和区域的试飞。

发动机参数的试飞测试改装应该十分小心, 通常情况下应充分利用飞机已有的发参或飞参记录数据。对于那些在进气道、发动机入口安装的测温、测压传感器必须按照装机标准严格进行振动和温度等环境试验, 防止这些传感器及其安装支座和管道断裂, 损坏发动机。

所有飞行机场应具有驱鸟设备, 跑道状态必须良好, 防止外来物吸入进气道打坏发动机。

当飞机进行剧烈机动飞行时, 比如飞机绕非机体轴急剧滚转机动中, 或者做过失速及其他大迎角、大侧滑角机动飞行中, 要特别注意发动机工作状态, 防止发动机进入不稳定工作状态。进行此类试飞科目之前, 试飞工程师应与飞机设计师一道认真研究和分析大迎角机动状态下的发动机动态特性。

发动机工作与燃油系统工作状态紧密相关, 因此关注燃油系统工作特性是发动机试飞工程师的重要任务, 如供油压力、温度、剩余油量, 乃至耗油率等都是非常重要参数。例如, 耗油率突然不正常地增大, 这可能意味着燃油管道破裂, 应该采取紧急措施。燃油余油量有时会被忽略, 如有可能采取语音报警作为人工监控的辅助措施也许会发挥很好的效果。

2.7.6 航电武器系统试飞

航电武器系统试飞是内容最复杂、环节最多的试飞项目, 任何环节的疏忽都可能酿成事故。应特别注意的事项有如下几方面。

2.7.6.1 外挂相容性

现代飞机, 尤其是多功能战斗机, 携带武器和外挂的种类和数量多且密集, 加上机翼变形和气动力等原因, 很容易造成外挂相撞和结构干涉。试飞中应特别小心并刻意安排试飞验证。通过各方位的视频摄像, 在各种飞行状态进行检查。有的战斗机在外挂构型试飞时, 机身机翼上安装的视频摄像头达30个。

2.7.6.2 火控雷达试飞

在火控雷达试飞中, 无论是空/空, 还是空/地状态, 一定要精确计算本机与目标的相对距离和接近速度, 特别是与目标迎头大速度状态, 要规定脱离距离、航向协调和高度差。在复杂地形上空进行低空飞行时, 要考虑地形高度的变化。

2.7.6.3 外挂分离

试飞中常有这样的情形: 导弹点火不离梁, 甚至烧坏平尾; 炸弹投不下, 带弹着陆; 副油箱投下时, 由于本身静不稳定, 打坏机身; 航炮炮弹卡壳, 甚至炸膛等。尤其像F-22这样的第四代战斗机, 由于隐身需要, 武器舱内埋, 投射导弹时, 先打开舱盖, 弹架弹出, 武器发射, 而且这种发射可能在大动压和大过载状态下进行。

为了减少外挂分离试飞风险, 首先要做好充分的技术准备, 包括仿真计算和地面试验;

对于空空导弹,尽可能先做一些空中模拟攻击试验,如地抓空、三机联试、双机联试等预备性试飞;实弹试验前,先进行模拟弹试飞。实弹投放和发射试飞项目中应做好飞机带弹着陆的各项应对措施,确保飞机和人员安全。

2.7.6.4 武器发射对发动机的影响

空中导弹发射的浓烟和高温可能进入进气道导致发动机喘振,乃至停车。因此火箭弹发射试飞中,对于敏感的发动机,有必要发射导弹后稍作回避,证明发动机没有影响,再进行完全钻入导弹尾流的试飞。同时所有进行这种试飞的试飞员都应有空中起动以及无动力进场着陆的思想和技术准备,尤其是单发飞机。

2.7.6.5 近距空/空实弹攻击试飞

无论是航炮射击、红外格斗弹,甚至中距拦射弹发射,都要仔细计算载机与目标之间的态势和距离,尤其是相对速度较高的导弹迎头攻击,避免目标击中后碎片击中载机,甚至载机躲避不及与目标相撞。

2.7.6.6 地形回避和防撞试飞

地形回避和防撞试飞,尤其是夜间和复杂地形试飞,风险性很大。为确保试飞安全,除进行充分的地面试验和试飞员培训外,试飞规划应采取循序渐进的方法。先进行模拟试飞,即在较高的试飞高度上,在显示屏上给出模拟的地形曲线,飞机跟踪模拟曲线飞行。证明跟踪系统工作正常后,再逐步降低高度,进行按指标要求的低高度地形跟踪试飞。

试飞过程中,应特别加强地面监控,必要时在飞机航路中增设监控站点。机载地形跟踪雷达是保障地形跟踪和防撞试飞安全最重要的设备,在这种雷达装入系统前应该进行充分的其他机专题雷达试飞,考验其可靠性。

2.7.6.7 电磁兼容性(EMC)

航电系统对电磁环境最为敏感,因此在试飞前应进行充分的 EMC 试验,试飞工程师应了解实际试验的结果,必要时要进行补充试验。在这些试验证明系统 EMC 满足要求后,开始试验时应该回避地面电磁环境状况不良的地域和空域,当然,刻意安排的抗干扰试飞另当别论。

2.7.7 关于人素工程的考虑

飞行安全与试飞员的身体和精神状态密切相关。从工程观点,飞机设计和试飞方案必须注意人的因素。至少应该从以下几个方面考虑人和飞机之间的关系。

2.7.7.1 试飞员的自信心

对于新机首飞以及其他任何高风险和高复杂性的试飞科目,放飞条件的第一元素是承担该项试飞的试飞员。试飞员不仅具有承担该项目试飞任务的激情,更重要的是,试飞员应具有充分自信心。试飞员的这种自信心主要来自四个方面:其一是对试飞对象的了解,即通过自始至终对工程的参与、学习和了解,他认为关键技术已经突破,没有不可捉摸的因素存在;其二是对试飞内容和方法的了解,知道做什么,如何做,结果是什么,风险是什么,出现特殊情况如何处置;其三是对工程和试飞团队的了解,通过长时间共同工作,对这支技术队伍非常信任;其四是对自己的了解,根据他自己的经验和水平,他有充分把握完成这项艰巨的试飞任务。

作为试飞工程的管理层,对承担高风险试飞任务的试飞员应认真分析和选择,避免让那

些热情很高, 但不够扎实的试飞员承担此类任务。

任何工程项目都有时间节点, 但是保证这个节点的条件是充分的技术和物资准备工作, 一旦高风险试飞项目即将开始, 任何人不得以任何方法给承担该项试飞任务的试飞员任何压力, 这是保证试飞安全最重要的基础。

2.7.7.2 试飞员工作负荷

试飞员工作负荷是衡量飞机飞行品质的重要标准。飞行品质差, 特别是多项飞行品质处在较差的状态 (如按照 MIL-F-8785C 飞行品质规范有 2~3 项属于Ⅲ级飞行品质), 纵、横向操纵不协调, 试飞任务复杂, 甚至飞机运动 6 个自由度都需要操纵等很容易造成试飞员手忙脚乱, 以致飞行失控, 造成飞行事故。减少试飞员工作负荷是飞机设计和试飞任务安排必须考虑的问题。试验时试飞员工作效率曲线如图 2-5 所示。

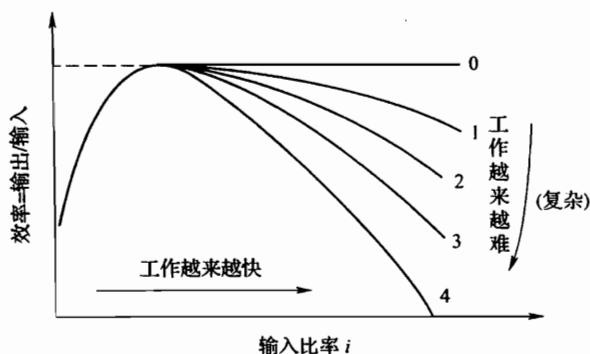


图 2-5 试验时试飞员工作效率

2.7.7.3 人机界面

良好的飞机人机界面设计对于保证试飞安全非常重要。飞机状态显示模糊, 主次颠倒, 非常重要的参数和状态指示不明显, 或对试飞员体态和眼位限制很严, 座椅背带松弛, 尤其在持续大机动中, 或夜航和天地线不清等环境下, 试飞员难以辨识准确的飞机姿态和方位, 在紧急情况下, 容易造成感觉失衡, 形成错误操纵。人机界面设计中, 一定要注意关键操作开关和按钮的防错设计, 否则, 复杂条件下的试飞员很可能形成错误操纵, 影响飞行安全。如果飞机在试飞过程中短期难以改进, 试飞工程师也应采取临时措施, 既不影响试飞进度, 还能保证试飞安全。

2.7.7.4 人感系统特性不容忽视

飞机操纵设计一定要适于试飞员生理特点, 首先是驾驶操纵感觉系统的静、动态特性应满足规范要求。人感系统设计应征求试飞员的意见, 而且应着重听取具有多机种、经历过先进飞机试飞的试飞员的意见, 他们对操纵力和操纵位移的感觉比较适合人机动力学的特点。对于人感特性不好, 一时又难以改进的飞机, 试飞工程师应特别提请试飞员注意其特点, 必要时在模拟器上专题演练。

2.7.7.5 试飞气象条件

要根据不同的试飞内容和试飞员条件, 对试飞气象要有严格要求, 如起降场域能见度、空域云层分布情况、起飞着陆时侧风情况等。同时要对气象变化趋势有所预报, 让试飞员有足够的心理和技术准备。为应对突然气象变化应安排合适的备用机场。

2.7.7.6 试飞员生理疲劳

应对试飞员劳动强度给予关注。一般情况下,对新型战斗机试飞每人每日不超过3架次4h为宜;对于新型运输机,每人每日不超过2架次6h为宜。对于战斗机试飞来说,持续的大过载试飞,包括正、负大过载试飞也要加以限制。在座舱温度、振动、噪声恶劣环境中,试飞驾驶时间应适当缩短。

2.7.7.7 试飞下任务、讲评和试飞卡片

为了保证试飞安全,针对每次试飞任务都要认真坚持下任务讲解和飞行后讲评制度。为了防止错、忘、漏事件发生,在消化试飞任务单的基础上,试飞员应亲自制定自己试飞任务卡片。

2.7.7.8 伴飞飞机

在试飞员执行风险较大的试飞任务时,应尽可能安排伴飞飞机,一方面承担部分安全监控任务,另一方面有利于缓解试飞员心理压力。

2.8 试飞安全设施

为了保障试飞安全,作为一个现代化的试飞基地必须配备完善的试飞安全保障设施,这些设施应该作为国家资源为所有新机或研究试验机试飞服务。这些设施应包括以下几方面。

2.8.1 试飞员学院(校)

试飞员是新机试飞安全的关键因素。没有优秀的试飞员素质,不可能有试飞安全。试飞员学院(校)是培养试飞员素质的基地,承担着试飞员思想修养、试飞理论和试飞技术的基础教育。首先,学院(校)必须有优秀的教师队伍,尤其是试飞员教员队伍,同时还应有理论教员队伍。同时学院应有起码的教学设施,包括专用的、装有必要测试设备的教学飞机。这些飞机不一定是最先进的飞机,但专业要配套、便于教学、可靠性要好、出勤率要高、经济性要好,其中变稳飞机是学院(校)必须配备的教学设备。除教学飞机外,地面教学设施也非常重要,其中地面飞行模拟和仿真教学网络体系也是必需的设施。试飞员之间的交流非常重要,包括同机种和不同机种试飞员之间的交流,不同单位乃至不同国籍试飞员之间的交流;试飞员和工程技术人员之间的交流也非常重要,包括与设计师,试飞工程师、飞行仿真和数据处理工程师之间的交流,管理部门应为他们提供或创造相应的平台。试飞员学院(校)还应承担试飞工程师的培训任务,掌握一定的飞行知识对于试飞工程师是非常重要的,对于编制试飞方案和试飞任务单以及与试飞员沟通交流,保障试飞安全和效率具有重要意义。

2.8.2 遥测监控站

对于每一架新机试飞,或者是重大的研究性试飞和验证试飞,都必须实施地面监控。遥测监控应有:

足够全面的监控的参数,包括飞机性能、操纵性和稳定性、飞控系统、发动机、结构完整性、导航制导、武器发射等监控参数。一架现代飞机试飞通常地面监控参数应达到2000个以上。所有监控参数要有足够的实时性,特别是对于颤振/ASE、飞控、飞行品质、振动、

武器发射信息、发动机状态信息等都必须做到实时传输和显示。

作为国家级的试飞中心,地面实时监控站应具有10个通道以上的数据遥测传输能力,也就是同时能对10架以上的新机试飞实施监控,地面监控应配备通信电台。

2.8.3 地面飞行模拟器

飞行模拟是飞行试验不可分割的组成部分。在试飞中即时即地、交叉迭代地应用地面飞行模拟已经成为现代试飞的重要标志。地面飞行模拟的主要任务是优化试飞计划和试飞任务单、培训试飞员和试飞工程师、探索新试飞技术等。地面飞行模拟对于保障试飞安全,提高试飞效率都具有重要的意义。

针对不同新机 and 不同的试飞任务,地面飞行模拟器有不同的层次和结构要求,但是几个基本要素必须保证:

- (1) 6自由度数字仿真模型;
- (2) 真实的人感系统特性和操纵形式;
- (3) 与飞机相似的重要座舱显示和控制环境;
- (4) 适宜的视景显示系统。

6自由度数字模型需经飞行试验逐步校核修正,确保仿真结果可信度。

2.8.4 反尾旋装置

对于新机大迎角试飞必须研制和安装反尾旋装置,当前普遍采用的是反尾旋伞。对反尾旋伞的使用要求是:

- (1) 系统工作可靠,并按照使用说明定期检查维护;
- (2) 应进行充分的地面试验,包括安装到飞机后的地面滑行抛放伞试验;
- (3) 大迎角试飞前应进行空中抛放伞试飞;
- (4) 应该对反尾旋伞效果进行模型自由飞验证;
- (5) 应该在地面飞行模拟器上,验证使用反尾旋伞的功能和性能及其改尾旋效果,培训试飞员;
- (6) 在飞机上应给试飞员提供足够明显的反尾旋伞工作状态显示;
- (7) 反尾旋伞的操纵开关应该可靠、方便并不易误操纵。
- (8) 反尾旋伞安装位置特别重要,既要保证射伞和拖伞过程中不被尾喷口高热烧断,又要保证尾旋过程中,伞和伞绳不缠绕飞机结构。

2.8.5 试飞现场安全保障设施

试飞基地现场必须配备足够的安全保障设施,起码应该包括以下几方面。

2.8.5.1 伴飞摄影飞机

对于高等级风险的试飞科目,如首飞接近临界状态的颤振试飞、大迎角试飞、过失速机动试飞、空中加/受油试飞、喷水结冰试飞、武器发射试飞等,应该有伴飞飞机,必要时应进行空中摄影。

2.8.5.2 救援直升机

试飞基地应该配置救援直升机。救援直升机上应配置相应的救援和通信设备,有相应的

值班人员。

2.8.5.3 地面救援设施

应按照相关规定,对于高风险试飞科目,安排相应的地面抢救措施,包括抢救人员、车辆、工具和医疗设施等。

2.8.5.4 备用机场

对于试飞基地,应该安排常备的飞机备降场。对于长航线飞行或新机转场飞行,如果距离远,也应安排中途备降机场。

2.8.5.5 试飞改装中心建设

试飞改装是影响试飞安全的重要环节。由于试飞改装是在已有飞机基础上进行的结构和系统改装工作,约束条件更多,风险更大。因此在这个环节中,除了改装人员素质提高和严格改装质量控制外,必须配置与飞机设计和制造水平相当的现代化改装设施,包括硬件和软件设施建设。决不能因为不是主机的设计与制造而忽略这个环节,因为局部结构破坏和系统损毁往往会导致严重事故的发生。

2.9 本章小结

(1) 试飞安全是飞行试验永恒的主题。试飞风险是始终存在的,试飞工作者的责任是将试飞风险控制在可接受的范围内。试飞准备工作中首先要进行风险评估,按照危害程度和发生概率,将试飞科目划分风险等级。按风险等级制定技术和管理措施,落实安全责任。

(2) 试飞安全管理要落实到每一个试飞项目和试飞环节中去。主管试飞安全的最高权威是试飞安全委员会。试飞安全委员会下设试飞安全办公室,负责安全规划和日常安全管理工作。试飞安全规划和试飞安全评审工作独立于试飞项目办公室。试飞安全办公室负责检查督促试飞安全规划、措施的执行情况,落实各级试飞安全责任。事故调查和分析是试飞安全管理的重要内容,事故调查小组要独立于行政机构,客观公正进行调查、取证和分析,得出正确的结论。

(3) 提高试飞队伍的素质是保证试飞安全的基础。试飞队伍成员,尤其是试飞员和试飞工程师必须熟悉试飞对象,参与飞机设计和地面试验活动;他们还必须熟悉试飞大纲和试飞任务单,针对每一个试飞任务单进行准备,包括飞行模拟准备。对于风险较大的试飞科目必须进行及时及早与真实试飞交叉迭代的飞行模拟演练。研制单位应向试飞员和试飞工程师提供充分的学习资料,实现“Fly by the book”(通过读书飞行)。

(4) 试飞规划中试飞顺序的选择十分重要,试飞包线需要按照循序渐进、逐步逼近边界的原则,试飞科目和机动顺序也要按风险大小逐步实施。为了保证试飞安全,一般还应遵循先地面后空中,先他机后本机的试验试飞原则,凡是能在地面化解的风险决不带到空中试飞;凡是能在他机试飞化解的风险决不带到本机上试飞。

(5) 每一次试飞都必须有飞行限制要求,包括飞机构型限制、重心重量限制、飞行包线限制、迎角和过载限制、结构限制、发动机工作限制、系统工作限制和环境使用限制。这些限制有的是临时限制,有的是永久限制,无论是哪种限制,试飞中都必须遵守,如要突破必须满足两个条件:一是限制范围内的试飞任务已经完成并证明没有问题,二是要履行批准手续。

(6) 地面遥测监控对于保证试飞安全具有重要意义,所有试飞,尤其是风险科目试飞,必须有严格的地面监控。从飞机在起飞线上电开始,到试飞任务完成,飞机着陆,发动机关车下电为止,地面监控人员应与试飞员一起“飞行”,监督和帮助试飞员完成任务。遥测监控数据要充分,并按不同参数类型满足实时性要求,各专业遥测监控人员要有专业监控判据,并与试飞员和监控员有口令和语言交流约定,所有监控人员必须经过上岗培训。

(7) 每个专业试飞都必须有保证试飞安全的技术,其中颤振试飞、飞控和飞行品质试飞、大迎角试飞、发动机试飞、航电武器试飞等都有许多高风险试飞项目,都应制定专门的安全保障措施。人素工程是影响安全试飞的重要因素,要从试飞员培养和培训、飞机和系统研制、试飞条件控制和试飞安全文化氛围等各方面做工作,防止人为因素造成安全事故,确保飞行安全。

(8) 确保试飞安全需要有相应的试飞安全设备,包括试飞员培训、遥测监控、飞行模拟、反尾旋装置、伴飞飞机、救援飞机、飞机改装、机务维护和场务保障等设施。

第3章 试飞员和试飞员驾驶技术

3.1 试飞员的作用

试飞员在飞行试验和飞机研制中具有极其重要的作用。没有优秀的试飞员就不可能圆满地完成试飞任务,也就不能有航空工业和航空科技的蓬勃发展。一个国家试飞员的水平体现了这个国家航空科学技术和试飞技术的发展水平。试飞员的作用主要体现如下几方面:

3.1.1 试飞员的素质和水平关系着试飞安全和试飞效率

在一型新机或先进技术验证机的试飞中,虽然试飞队伍对每一份任务单都经过了精心设计和讨论,制定了周密的应急处理措施,加强了地面监控,但是,影响飞行安全的因素很多,人们对新产品和新技术的认识也有一定的过程和局限。往往需要试飞员在空中身临其境去体会和判断,有些突发事件往往靠地面监控和指挥来不及,只有试飞员才能掌握飞机和自己的命运。试飞中往往有这种情形,同样的事件不同的试飞员处理得出了不同的结果,比如国内外电传飞机试飞多次遇到过驾驶员诱发振荡(PIO),摔过不少飞机,甚至造成过一等事故。1974年,YF-16高速滑行中产生了横向PIO,机翼翼尖几乎擦地,由于试飞员判断准确,处置得当,停止横向修正,推油门带杆,实现了计划之外的YF-16首飞。又如2002年,歼10飞机在一次进场着陆中,由于侧风扰动,飞机在离地1~2m高度的情况下产生了急剧的横向耦合振荡,也是由于试飞员判断准确,处置得当,停止横向修正,推油门带杆,复飞成功,避免了灾难性后果。从飞机开始振荡到发散,到衰减,整个过程只有5s。虽然地面监控人员能监控到事件过程,但来不及反应,更谈不上实时指挥。美国航天飞机进场着陆时也发生过类似情况,由于驾驶员处理正确,未酿成灾难性后果。这些事例都体现了试飞员在保证试飞安全中的决定性作用。试飞员在提高试飞效率方面也会发挥着重要作用。试飞工程师是根据试飞大纲,按自己的判断和以往的经验编写任务单,他们的认识有局限性,更没有针对不同背景和水平的试飞员去编写任务单,因此,试飞任务单与实际情况往往有比较大的差距。试飞员可以根据试飞任务的进展以及飞机实际性能和品质去调整试飞任务。往往有这种情形,本来安排两个架次的试飞任务,一次试飞就按要求完成了。当然也有相反的情形,一个任务单由于内容太多或试飞不顺利,需要两次飞行才能完成,这种情形也是试飞工程师难以掌控的。因此试飞员和试飞工程师在下达任务时,往往应有备份任务单。备份任务单有两种性质,一种是作为试飞条件变化(如天气状况)而准备的任務单,另一种是作为任务量的调节,一旦有较多剩余飞行时间,补充试飞任务。这些调控的主动权主要在于试飞员,而试飞员的技术和作风又发挥着重要作用。

3.1.2 试飞员对于优化飞机设计起着举足轻重的作用

飞机设计的主要目标是满足用户需求,从某种意义上讲,试飞员代表了用户需求

试飞员有较深的理论基础和丰富的飞行经验,因此他们的意见也许更能代表用户的需求和技术发展趋势。试飞员试飞机种多,接受和接触新技术多,因此在飞机设计过程中,设计师应该广泛征求试飞员的意见,尤其在飞行品质、飞控控制律、座舱布局显示和控制、驾驶操纵、油门杆控制以及各类开关和按钮的设计布局等方面,试飞员的意见具有很大的权威性。即使在使用性能方面,他们对飞机的机动性和作战使用剖面等要求也有切合实际的见解,这些都是设计方案的重要输入资源,设计师应该尊重他们的意见。

在新机试飞中,只有试飞员才能亲身体验和证实飞机是否符合设计指标和使用需求,发现飞行品质、人机界面等方面的设计缺陷,提出改进设计方向。改进后的飞机设计仍然需要试飞验证,仍然需要听取试飞员的意见。

经验表明,新机设计与试飞员结合越紧,试飞员在参与设计和试验的广度和深度方面做得越好,飞机成功的希望就越大,用户就越满意。

3.1.3 试飞员对新机使用起着承上启下的作用

由于试飞员从新机设计、地面试验到试飞经历了一个漫长完整的过程,他们对新机的理解和使用具有一定的权威性,他们有责任将他们的经验传授给使用的驾驶员。在编写飞机使用说明书和飞行员手册中,试飞员的意见也是非常重要的依据。从发展趋势看,新机设计定型的后期,使用部门的驾驶员要介入初步使用试飞,这是先期参与试飞的试飞员与后期介入试飞的驾驶员相互交流的阶段,也是试飞员用他的经验体会来培训使用驾驶员的机会。即使新机到使用部门服役或运营后,试飞员也应与驾驶员保持联系和交流,讨论和解决新机使用中有关飞行的问题。

当然作为试飞员也应该了解和熟悉飞机的使用需求和使用环境,需要向使用部门驾驶员学习飞机的使用经验和知识,并把这些经验和知识充实到试飞实践中去。

试飞员与使用部门的驾驶员永远保持着一种相辅相承的关系。

3.2 对试飞员的要求

3.2.1 对试飞员的基本素质要求

试飞员队伍是一个优秀的、特殊的群体。他们的使命要求他们具备甘于奉献、勇于探索的精神,具备深厚的理论基础和精湛的飞行驾驶技术,具备客观求实和科学表述的能力。

国际试飞员协会(SETP)对试飞员的核心价值有明确表述,即:

(1) 客观:试飞员的任务就是追求客观真理;他们尊重科技,尊重科技人员,但不盲从,要在实际飞行中去验证新科技。

(2) 正确:因为试飞员的意见对千万人的劳动成果具有法律上和经济上的重大影响。一旦他们的判断有重大错误,轻则带来经济损失,重则影响一代航空新产品的命运。

(3) 诚信:试飞员的职业要求他们说真话,绝对不说假话,以赢得所有业内人士的信任和尊敬。

(4) 能力:试飞员要忠诚履行他们的神圣职责,要能够胜任他们的神圣使命。

对于每一次试飞,试飞员都应该做到:

- (1) 正确理解试飞任务单。
- (2) 按照试飞任务单, 精准地完成试飞任务。
- (3) 仔细地将每次试飞结果进行总结。
- (4) 在试飞过程中敏锐体验飞机响应, 及时发觉飞机或其系统的不正常现象。
- (5) 试飞过程中, 如发现任何不正常现象应能及时正确处置。
- (6) 具有处置各种各样不正常事件的能力。

试飞员以上这些素质来自于他们的理论知识和实践经验, 来自于他们的良好培训和自己刻苦学习。

3.2.2 对试飞员的基础理论要求

试飞员首先是一个研究者, 他必须具备敏锐的洞察力、良好的记忆力、准确的分析思维和迅速果断的行为能力, 而这些首先来源于试飞员要有深厚的航空科学知识。作为试飞员可能在试飞任务分配上有一定的专业分工, 比如有的试飞员偏重于飞机平台特性试飞, 有的试飞员偏重于航空电子武器系统试飞。在美国空军试飞中心 (AFFTC) 从事飞机平台试飞的试飞员必须毕业于试飞员学校, 从事航电武器试飞的试飞员必须毕业于航空武器学校。然而, 他们必须具备一些共同的理论基础知识。因为只要飞机离地, 飞行安全就是每个试飞员面临的首要问题, 关于飞行安全方面的知识, 任何人都必须掌握。此外, 飞机离地后的行为是综合性的行为, 所有试飞员都必须面对飞行中所有问题, 有责任去发现问题, 有能力去处置问题; 此外, 试飞管理部门在试飞员资源不充裕的情况下, 对试飞员随时的使用调度要求每个试飞员都尽可能有宽广专业试飞的适应能力。

试飞员应该学习和掌握的基础航空科学知识应该包括以下几个方面。

3.2.2.1 空气动力学

(1) 气体基本特性: 包括大气和标准大气、热力学基础、伯努利方程、不可压缩流和可压缩流、马赫数、简单管流、黏性和雷诺数、大气湍流、舰岛和舰尾流等;

(2) 不可压缩流空气动力学: 包括翼型特性、升力和环量、俯仰力矩、压力中心和气动中心、边界层 (旧称附面层)、气流分离、边界层阻力、边界层控制、高升力装置、雷诺数效应、机翼特性、翼尖涡、下洗和诱导阻力、平面形状和展弦比、后掠翼和三角翼、小翼、边条、超临界翼型等;

(3) 可压缩流空气动力学: 包括马赫波、冲击波和膨胀波、波阻、可压边界层、激波与边界层干扰、临界马赫数、跨声速和超声速流等。

3.2.2.2 飞机性能

(1) 压力误差修正: 包括空速、高度和大气温度、压力误差修正;

(2) 飞机性能: 推力和阻力方程、阻力与需用功率随速度和高度以及重量的变化、阻力指数、水平飞行性能、航程与续航时间、燃料消耗率、压缩性、大气温度影响、爬升性能、推力随飞行速度和高度以及温度的变化等;

(3) 机动特性: 包括升力和推力边界理论, 盘旋性能, 对于现代战斗机的敏捷性和过失速机动理论等。

3.2.2.3 飞行力学

(1) 6 自由度运动方程: 坐标系及其转换、气动导数、操纵导数、量的符号与量纲等;

(2) 操纵性和稳定性: 纵向长周期和短周期模态、航迹稳定性、配平特性、握杆和松杆稳定性、杆力梯度、横航向稳定性、横航向操纵性、荷兰滚模态、滚转模态、螺旋模态等;

(3) 飞机飞行品质规范和适航规章: MIL - F - 8785C 和 MIL - HDBK - 1797 等规范条款, 以及 CCAR 23 部、25 部等适航规章等;

(4) 人感系统特性: 操纵力、操纵位移、频率、阻尼、摩擦、启动力和操纵协调等;

(5) 人机闭环特性: 驾驶员数学模型、驾驶员飞行负荷和人机工效、驾驶员诱发振荡 (PIO)、人机闭环飞行品质判据等;

(6) 参数辨识: 气动导数和系统辨识, 模型匹配理论;

(7) 大迎角理论: 抖振、过失速、偏离、失速/尾旋、过失速理论等;

(8) 飞行仿真: 数字仿真、地面飞行模拟和空中飞行模拟。

3.2.2.4 飞控系统

(1) 常规飞行控制和电传飞行控制;

(2) 电传控制系统的冗余技术;

(3) 电传飞控控制律, 重点是高增益控制律、交叉耦合控制律和响应边界限制控制律;

(4) 控制系统稳定性的基本概念;

(5) 大迎角控制律;

(6) 相关元、部件原理和结构: 传感器、滤波器、计算机和舵机等。

3.2.2.5 结构完整性

(1) 颤振和气动伺服弹性;

(2) 振动理论;

(3) 载荷、强度、应力和疲劳;

(4) 常用材料和新材料。

3.2.2.6 发动机理论

(1) 涡喷和涡扇发动机基本特性和性能;

(2) 进气道、压气机、燃烧室、燃油喷射、涡轮和涡扇、引射与喷流、加力系统、发动机操纵与电调 (数字控制)、喘振、燃油系统、油耗率等;

(3) 反推力装置;

(4) 矢量推力发动机。

3.2.2.7 飞机系统理论

(1) 通信、导航、识别、显控、大气数据计算机;

(2) 雷达与武器火控系统;

(3) 电子战;

(4) 数据链及空、天、地网络;

(5) 目标特性, 含电磁特性和光学特性;

(6) 电磁兼容性 (EMC);

(7) 环控、供氧、弹射救生;

(8) 液压系统和电源系统。

上述这些理论知识主要是针对固定翼有人驾驶飞机试飞员而言。对于其他不同种类飞机

的试飞员,除上述基本知识外,还应有一些其他基本知识,如直升机试飞员还应掌握旋翼理论,无人机试飞员(或操纵员)还应掌握空地数据传输与显示知识等。

3.2.3 对试飞员的工程要求

对试飞员来说,上述的基础理论只是为试飞员承担试飞任务奠定了技术理论基础,随着参加工程实践,他们要不断地应用和深化这些知识和理论。要很好地适应飞行试验任务,他们还必须熟悉被试对象。对一架新机来说,他们应该很好地熟悉新机特点和性能,熟悉飞机各系统的功能和性能,熟悉新机和新系统在功能和性能上的限制。只有这样才能了解试飞什么?为什么要飞?如何试飞?什么是正常?什么是不正常?不正常如何处置?总之只有了解和熟悉试飞对象,才能保证试飞安全、质量和效率。

下面举一些例子,说明试飞员对被试对象应熟悉的内容。

3.2.3.1 气动力特性

对于一些新机,首先要了解和熟悉它的气动布局,了解和熟悉它的气动特性,比如,升力特性,阻力特性,力矩特性,增升措施和效率,舵面效率等,从而了解飞机起飞和着陆特性,跨声速特性,大迎角特性等,将这些数据与已经飞过的其他飞机做比较,从而了解新机特点,逐步建立起对新机试飞的信心。

3.2.3.2 飞控系统特性

飞控系统可靠性是试飞员最为关心的问题。与飞控系统安全可靠相关的方面试飞员都应熟悉和了解,包括系统冗余配置和转换,主系统和备份系统,系统元、部件方案,系统相关电源和液压支持保障系统,系统地面试验情况,特别是验证和确认(Verification & Validation, V&V)阶段的试验情况等。

除了对飞控系统硬件了解外,还应关心系统软件,尤其是控制律的设计,关心的重点是飞机的增稳功能和限制功能,因为与飞机飞行品质和飞行安全直接相关。还应关心控制律中开关逻辑,参数调节的转折点,如迎角反馈,过载反馈、角速率反馈权限的改变转折点;纵横向和横航向反馈参数的耦合点、操纵舵面交叉耦合点等。这些都是试飞状态选择应该特别关注的点,也是需要试飞员在试飞中重点体验的试验点。

对于新的飞控技术,应该了解其在国内的技术成熟度,有无其他技术背景,如相关技术是否经过其他飞机或验证机试飞验证,国外飞机有无类似系统,它们在试飞中碰到过什么问题等。

3.2.3.3 发动机特性

首先要了解发动机是成熟发动机还是新研发动机。如果是成熟发动机,它与新飞机的匹配性有什么特点,包括进气道/发动机匹配性;结构匹配性,如振动、温度等;以及系统匹配性,如功率提取,引气、液压泵和电机驱动等。如果是新研发动机,应该了解其技术创新点,地面台架试验情况,是否经过他机试飞验证等。应该关心发动机的起动包线,如果发动机停车后起动失败,有什么措施,备用液压源对舵面操纵功率和速度有何影响,主备用电源之间转换会不会影响飞控计算机及相关传感器的工作状态。主电源转换过程中,哪些系统工作受到影响等。场高和温度对发动机性能影响也是需要特别关注的问题,它们直接影响飞机性能,特别是起飞着陆性能。

3.2.3.4 新机结构完整性

应该特别关注新机的颤振特性,要了解飞机临界颤振模态和颤振部位,以便试飞中采取相应的措施,如缩小试飞步长,加强试飞监控等。对于电传飞机,应该了解气动伺服弹性(ASE)稳定裕度。不但要了解A阶段的ASE特性,而且要了解C阶段的ASE特性。根据风洞试验和计算报告,选择试飞构型及构型的颤振模态特性。

要了解飞机静力试验情况,要根据静力试验情况安排最大过载和滚转速率试飞动作,包括纵向和横向的组合机动动作。比如静力试验只完成了80%载荷试验,那么试飞过载限制也只能是80%,首飞阶段试飞只能是64%。

3.2.3.5 其他系统特性

要关心每一个系统的构造、原理、功能和性能以及使用说明,包括通信、导航、环控、液压、电源、氧气以及弹射救生系统等。同样要了解这些系统的成熟度及它们的技术背景,以便于在试飞过程中合理分配试飞员注意力和地面监控人员关注度。如要进行武器火控系统试飞,要学习各种武器系统的原理、性能、制导规律、发射区和弹道特性以及操作规程。

3.2.3.6 综合信息

现代飞机的特点是给试飞员提供的信息量大,系统综合性强,各种状态下的信息组合多,这就要求试飞员要花更大的精力去熟悉飞机系统网络和显控模式,包括各种故障模式下的重构显示。

试飞员应该学习和消化设计师给出的飞机说明书和操作手册,但不能仅限于此,试飞员学习的内容应该更广泛更深入。一方面这是因为试飞初期,说明书和手册不完善,甚至有错误的地方,需要试飞员在试飞过程中提出修改意见;另一方面试飞员不仅仅是飞行员,他们本身要通过试飞去研究和验证新机及其系统特性,因此他们要更深入学习和了解相关的试验和设计报告。美国空军和海军试飞员学校的学员,要求他们自己设计控制律,然后自己再在变稳飞机上去实现和验证试飞,写出评价报告。这种做法应该给每一个试飞员以启示。

3.2.4 试飞技术

掌握航空基本理论知识,熟悉被试对象,最后落实点是制定试飞计划,执行试飞操纵,给出试飞结论。

3.2.4.1 制定试飞计划

制定试飞计划的主要责任人是试飞工程师,但试飞员参与试飞计划的制定是义不容辞的责任。没有试飞员参与制定的试飞计划可能是脱离实际的试飞计划。

试飞计划通常分为三层,总体试飞计划,即试飞大纲;综合试飞计划,即每架试验机的综合试飞计划;试飞执行计划,即试飞任务单。无论哪层试飞计划都要遵循三条原则,即综合试飞原则、循序渐进原则和灵活机动原则。

所谓综合试飞原则是将试飞约束条件相同的相关试飞科目综合到一个试飞计划中,做到最大程度地利用试飞资源,减少试飞架次和周期;所谓循序渐进原则是对于那些风险大、内容复杂的试飞科目采取逐步逼近、化解风险的方法,以保证试飞安全;所谓灵活机动原则就是根据新机出厂时间和飞机状态变化,动态地调整试飞计划,以提高试飞效率。

熟悉了这些原则,试飞员根据自己的理解和经验,参与试飞计划编制,可以大大优化试飞计划。

在执行试飞计划中,试飞员应根据任务单制定本次试飞执行卡片,内容简明清晰,有效避免错、忘、漏。对于执行地面监控任务的试飞员,要有监控任务卡片,针对不同的任务单,突出监控重点预案。

3.2.4.2 试飞驾驶技术

试飞驾驶技术是试飞员的基本功,它是完成试飞任务的基本保证。每个试飞员必须有完成各个专业试飞任务的能力。这些专业试飞技术应该包括以下几个方面。

(1) 飞机性能专业试飞技术:包括气动激波修正量、迎角校准、速度和性能、加减速性能、爬升性能、盘旋性能、起飞和着陆性能、航程、静动升限等试飞技术;

(2) 飞控系统与飞行品质试飞技术:包括纵向静稳定性、短周期特性、操纵感觉和稳定性、横航向静稳定性、横航向模态特性、滚转操纵效率、人机闭环特性、飞控稳定裕度、大迎角特性、过失速机动试飞等;

(3) 结构完整性试飞技术:包括飞行载荷和结构强度、颤振/ASE、振动等试飞技术;

(4) 动力装置试飞技术:包括发动机过渡特性、空中起动、喘振、加力燃烧室工作质量、进/发匹配、发动机推力和极曲线、矢量推力、数字电调、武器发射对发动机性能影响、应急动力等试飞技术;

(5) 航空电子和武器火控系统试飞:包括通信和导航、空/空和空/面武器火控系统、外挂分离、雷达、电子战和敌我识别、低空防撞、地形跟踪、网络和体系作战等试飞技术;

(6) 其他系统试飞技术:包括燃油系统和空中加油、喷水结冰、氧气抗荷、夜航照明、液压、电源等试飞技术;

(7) 目标特性试飞技术:包括各波段的电磁特性和光学特性动态测量试飞技术,含空/空测量和地/空测量试飞技术。

3.2.4.3 针对使用任务性能的试飞

使用试飞是使用部门的责任,但是为了促进新型航空装备尽快转换成战斗力或投入运营,航空装备初步使用试飞已经纳入航空装备研制发展和定型鉴定试飞中,作为战斗机而言,初步使用试飞应包括如下内容。

(1) 大迎角机动:包括半滚脱离(Split S),J-转弯(J-Turn),剪刀机动,滚转90°拉杆,斜拉杆机动(Diagonal),粗猛操纵(Snatch),水平滚转倒转,赫伯斯特(Herbust)机动等;

(2) 外挂和武器分离:包括低空大表速、高 g 和高滚转速率飞行中的武器投射;

(3) 密集编队;

(4) 网络体系飞行;

(5) 高强度和高密度组织飞行。

初步使用试飞由工业部门、鉴定部门和使用部门的试飞员共同完成,作为工业部门和鉴定部门的试飞员应该熟悉和掌握使用试飞技术。

具体的试飞驾驶技术还有很多,而且还在不断发展,本书附录I给出了一种典型战斗机常使用的一些试飞驾驶技术,它是一个合格试飞员起码应该掌握的基本试飞技术。应该说明的是,随着航空技术发展和针对不同型号和不同的用途,还有许多需要掌握的试飞驾驶技术,如舰载机着舰技术,带矢量推力的过失速机动试飞等,这些在后面的章节中还有描述。

3.2.4.4 模拟飞行技术

虚拟试飞与真实试飞相结合是当代试飞的总趋势。从试飞技术上讲,虚拟试飞与真实试飞没有本质的区别,只是虚拟试飞内容和状态可以更为复杂,甚至可以超边界飞行,可以带严重故障飞行。本书第10章对虚拟试飞将有专门叙述,这里只是根据模拟试飞特点提醒试飞员应注意的几方面问题。

(1) 没有动感或动感失真:飞机响应对试飞员的反馈分为视觉反馈和动感反馈。通常情况下视觉是第一位的,而动感反馈是第二位的。这是基于人对角运动比直线运动更为敏感的缘故。

但这不等于说动感反馈不重要,有些情况下,如驾驶员诱发振荡,动感反馈不但很重要,甚至是决定性的。又如在贴地飞行中受到侧风扰动,试飞员的第一反应是来自于身体的感觉而非视景感觉。遗憾的是,固定基座的地面模拟器没有动感反馈,对于活动基座的地面飞行模拟器,试飞员对过载的感觉是失真的感觉,例如,做稳定盘旋机动,试飞员感觉不到身体对座椅持续地压迫感。由于有稳态洗出(Washout)滤波作用,活动基座给驾驶员提供了瞬间动态,实际上在运动中附加了一个“稳态回调”的运动。还有些地面模拟器给试飞员提供了“ g 座椅”,但它给试飞员的过载感觉只是皮表压力,并非身体全部感觉。

试飞员知道这一点很重要,他们在利用地面模拟器进行“试飞”时,应考虑它的局限性。例如,在绕速度轴旋转的机动中,试飞员对飞机角运动的评价往往是真实的,而用这种感觉去评价控制律是不可靠的。因为在 α 和 β 交替变化中的法向和侧向加速度变化,试飞员身体感觉不到。从这个意义上讲,空中飞行模拟器则具有较大的优越性。

(2) 附加时间延迟:时间延迟对于飞机飞行品质非常重要,而地面飞行模拟器视景系统与其他环节会带来许多附加时间延迟,有时这些延迟非常可观,都在100ms以上,这对飞机飞行品质评定肯定会带来影响。

(3) 试飞员心理状态:在飞机人机闭环特性中,人的特性与心理因素密切相关。尤其是对那些所谓“高增益任务”,如进场起飞着陆、进场着舰、目标跟踪、空中加油等试飞任务,在空中是“高增益”,而在地面模拟器上,由于人的紧张感没有了,故“高增益”变成不高,很难复现空中飞行时的人机闭环特性,这就是为什么许多人用地面飞行模拟器模拟研究驾驶员诱发振荡(PIO)的努力都很难成功的又一重要原因。

上述地面飞行模拟的局限性并不是让试飞员去改进这些模拟设施的特性,而是让试飞员在使用模拟器时自觉地去考虑这些因素,在他们编写试验结论时应补偿这些因素。此外,试飞员知道这些局限,在后来的真实试飞中应刻意去留意比较,以便修正地面模拟试验的结果。应该指出的是,试飞员通过试飞感受去校核地面飞行模拟本身就是试飞员应承担的责任。

3.2.4.5 试飞员评定和评述

试飞员对试飞结果的评定和评述能力是试飞员与其他飞行员的主要差别之一。作为试飞工程师总是希望将所有飞机响应和系统工作状况用测试手段定量地采集和记录下来,对照规范和判据要求将试飞结果总结出来。然而由于飞机运动和系统工作状态非常复杂,加上人的因素耦合,完全用数学方法和定量数据表达极其困难。经验表明,有些飞机在某种飞行状态下,各单项指标都达到I级飞行品质,但组合起来试飞员并不满意。相反,有些飞机飞行品质指标并不好,但由于试飞员习惯了,反而觉得不错。总之,对飞机飞行品质和人机界面的

评定包含了许多主观因素，每个人的体验也不尽相同；对同一种飞行现象或系统异常，每个人的感觉也可能有差异。

鉴于上述理由，试飞员对试飞现象和试验结果的准确描述显得十分重要。

试飞员对试飞现象和试飞结果的评定和评述必须按照一定标准和科学的语言，这样才能与没有飞行体验的工程技术人员进行交流。否则试飞员在试飞中发现的问题不能让科技人员理解，问题也难以解决。甚至试飞员之间也没有共同语言。

为了在评定和评述中使用科学的语言，试飞员应尽可能熟悉飞机设计和相关规范。如飞行品质评价中，飞机纵向响应“过灵”，试飞员应尽可能区分是杆力操纵梯度过小，还是飞机短周期阻尼过低，还是短周期频率过高，还是这些参数的组合，还是因为与横向操纵不协调等，当然，要判断很准确是不容易的，这与对被试对象的熟悉程度有关，也与试飞员的经验积累有关，但作为试飞员应要求向这个方向去努力。

试飞员的定性评定也应依据一定的标准，例如，对飞行品质评定当前均按库珀-哈珀（Cooper-Harper）评定尺度。对驾驶员诱发振荡特性按照 PIO 评定尺度（见图 3-1 和表 3-1）。

表 3-1 APCR 的数字评级说明

说 明	等级
没有驾驶员诱发振荡的不希望的运动趋势	1
当驾驶员开始急剧机动或力图精确操纵时出现不希望的运动，这些运动用驾驶技术能防止和消除	2
当驾驶员开始急剧机动或力图精确操纵时容易引起不希望的运动，只有牺牲任务性能或驾驶员付出相当大的注意力和努力才能防止和消除这些运动	3
当驾驶员开始急剧机动或力图精确操纵时出现振荡趋势，驾驶员必须减小增益或放弃任务才能复原	4
当驾驶员开始急剧机动或力图精确操纵时出现发散的振荡趋势，驾驶员必须通过松杆或握杆的开环方式操纵	5
扰动或正常的驾驶员操纵可能引起发散的振荡，驾驶员必须通过松杆或握杆的开环方式操纵	6

这些评定标准本身就是试飞员根据自身的试飞经验制定的，几十年来已被国际试飞界所认可，大家应该遵守。当然随着航空科技的不断发展，许多新的系统也需要主观评价，而这些主观评价也需要评定标准，比如人机界面评价、网络交互系统评价、无人机操纵评价等，有经验的试飞员应该总结，尽可能将定性评价量化，逐步形成自己的、局限范围的直至公认的评价体系，制定和发展这种标准的主力应该是试飞员。

表 3-1 为驾驶员诱发振荡，又称人机耦合谐振 APCR 评定尺度。

图 3-1 为库珀-哈珀评分程序，它是目前国际上通用的飞行品质评定标准。

图 3-2 为 APCR 评定逻辑程序。

这些都是试飞员必须掌握和应用的技能。

3.2.4.6 试飞指挥技术

许多有经验的试飞员都承担试飞指挥任务，通常试飞一般有两类指挥员：塔台指挥员和监控指挥员。在国外，塔台指挥员只是负责空中交通管制和起降调度，监控站指挥员往往由试飞总师担任，而中国试飞指挥员所担负的责任都落在了试飞员的肩上。为保证试飞安全和试飞效率，从技术上讲，作为指挥员的试飞员应具备良好的指挥素质。

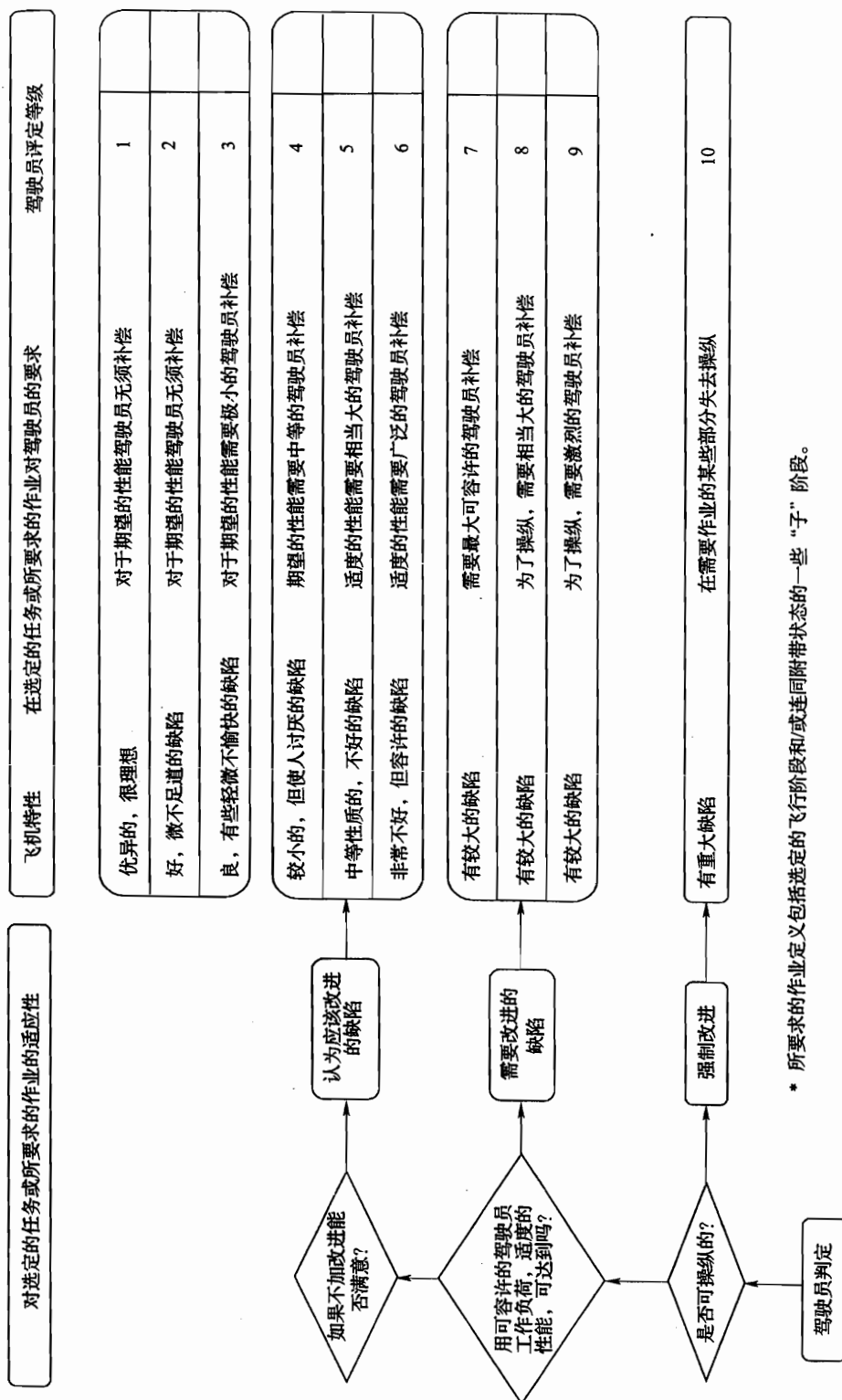


图 3-1 库珀 - 哈珀评分程序

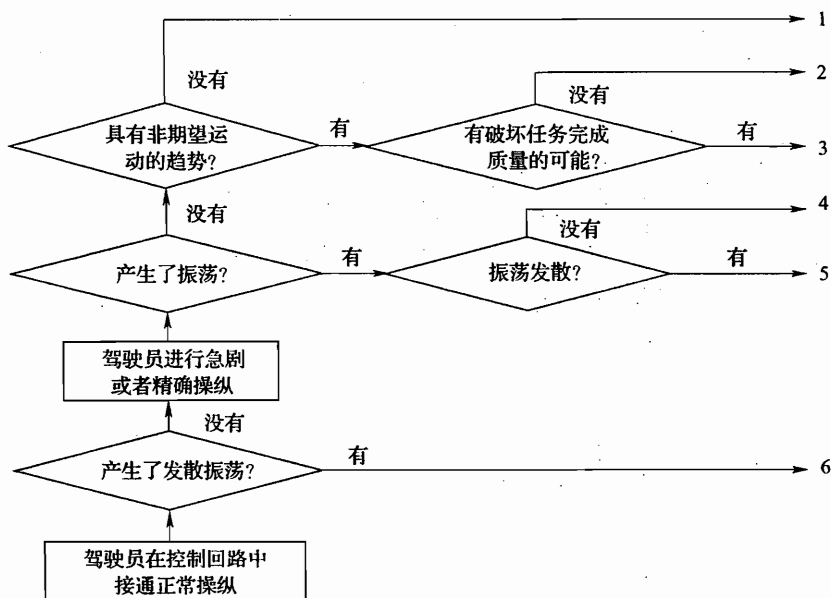


图 3-2 APCR 评级程序

(1) 塔台指挥员：塔台指挥员必须熟悉当天所有参试飞机的特点和任务，每架飞机试飞科目的风险级别，保障条件，气象和空域要求。指挥员的精力分配原则是：从安全性考虑，应把试飞风险大的飞机作为重点关注的对象；从试飞时段来讲，应把起飞着陆作为重点关注的时段。

对于复杂的试飞场次，应该采取数字仿真手段，下达任务前进行模拟演练，试飞中有飞行情境显示，必要时自动提示和告警设施。

指挥员应该熟悉地面保障资源，包括人力资源和物资资源，以便在紧急情况下迅速而合理地使用这些资源，进行及时正确的处置。塔台指挥员应该密切关注气象条件及其变化。

塔台指挥员应与监控站指挥员有明确的职责分工和交流约定。

(2) 监控站指挥员：监控站指挥员必须非常熟悉被监视飞机的试飞任务、内容、实施步骤、监控重点、监控室内监控成员和岗位任务、监控指挥员与空中试飞员通信手段和紧急状态下的约定语言、监控站内部成员分工和交流方式等，对于风险试飞科目，指挥员应与试飞员一道，事前应该进行模拟培训。

3.2.4.7 试飞测试和数据处理

试飞员应该了解试飞测试和数据处理的内容和方法，熟悉重点试飞科目的测试内容和数据处理方法，必要时亲自参与处理和分析。这样做的目的是将自己试飞体会与试飞结果数据相比较，定性与定量相结合，加深与科研人员的技术交流同时提高自己的科研水平。

在地面监控时，由于对机载测试和遥控信息的了解，对于理解和补偿监视屏上的信息十分有用，例如，来自飞控的信息数据往往比来自航电总线的遥测数据实时性更好等，紧急情况下就应该关注飞控总线的信息。

3.2.4.8 表演飞行技术

试飞员经常承担飞行表演任务，或向用户和领导展示新机性能，或向公众增添喜庆。应

该看到,飞行表演是一种具有较大风险的复杂飞行。这种风险性和复杂性体现了试飞员的技术水平,如定点守时,分秒不差;在人们的视界里,急剧跃升、小半径转弯、小速度通场、大迎角滚转、与同伴密集编队和协同等。这种风险性和复杂性更体现了试飞员的心理素质。但是,政治因素、商业活动环境压力以及过分的表演欲很可能导致飞行动作走形,甚至超出飞机和/或试飞员能力,酿成事故。所以要很好地完成飞行表演任务,第一,要做好飞行规划,必要时应进行飞行仿真和预飞行演练,低高度和小速度都要留有一定的余量,并记入飞行卡片,不能临场发挥;第二,要量力而行,量飞机能力,量自己的飞行能力,不能在这样的时间和这样的场合去创新新技术和新状态;第三,也是最重要的,是调整好自己的心理状态,要激情但不要冲动,也不要不顾条件,盲目与现场的同行攀比。

总之非表演专业的试飞员进行非成熟新机的飞行表演,无论试飞员还是指挥员都不能掉以轻心,国内外这类飞行表演中出现严重事故的例子实在太多了。

3.2.4.9 对试飞员其他方面的技术要求

试飞员不但要有全面的航空理论知识,还要有全面的飞行驾驶技术,除了上述专业试飞技术外,还将承担各种各样的其他飞行任务,如作为目标机、伴飞飞机和/或摄影机、目标特性测试飞机、伙伴加油机、干扰机、远距测试中继机等飞行任务,有一些配试飞行任务也存在较大风险,例如,对失速/尾旋飞机进行伴飞摄影,为了与被摄对象速度匹配,如不注意,说不定自己飞机也进入失速/尾旋。又如,许多尾追飞机由于进入到前面飞机涡流中,造成飞行事故等。伴飞飞机试飞员决不能因为是伴飞而放松对自己的要求。

3.3 试飞员属性分析

在人机闭环操纵回路中,人是一个非常复杂的环节,他的复杂性在于既是静态的也是动态的;既是线性的又是非线性的;既是感性的又是理性的。但是在既定任务的飞行中,如在跟踪瞄准和进场着陆等任务中,试飞员的基本属性是可以分解的,是可以数学描述的。设计师需要了解这种属性,因为他要设计一个人机耦合特性最好的人机系统;试飞员需要了解这种属性,知道自己在人机回路中的地位,了解自己个性与共性之间的区别,加强训练和修养,最佳化自己数学模型,更好地适应人机闭环飞行任务。

3.3.1 试飞员是传感器

在试飞中,试飞员是一个非常灵敏的传感器,他细心观察和体验着飞机响应特性。作为人体感知的元器件是视觉和前庭系统,它们可以探测相对周围环境的运动和姿态。眼睛是飞行中最重要的传感器,因此气象条件和座舱显示对于试飞是必须考虑的重要因素。前庭系统包括半圆管(Semi-Circular Canals)和耳石(Otolith),前者感受角加速度,后者感受线加速度,试飞中感受角运动主要通过眼睛及颈部肌肉神经末梢补偿、半圆管来感受角运动,通过耳石及身体触觉感受线加速度运动。总体说来,人对角运动的感觉较对线运动的感觉要灵敏得多。对侧向加速度的感觉较对法向加速度的感觉要灵敏得多。例如,对法向过载的感觉灵敏度为0.1~0.2;而对侧向过载的感觉灵敏度为0.05~0.1。但是应该指出的是,人对某种运动感觉的灵敏度与他的关注度密切相关,与他的经验密切相关。飞机设计师应精心研究人素工程,研究试飞中试飞员的精力分配,把那些试飞员最关注的信息以最容易辨识的方式

和位置显示给试飞员；试飞员应该了解和熟悉试飞任务和试飞安全的关切点，突出最需要感受的重要信息。同时试飞员在专注重点部位的同时，要学会扫视，对于那些“次要信息”也要分配一定的注意力。有些系统特性标识，如液压压力显示等，因为这些系统通常很少有故障，但一旦出现故障，很可能造成飞行事故。如何既要突出重点信息关注，又不要忽略一般信息的感知，这是对飞机设计、试飞任务安排、试飞员的技术和经验的综合挑战。

3.3.2 试飞员是信息处理器

现代航空技术进步，尤其是飞控和航电系统技术进步大大改善了飞机的飞行品质，减轻了试飞员操纵飞机的负担，但是为什么选择试飞员的资质条件要求越来越高，而试飞员对飞机和飞行品质要求越来越挑剔。一方面的原因是电传操纵系统的高阶性、高增益性和非线性，使得许多飞机的飞行品质出现“悬崖”（cliff）突降，造成过安全事故；另一方面的原因是由于飞机采购方和合同方对安全人性化的要求标准越来越高；第三方面的原因是飞机的功能和性能的要求越来越高。作为军用飞机，特别是战斗机的作战环境越来越严峻和复杂，面对大量的任务信息，试飞员必须去搜索、记忆、跟踪和决策，因此他们不可能像老式飞机一样，把主要精力集中在飞机平台的操纵上，这就要求飞机要有很好的飞行品质，以便把主要精力集中到完成使命任务上，从这个意义上讲，试飞员必须去检查飞机的飞行品质，哪怕是细微的飞行品质缺陷也不能放过。同时为了完成复杂环境中的使命任务，试飞员要密切注意外界环境信息，如目标运动、电子战信息、数据链信息、本机运动和系统信息，要迅速地把这些信息综合起来进行决策，这要求试飞员知识丰富、反应快、综合能力强。此外，对于现代飞机系统来说，硬件和软件系统综合程度越来越高，例如，飞行管理系统把飞控、航电、机电等各种系统综合到一个机箱，任务系统把各种战场感知、武器火控等功能综合到一个系统，对试飞员来说，要把大量的屏幕显示信息调出来，分辨出来，做出正确的判断也是十分困难的。这些系统虽然在设计过程中，地面实验室经过研制者们精心设计、周密试验，但由于系统过于复杂，尤其是软件过于复杂，因此试飞中暴露出的问题和漏洞在所难免，这也需要试飞员在试飞中精心操作、刻意考核、细心观察，对于那些危害安全的故障还要及时处理。

试飞员的头脑是一个极其复杂的信息处理系统。从某种意义上讲，对于现代飞机而言，试飞员与其说主要是用体力在飞行，不如说主要是用脑力在飞行；与其说是飞行驾驶员，不如说是飞行研究员。

3.3.3 试飞员是伺服作动器

所谓伺服作动器是指一个闭环的自动控制系统，通常是一个误差控制系统。从这个意义上讲，也可把人对飞机操纵等效成一个闭环的自动控制系统。在这个系统中，试飞员就是一个伺服作动器，而且是一个智能程度极高的伺服作动器。

假设人机闭环系统如图 3-3 所示。图中 Y_c 为飞机和飞控系统组合传递函数，而 Y_p 为试飞员传递函数， θ_c 为试飞员任务输入，如需要达到的俯仰角， θ 为飞机响应，实际达到的俯仰角。

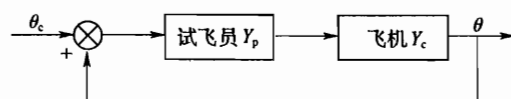


图 3-3 人机闭环示意图

$$Y_p = \frac{K_p e^{-j\omega\tau_c} (T_L j\omega + 1)}{(T_I j\omega + 1)(T_N j\omega + 1)} \quad (3-1)$$

式中: K_p ——试飞员操纵增益。即修正单位跟踪误差角需要的驾驶操纵指令, K_p 的单位应该与 Y_c 的单位一致, 如果 Y_p 的单位为每度杆力, 则 Y_p 的单位就是单位杆力所产生的姿态角度, 以实现传递函数的无量纲化。

$e^{-j\omega\tau_c}$ ——时间延迟环节。从试飞员决策到行动执行所需的时间。在跟踪一个随机运动目标时, 典型的 τ_c 值为 $-0.2 \sim 0.3s$, 它反映了试飞员的敏捷程度。

T_N ——滞后时间常数。这个时间常数表示试飞员肌肉动作的快慢, 通常以秒为单位。 T_N 在 $2 \sim 3Hz$ 的范围内起作用, 有些分析中将其忽略。

T_L ——超前时间常数。这个时间常数表示试飞员预期和领前操纵能力。当试飞员感觉到预期飞机操纵响应迟钝或不敏感时, 试飞员提前操纵以减少总体时间延迟或响应滞后, 试飞员在特殊情况下的操纵提前量可达 $1s$, T_L 又叫做试飞员的超前补偿。

T_I ——滞后时间常数。这个时间常数表示试飞员预期和延迟地操纵能力。当试飞员感觉或预期飞机操纵响应过灵时, 试飞员有意识地延迟操纵, 避免飞机产生剧烈的振荡响应, 这个延迟时间在某种情况下最大可能达到几秒。 T_I 又叫做试飞员的滞后补偿。

应该说明的是, 飞机研制者的目标是不期望试飞员使用任何超前或滞后补偿, 因这种补偿既增加了试飞员操纵负荷, 又不一定达到预期效果, 有时甚至激发起飞机更严重的不良响应。

对于电传操纵飞机来说, 有理由要求设计师实现 I 级飞行品质, 即 T_L 和 T_I 接近于 0, 如果再忽略 T_N 的影响, 那么试飞员的传递函数就变成如下形式:

$$Y_p = K_p e^{-j\omega\tau_c} \quad (3-2)$$

在理想情况下, 试飞员希望的飞机响应为一个积分环节, 即:

$$Y_c = \frac{1}{j\omega} \quad (3-3)$$

那么

$$Y_p Y_c = \frac{\omega_c e^{-j\omega\tau_c}}{j\omega} \quad (3-4)$$

式中: ω_c 为飞机加飞控系统的稳态增益。

当然飞机要达到纯积分动态环节特性是不可能的, 飞行品质要达到完全不需要试飞员补偿也是不可能的, 这只是反映了试飞员的一种愿望, 飞机姿态“随杆而动”, 得心应手, 这也是设计师的一种目标。

对于设计者来说, 了解试飞员模型的意义在于通过控制律设计尽量减少试飞员 T_N 和 T_I , 使飞机飞行品质最优。对试飞员来说应该加强自己的训练和修养, 尽可能减少反应时间延迟、增加 T_N 和 T_I 的调控能力, 以适应不同的飞行品质特性。与此同时还要根据自己完成试飞任务的情况, 以及在完成任务过程中采用超前或滞后补偿多少, 即操纵负荷的大小, 去客观地评价飞机的飞行品质。

3.4 试飞员培养

3.4.1 试飞员成长之路

航空科技理论和试飞工程实践的完美结合是一个优秀试飞员的基本素质要求,然而一个优秀试飞员的成长是一个积极进取和日积月累的过程。据国内外经验统计,一个优秀战斗机试飞员的培养需要10~15年的时间,其中工学理论基础学习2~3年,部队飞行实践2~3年,初步试验飞行2~3年,试飞员学校学习1~2年,承担不同机种重要试飞任务3~4年。

工学理论基础应在相关的航空院校学习,取得本科以上的学历;部队锻炼非常重要,练就军人的秉性和作风,熟悉飞机使用环境;初步试飞经历使他们了解试飞行业的特点和要求,在这个基础上再进入试飞员学校,学习试飞专业知识和技能。试飞员学校毕业后,经过2~3个新机种试飞,逐步承担一批重要的试飞科目,此时年龄已经达到脱离了血气方刚、意气用事的成熟阶段,知识已经沉淀,经验已经积累,一个优秀的试飞员已经成长起来,他就可以胜任重点型号或重大科研试飞项目的首席试飞员。

当然这只是一般规律,由于悟性和刻苦程度的不同,客观环境和形势不同,有些试飞员虽然没有经过严格系统的理论培训,他们照样成为极为优秀试飞员,这说明个人主观能动性是决定性的因素。

3.4.2 理论和工程培训

试飞员的理论和工程培训主要有如下几方面渠道。

(1) 在校学习和自学

通过在校学习和自学,掌握相关数学、空气动力学、飞行力学、动力推进、航电和武器火控、试飞理论、测试、信息学、数据处理、人素工程等,这是一种经典的、有效的教学途径。

(2) 参与飞机研制和航空技术研发工程

试飞员首先应该向设计师学习,了解新机功能、性能、原理、构造、限制条件、故障模式、应急处理程序以及各种软件等。在这个基础上参与或了解研制阶段的地面试验,包括飞控、航电、液压、燃油、环控、地面振动(GVT)、结构耦合(CP)、重量/重心等试验。其中试飞员应亲自参加飞控“铁鸟台”、飞行模拟器、航电综合模拟器以及人素工程试验设施等试验。

通过技术交流和参与各种地面试验,熟悉试飞对象,以便在试飞计划编排和执行中,更有的放矢,突出重点,保障试飞安全,更好地完成试飞任务。

作为试飞输入,设计部门应向试飞员提供足够的设计资料和计算试验报告,应该明白,他们不是部队飞行员,他们也是研究者,仅有手册、说明书是不够的,因为在最紧急情况下,谁也代替不了试飞员自己的判断和处置,这时的试飞员除了靠经验和技能外,还要靠知识。

(3) 地面飞行模拟培训

地面飞行模拟器已经成为试飞员培训的重要工具,对于首席试飞员来说,在新机研制过

程中,或重大研究项目的研发过程中,他要从头到尾通过地面模拟飞行全过程地参与和跟踪项目进展。飞机状态最后冻结后,首飞之前,首飞试飞员还要针对首飞任务和飞行剖面进行专门的模拟飞行,包括各种应急状态下的模拟飞行。对于一架技术跨度很大的新机来说,通常首飞试飞员应该有几百小时的模拟试飞经历后,再执行首飞任务。

包括首飞试飞员、试飞指挥员和监控试飞工程师在内的整个试飞队伍,也要通过地面飞行模拟进行岗位培训,含各种紧急情况下的通信交流和指挥用语的演练等。

在新机试飞过程中,如果更换试飞员,或执行新的试飞科目,特别是风险试飞科目,都要即时即地进行地面模拟飞行演练。对于试飞计划的编排和更新,也应该通过地面飞行模拟进行演示,以便优化试飞任务单。

(4) 总结和交流

试飞员必须做“桌面工作”,写计划,写方案,写卡片,写评述,写总结和写文章。同时要抓住一切机会参与各种讨论和交流。与工作同伴、科技人员交流,参加各种学术活动,短期培训,特别要跳出圈子外与陌生同行同业人员交流,包括与国外试飞员交流,尽可能参加一些国外短期培训班。蓝天是最广阔的天地,试飞员眼界必须开阔。

(5) 飞行培训

试飞员的飞行培训是任何其他培训所不能替代的,飞行培训主要包括结合任务的日常飞行任务培训、多机种的培训、大难度新科目飞行培训和他机试飞培训。

飞行员的飞行在许多情况下,尤其是在紧急情况下不是在分析和逻辑的指导下执行飞行操纵,而是在一种下意识甚至是条件反射状态下凭经验和感觉去操纵飞机,这就要求试飞员应该有足够的飞行小时经历。一个优秀试飞员的试飞飞行时间通常应该达到几千飞行小时甚至更多。每一个试飞员都应该争取多飞,飞行间隔时间不能太长。

试飞员仅仅是飞行时间长还不够,还必须尽可能地经历更多机种的试飞,以积累丰富试飞经验,有利于对新机进行客观的、准确评价。往往有这种情形,仅飞过单一机种的试飞员在飞行一型先进飞机时,反而觉得不如他原来飞过的老飞机,其实原来的老飞机飞行品质并不好,只不过他习惯罢了。试飞经历的飞机种类越多,越便于比较,得出的结论也许更客观。一个优秀的试飞员通常经历过几十种飞机的飞行。有的试飞员不但飞战斗机,而且飞运输机,甚至直升机。

试飞员仅飞行多机种还不行,还应该尽可能多飞一些采用各种先进技术,需要新的试飞方法的新机,如舰载飞机的进场着舰试飞,带矢量推力的过失速机动试飞,大过载和大滚转速率下的武器发射试飞,侧杆或小杆操纵试飞等。在试飞技术上还应尝试各种不同的试飞方法,例如,颤振激励中采用小火箭激励、通过飞控系统的颤振激励试飞、翼尖小翼激励试飞、手动击杆激励以及大气湍流激励等。对于大迎角试飞,不同飞机响应都不一样,风险极大。因此作为试飞部门应该有意识地培训一批具有大迎角试飞专长的试飞员,应该让他们长期固定地、尽可能多地试飞各种飞机的大迎角特性,让他们在这方面具有学识,具有胆识,有能力处理各种意料之外的飞机状态。作为被选中的这样一批试飞员,更应该珍惜这种机遇,勤于钻研,努力实践,既是飞行高手,又是大迎角专家,这是任何其他技术权威都替代不了的试飞员专家,因为当代风洞技术和仿真技术还不足以准确预测大迎角各种现象。

在飞行培训方面,各种各样的试验机是试飞员接触新技术和新知识的极好平台。因为一般说来,新型号飞机所采用的新技术虽然新,但仍然是比较成熟的,而真正的前沿技术在应

用之前都应该在试验验证机上领先研究和验证。因此试飞员应尽可能争取熟悉、了解和试飞这样的试验研究机。即使这些空中试验平台不一定是同类飞机,例如,许多战斗机发动机试验平台是伊尔 76 发动机空中实验室,许多战斗机航空电子武器系统的试验平台是运 8 空中飞行实验室等。战斗机试飞员虽然不一定要亲自驾驶这架运输机,但对新型发动机和航电武器系统的性能和操作程序还是应该去了解,并尽可能地进行实际操作演练。

还有一种试验研究机是每个试飞员必须关注的,称为空中飞行模拟试验机,或称变稳飞机,它可以在同一种飞行条件下大范围地改变飞机的飞行品质特性,它可以使试飞员在一次或几次飞行中经历他一辈子可能都经历不到的飞机参数变化范围,飞行品质从差到不可接受到非常满意。可以在变稳飞机上人为设定剧烈的驾驶员诱发振荡(PIO)控制律;可以设置不同的操纵形式和操纵特性,如侧杆操纵特性等;设置不同的人机界面,如嵌入式模拟跟踪目标运动软件等。由于变稳飞机具有如此特有的功能和性能,故国外试飞员学校,都习惯采用变稳飞机这种手段,而且所有试飞员都必须经过变稳飞机的空中模拟培训。许多学员都可以亲自设计他所喜爱的控制律,在变稳飞机上实现和验证。当然要更好地使用变稳飞机,具有高水平的飞行教员是重要前提,他不仅懂理论,而且精于操纵,并能将理论和实践结合起来。当然保证飞行安全是他第一要任。

总之,要培养一个优秀试飞员,必须多飞,飞不同的型号和类型的飞机、飞各种新技术验证飞机和变稳飞机。

3.5 试飞员的座舱鉴定任务

3.5.1 概述

座舱鉴定实际上是人素工程的重要内容,它是飞行试验鉴定的重要内容,因为无论飞机性能如何它都必须通过人的操纵去发挥它的性能。人要去操纵飞机首先要获得足够的操纵信息,包括视觉和触觉信息。有了信息之后,人的大脑要去综合信息和处理信息,作出正确的判断和决策,而人的身体和精神状态又直接关系到精神效率,这又与座舱环境和压力有关。

遗憾的是,许多飞机设计者忽视了座舱的考究设计,而许多试飞工程师也没有把它作为一项专门试飞任务去考核。如果试飞员不提出问题就以为没问题,这是一种对自己不负责任的表现。事实上由于人的因素出现的飞行事故并不少见,而人的因素也与其他很多因素有关,座舱就是重要因素之一,必须作为一个专题通过试验和试飞去考核,给出评定意见。座舱鉴定试飞与飞行品质试飞一样,试飞员的感觉和评价也起着决定性的作用。

3.5.2 座舱鉴定的内容

3.5.2.1 座舱尺寸

飞机座舱尺寸应该适应 90% 以上的正常人的身材,主要考虑的内容有:

- (1) 坐姿时的身高;
- (2) 坐姿时的眼位;
- (3) 坐姿时的上肩高;
- (4) 肩宽;

(5) 手掌大小和指长;

(6) 坐姿时臂部到膝盖的长度。

座舱尺寸关系到驾驶员内外视界大小,操纵力和操纵行程以及操纵开关和按钮的可达性和舒适性,座舱弹射的通畅性,因此这些是人素工程评定的重要内容。

这里应该特别强调的是,每个试飞员必须知道自己的体型和尺寸在人群平均值中的位置,这样他在做出评定时必须针对各种体型和尺寸的飞行员,得出比较客观的结论。

3.5.2.2 座舱显示

座舱显示布局应该明确和简洁,位置大小和亮度应该合适,重要的信息,试飞员最关心的和使用频率最高的信息,应置于试飞员最容易看到的部位。平显对战斗机至关重要,平显清晰度和信息拥挤度是最起码的要求。但应特别指出的是,平显对试飞员的眼位不应有过严的要求,应该考虑到在动态情况下,对试飞员来说,平显的清晰度不应有任何降低,因为空战中和恶劣环境中的试飞员更依赖平显,试飞员决策显示也应直截了当,不需要试飞员更多地思考和现场综合。

还应该指出的是,现代飞机给试飞员提供了许多告警和提示信息,这些信息显示的逻辑和分类必须明确。比如有的飞机,飞控系统告警的严重程度,依次是Ⅰ,Ⅱ,Ⅲ,Ⅳ,Ⅰ是最严重的告警;而航电系统告警的严重程度,依次也是Ⅰ,Ⅱ,Ⅲ,Ⅳ,但Ⅳ是最严重的告警,这种不协调很容易让试飞员误解。有的飞机,本来一个通道的迎角传感器故障对飞控系统影响甚微,甚至没有任何影响,但给试飞员告警级别很高,致使试飞员和指挥员极度紧张。这些都是应该避免的,这类问题都应在飞行试验鉴定中指出并要求更改。

座舱显示还应考虑飞行光线环境,白天背着和对着阳光,有时座舱显示无法看清;晚上座舱眩光可能让试飞员眼光缭乱,黑夜飞行也可能使电子显示过亮刺眼,这些也应在试飞中考核和鉴定。

3.5.2.3 座舱布局

座舱布局设计是一个对总体和细节都要求极高的工作,也是很容易被忽视的工作。人们从物理和几何的角度考虑多,而对试飞员的生理和心理影响考虑少,经常有这样的情形:把燃油的供油开关和切油开关放在一起,而且可达性差;把应急动力开关的起动、关断和正常位置用一个普通三位开关控制,没有防错措施等。有些按钮和开关使用起来,或轻或重,没有给试飞员一个合适的反馈感觉。这些都是引起试飞员容易误操纵,而造成比较严重的后果。

这里应该特别指出的是,驾驶杆、脚蹬和油门杆的操纵,操纵力、起动力、操纵位移、阻尼、摩擦、间隙和滞环等对飞机操纵品质影响很大,甚至影响飞行安全,这是每一个飞机设计师必须认真对待的问题。

武器发射按钮的设计极为重要,空战中,无论是对空还是对地武器发射,时机稍纵即逝,因此该按钮位置和按钮阻尼的大小,既要考虑方便快捷,又要考虑安全可靠,不易误操作。

座舱布局中应对弹射座椅有严格要求,座椅背带一定要与试飞员相宜且舒适,而且固连牢靠,不能影响机动飞行中的试飞员身体松浮和摇晃,对于过失速机动飞行操纵,这一条尤为重要。弹射座椅出舱通道应畅通无阻。

3.5.2.4 座舱环境

座舱环境首先是压力和温度,这些应该结合环控系统试飞加以考核评定,压力试验应通

过不同的试飞剖面 and 爬升下降速度,考核座舱压力的变化。但应该循序渐进,避免压力突降损伤试飞员耳膜。温度试验应在不同的外场条件和不同的季节加以考核,如在夏天环境,将飞机在外场晒 2h 以上再开始低空大速度持续飞行;相反在冬天环境,将飞机在外场停放一昼夜,第二天凌晨进行飞行。在这些严酷条件下考核飞机座舱温度和压力是否满足规范要求,以及实际使用要求。

座舱环境还应考核防冰除冰和防雾除雾功能,选择相应的飞行条件或用喷水喷雾试验机创造条件进行试飞。

振动和噪声测试对座舱环境特别重要,因为它轻则降低人的精神效率,重则影响试飞员健康。特别是空中加油时受油头的振动和噪声应专门安排测试。振动和噪声测试应针对所有使用任务包线进行。除此之外,飞机产生的机外噪声也要测试,因为它影响地面工作人员,特别是地勤人员的工作效率。对民用飞机更应满足适航标准规定的环境条件。座舱环境还要对座舱一氧化碳和其他有毒物质进行测试,比如在顺风滑行、加油机尾后加油和武器发射等情况下进行测试,以保证试飞员健康,有的飞机使用剧毒物质的化学分解后驱动应急动力装置,地面试验时一定要掌握好风向,或其他措施,避免对人员造成伤害。

3.5.3 关于座舱性能的试飞员评述

试飞员在座舱鉴定中,主要应包括如下内容。

3.5.3.1 关于座舱操纵的评述内容

- (1) 操纵回中:试飞员在松杆时,与任务相关的操纵是否处于中立位置;
- (2) 功能组合:功能相关的控制是否组合分区;
- (3) 重要控制:重要的控制是否易达;
- (4) 使用频率:经常使用的控制是否置于常用的、方便的位置;
- (5) 使用顺序:各种控制是否符合顺序逻辑而不易错乱;
- (6) 控制距离:控制之间的间隔是否合适;
- (7) 可达性:在正常身材尺寸的人是否所有控制可达、易达;
- (8) 操纵感觉:所有开关是否向前、顺时针、向右和向上为开,反之关;
- (9) 触觉反馈:操纵器形状、尺寸、运动、力是否符合要求;
- (10) 操纵运动:行程、起动力、阻尼、摩擦力和灵敏度是否合适;
- (11) 操纵疲劳:重复使用的操纵力是否会引起疲劳和压力;
- (12) 操纵标识:是不是所有的操纵都有明确简单的标识;
- (13) 手工操作:如果人工操纵作为备份,那么是否有足够操纵能力以满足使用要求;
- (14) HOTAS (双手不离操纵杆):是否减轻了试飞员工作负荷;
- (15) 误操纵分析:是否容易产生下意识动作形成误操作;
- (16) 作战使用:是否在飞行全包线范围内都有足够的控制;
- (17) 试飞员补偿:座椅设计的眼位点是否适合正常人群。

3.5.3.2 关于座舱显示的评述内容

- (1) 显示亮度:是否有足够的亮度距离;
- (2) 显示反差:灯光的亮与黑是否容易分辨;
- (3) 分辨率:显示屏是否提供了足够的信息分辨率;

- (4) 像素: 显示屏是否具有足够像素;
- (5) 显示屏尺寸: 提供的信息是否足够详细;
- (6) 刷新时间: 显示屏是否闪烁和模糊, 在动态情况下, 如大过载、大滚转速率和俯仰速率下信息显示是否实时和稳定;
- (7) 阳光影响: 阳光是否会使显示不清或无法显示, 是否要求试飞员改变阳光角度;
- (8) 夜光: 夜航座舱亮度是否合适, 座舱盖是否有眩光;
- (9) 自动亮度和对比度调节: 座舱亮度自动补偿功能是否足够;
- (10) 目标视频显示: 形状、尺寸、亮度、对比度和运动显示是否合适;
- (11) 自动增益补偿: 对于动态环境变化, 是否有动态调节能力;
- (12) 手工增益: 试飞员手工增益调节是否有足够的范围;
- (13) 颜色: 屏幕显示颜色是否合适, 是否会引起试飞员疲劳;
- (14) 极性: 前视红外吊舱, 黑/白热平台是否颠倒;
- (15) 视场: 从设计眼位看, 座舱的内外 30° 的视场角是否达到;
- (16) 读数据距离: 从试飞员眼位到显示屏的距离是否合适;
- (17) 眼位敏感度: 屏幕显示对眼位要求是否过严;
- (18) 信息负荷: 显示的信息是否太多和太拥挤;
- (19) 夜视镜相容性: 光线是否影响夜视镜, 信息是否支持夜视镜飞行;
- (20) 适用性: 显示是否符合试飞员使用;
- (21) 任务相容性: 显示符号是否满足作战任务要求;
- (22) 夜视镜: 使用夜视镜的光线兼容性和功能适用性;
- (23) 战术进攻环境中的熟悉、清晰和使用: 提供的信息是否是试飞员所需, 是不是试飞员要求的显示方式, 用这种信息去追踪目标是否合适;
- (24) 需要的试飞员补偿。

3.5.3.3 显示符号的定性评述内容

- (1) 大小: 符号大小是否合适有效;
- (2) 亮度: 亮度是否足够;
- (3) 清晰度: 所需显示信息是否清晰;
- (4) 分辨率: 显示是否清楚和可读;
- (5) 位置: 是否容易看清, 与其他显示是否干扰;
- (6) 天线指引符号: 能否提供详细的天线方向;
- (7) 武器包线显示: 能否提供足够的导弹和航炮的包线信息;
- (8) 操纵符号: 是否明确、清晰和正确感知;
- (9) 高度、速度显示: 气动性能信息是否清晰;
- (10) 动态响应: 所有符号在动态情况下是否仍然清晰和稳定。

3.6 本章小结

(1) 试飞员在飞行试验和飞机研制中具有极其重要的作用。试飞员的素质和水平关系着试飞安全和试飞效率。有些新机故障和缺陷, 可能使飞行处于极危险的境地, 由于试飞员

处理及时和正确,转危为安。相反有时飞行中本来问题不大,由于试飞员操纵失当,使试飞失败,甚至造成重大损失。试飞员对于优化飞机设计也起着举足轻重的作用,特别是对于飞机飞行品质、人素工程和使用性能等方面,他们的评述和建议往往起到决定性的作用。试飞员对于新机的使用起到了承上启下的作用,通过试飞员的经验和技術传承,对军机战斗力形成和民机运营起到了促进作用。

(2) 由于试飞员的特殊地位和作用,因此对试飞员有着极高要求,他们必须具有优秀的人品和客观公正的态度,具有扎实的航空理论基础,对被试对象熟悉和了解,全面掌握试飞驾驶技术和试飞评定技术,包括较高水平的桌面工作。为了具有优良的素质和高技术水平,必须加强对试飞员的培训,包括理论和工程培训,飞行模拟培训,参加各种技术交流活动,必要时应参加一定的使用飞行。

(3) 所有试飞员都要关注和掌握试飞平台试飞技术,即使从事航空电子系统试飞的试飞员,也应如此。因为只要飞机离地,飞行安全就是第一要素,同时试飞员也应该通过各种飞行任务对飞机性能和飞行品质进行评价,帮助科研人员了解飞机。本书附录 I 给出了试飞员应该学习和掌握的一些基本的试飞驾驶技术。

(4) 人素工程对飞机设计和飞行试验特别重要,必须加强对人素工程的研究,包括对试飞员生理和心理研究,试飞员工作负荷的研究,航空医学和航空工程综合研究等。应该明白,许多试飞员错觉或误操作与工程因素相关,而许多工程失败与人为因素相关。为了了解人素工程可能涉及的范围,防范驾驶员可能出现的错误,附录 II 给出了试飞员人为因素检查表和防范措施,以帮助试飞员进行自检和自律,完善试飞员管理。

第4章 试飞准备

本章所述的试飞准备主要是指飞行试验的顶层设计，包括五部分：试飞总体方案、试飞大纲、试飞计划、试飞队伍建立和管理以及试飞设施建设。因此本章叙述的试飞准备是全局性的，包括为整个试飞工程所需完成的试飞准备工作。至于飞机和系统特性试飞所需的一些特殊试飞准备工作，将在各章中作补充性的叙述，这里不作详细介绍。

4.1 试飞总体方案

试飞文件是新型号飞机或重大改进改型飞机试飞工程的试飞设计。试飞文件的制定与其说是文件编写的过程，不如说是贯彻决策层意志，按照研制总要求与相关单位和人员协调和讨论的过程。文件一旦制定和批准，它就是整个试飞工作的依据。这些文件至少应该包括以下几方面：

- (1) 试飞总体方案；
- (2) 试飞大纲；
- (3) 试飞安全计划；
- (4) 试飞测试要求和测试总方案；
- (5) 试飞数据处理要求和方案；
- (6) 每架试验机的综合试飞计划和综合测试方案；
- (7) 每次飞行的试飞任务单；
- (8) 试飞机务维护和飞行保障计划。

前三项为型号飞机试飞的顶层设计文件，后五项为试飞执行文件。

本节重点叙述试飞总体方案的制定。

试飞总体方案是型号飞机试飞的纲领性文件，是指导和安排整个试飞工作的基本依据。

作为型号试飞的负责人，在接受和布置该型号试飞任务时，首先要制定一个试飞总体方案。总体方案应该包括：试飞目的、试飞对象、试飞依据、试飞内容、试飞方法、试飞安全、试飞测试和数据处理、试飞组织管理、试飞计划、试飞保障等。

4.1.1 试飞目的

型号试飞的目的有三：一是按照飞机研制总要求和航空产品定型规范要求，对新研飞机进行鉴定验收试飞，为航空产品交付使用进行技术质量把关，为该产品设计定型、投入批生产和交付使用提供依据。因此试飞鉴定部门应建立高度的责任感和使命感，应具有技术鉴定权威性。

型号试飞目的之二是为新机的研制服务，型号试飞是新机研制的重要环节。通过试飞，验证飞机是否达到设计技术规范，是否满足研制质量要求，暴露飞机缺陷和故障。试飞中如果发现设计缺陷和制造质量问题，就应要求有关单位加以改进。此外，由于一型新机研制时

间跨度很大, 10 年甚至更长, 在这个过程中, 初期所有确定指标或设计中应用的某些技术和机载设备可能落后或过时, 不适应当前作战任务要求, 而且随着形势变化, 使用方也可能调整研制要求, 因此飞机技术状态可能更改升级。从某种意义上说, 试飞开始后, 飞机仍在相当长时间内不能固化技术状态, 边研制、边试飞的局面是不足为怪的。只要上级机关认可, 试飞部门应该把研制试飞任务的优先级放在鉴定试飞任务之上考虑, 优先执行排故和改进试飞任务。

试飞目的之三是要为部队使用验证和演示使用性能, 提供初步使用经验。首先要摸索部队使用的安全性, 要从使用的观点对那些边界数据和风险区域进行试飞探索; 其次要把飞机最大潜力挖掘出来, 必要时应该有意超出设计规范和战术技术指标飞行, 为改进飞行手册和发挥飞机潜能提供依据; 再次是初步探索飞机使用技术。试飞中除按照国军标进行飞机试飞考核外, 在执行相关的试飞动作和试飞剖面时, 还要尽可能贴近实战编入一些针对任务的战术科目, 逐步把科研试飞和基本的战术应用结合起来。在研制和鉴定试飞过程中, 条件具备, 应尽可能让使用方飞行员参加到试飞活动中来, 让他们尽早接受和掌握新机特点, 以加速新机战斗力的形成, 同时也为科研试飞队伍增加活力, 使科研与使用试飞有机结合。这些思路和原则应纳入试飞总体规划。

4.1.2 试飞对象

试飞对象的描述非常重要, 不同飞机的试飞虽然有许多共同试飞需求, 但差异也相当大, 它直接关系到试飞安全、工作量、周期和成本。试飞对象描述应该包括如下内容。

4.1.2.1 新机的突出功能

根据这些突出功能即可编制有的放矢的试飞大纲, 如某战斗机是突出中、低空机动作战能力, 具有较好的截击、超声速作战和对地攻击能力的全天候战斗机。据此试飞中就应重点对飞机机动性, 如大过载、大迎角和大偏航速率等进行考核, 试飞高度突出中、低空, 特别是低空大速度和低空突防能力考核等, 对空/空和空/地武器投射能力也要进行充分的考核。如果飞机具有隐身功能, 就应安排小目标特性探测试飞。

4.1.2.2 新机采用的新技术

例如, 新机采用电传操纵系统就应突出人机闭环飞行品质、飞控稳定裕度、气动伺服弹性等试飞科目; 新机采用高度综合化的航电系统就要突出总线信息采集和分析、视频和射频记录及其数据处理等; 新的结构布局和复合材料应用就应进行全机载荷测量; 新机采用新的进气道技术, 就应对进气道压力和温度分布特性进行测量; 如果新机采用矢量发动机, 应该重点安排过失速机动试飞项目等。

4.1.2.3 所有参试飞机的技术状态

每架飞机技术状态, 特别是发动机状态, 参试飞机出厂时间等, 这些都是试飞大纲科目和计划安排的重要因素。对于一型新机, 往往有些系统开始状态不到位, 很可能是过渡状态的产品, 试飞中要考虑试飞计划安排的衔接, 尽可能避免安排无效架次和重复试飞。

4.1.3 试飞依据

试飞总体方案要明确试飞依据文件。试飞依据文件主要是三种: 一种是国家采购当局提出的新机目标, 即研制总要求或战术技术要求或者合同方提出的技术要求; 另一种是有关规范, 包括设计规范和验收规范或者是民机适航当局指定的适航性要求文件; 第三种是研制方

提出的设计验证要求。应该说明的是,飞机的研制总要求和民机适航性要求的内容是针对飞机研制而言,有些内容不一定都要或都能通过试飞来验证,如飞机疲劳寿命和可靠性指标等。试验规范主要指飞机飞行试验验证规范,许多设计规范不一定都适用于飞行试验,其内容应根据实际情况进行取舍和剪裁。一般说来,凡是能在试飞中进行测试,或试飞员凭感觉能主观判断优劣的项目都要进行试飞。原则上讲,飞机的飞行品质规范全部应该进行飞行试验验证,因为飞行品质直接与真实环境下的驾驶员特性相关,与飞行安全和作战效能直接相关。

研制方提出的设计验证要求是飞行试验的重要输入文件,主要包括飞机设计中所具有的新功能、新指标、新材料和采用的新技术,特别是希望从试飞中得到相关数据,以验证设计计算模型和地面试验结果的正确性。

通过充分的试飞验证,仿真计算和地面试验结果具有足够的可信度,在得到相关当局认可的前提下,可以用仿真计算和地面试验结果去补充试飞点和扩展试飞结果,这样可节省试飞架次。

在编制试飞总体方案时,还应结合使用方和试飞工作者的经验,参考其他飞机试飞经验和教训,充实和完善试飞总体方案文件。

4.1.4 试飞工作内容

有了上述这些输入文件就可以确定试飞工作内容。一般说来,这些试飞工作内容应该包括如下几方面。

4.1.4.1 试飞技术攻关和预研

有些试飞内容是以前未曾进行过的,技术新、难度大,如果不事先安排技术攻关和预先研究,必然要使新机试飞增加更大的风险,包括安全和进度风险,甚至无法承担新机试飞。比如在第二代战斗机试飞基础上要从事第三代战斗机试飞,就应该提前对飞控稳定裕度、气动伺服弹性、驾驶员诱发振荡(PIO)、各种总线信息,特别是子系统内部总线信息的采集与分析、复杂环境中的目标识别、复合材料应变测量等都应进行预先研究。如果在第三代战斗机试飞技术基础上从事第四代战斗机试飞,就应该对超声速巡航、敏捷性指标和过失速机动、隐身及反隐身特性的测量、内埋武器的投射和外挂分离、矢量推力发动机的试飞等进行领前研究。这些试飞技术的预先研究可以单独进行,最好是结合新机试飞需要与其他研究机相关试飞项目综合进行。针对新机试飞,一些新的测试技术和数据处理分析技术也要提前安排研究。

4.1.4.2 试飞支持设施配置

新一代飞机试飞需要新的试飞支持设施,比如新的试飞测试设备,包括传感器及其标校设备,采集器和记录器,射频、视频和音频的采集和记录,遥测和实时监控,外部参数(轨迹)测量等。对于远程武器试飞还应配置活动遥测站,或测试飞机,或测试中继飞机等。试飞支持设施中应该有地面飞行仿真实验室,它是保障现代飞机试飞安全和进度不可或缺的手段。这种模拟器可以进行人在回路中的飞行模拟,还应进行飞机在回路中的飞行模拟,即将真实飞机像“铁鸟台”一样接入闭环试验系统中,如有可能还应把模拟设施与地面实时飞行监控设施组网连接,将飞行试验与模拟试验紧密结合起来。对于隐身飞机试飞,事先必须研制出能测量微弱电磁和光散射信息的测量手段;对于舰载飞机,必须建设地面试

验场,并配置起飞和着舰的相应设施等。建立试飞数据库、传输、组网设施是一项非常重要的工作,它是研制、用户、管理层与试飞现场信息交流和传递的重要平台,是保证试飞安全和提高试飞效率的重要手段。

4.1.4.3 他机试飞

他机试飞是新机试飞工作的重要组成部分。由于新机所承受的技术风险和进度压力太大,为了解缓和减轻这些压力,试飞工作者应遵循如下原则:凡是能在地面试验中承担的风险应尽可能不带到空中;凡是能在他机试飞中能承担的风险,应尽可能不要堆压在本机上。他机试飞包括三种类型:第一种是技术攻关试飞,如敏捷性方法试飞,新颤振激励方法等;第二种是新系统、新成品和新技术的他机验证或鉴定试飞,如新惯导、新雷达、新数据传输系统、新发动机、新大气数据系统等他机试飞;第三种是试飞员培训所需的试飞,如变稳飞机试飞,让他们在实际飞行环境中去体会电传飞机飞行品质,包括模拟的 PIO 现象体验飞行。美国的 F-22 飞机研制过程中,专门研制了一架波音 757 飞机作为空中航空电子实验室,从 1989 年到 2001 年,从初步航空电子系统方案到最后的航电系统方案综合试飞验证,如影随形几乎伴随了从 YF-22 到 F-22 试飞的全过程。为了提前验证飞控控制律,从竞争年代 YF-22 和 YF-23 控制律验证,到 1996 年 F-22 的控制律验证,到 F-22 首飞前进行的首飞剖面演练,均在变稳试验研究机上进行了空中模拟领前试飞。F-22 的经验值得借鉴。

4.1.4.4 新机试飞

一型全新的型号飞机试飞应该对飞机总体性能、飞行品质、飞控系统、结构完整性、动力装置、航空电子、机械和电气系统、四性(可靠性、维修性、测试性、保障性)等进行全面考核。除此之外还要对飞机所采用的新成品和新子系统进行专门的定型考核和鉴定。按照当前航空装备定型标准,原则上把飞机和发动机划定为一级航空产品,其他新成品和子系统分别划定为二级、三级和四级航空产品。通过试飞,一级和二级航空产品应给出设计定型报告,三级和四级航空产品应给出鉴定报告。对全新飞机来说,设计定型和鉴定报告少则几十份,多则几百份。

图 4-1 为新机试飞考核内容。当然对于具体新机,不是所有这些项目都要试飞考核,根据实际情况可以增删。但原则上讲,不经试飞考核的内容,应该有计算、地面试验、他机试验或以往经验来加以证实。

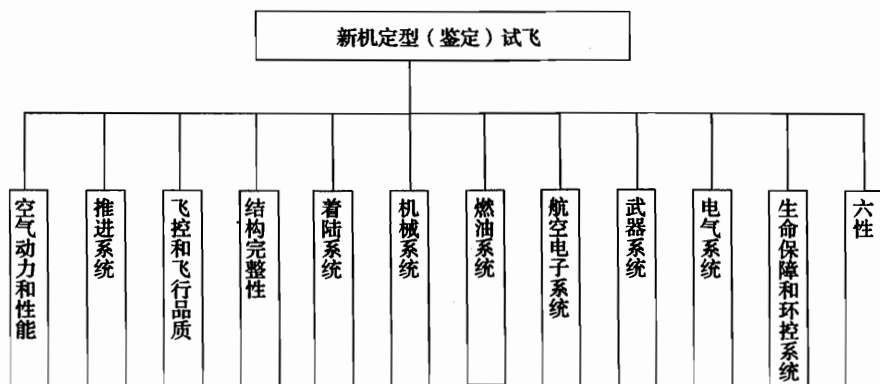


图 4-1 新机试飞考核内容

其中各专业包括的具体内容如下几点:

(1) 空气动力和性能

- 大气数据传感器校准;
- 起飞/着陆性能;
- 地面效应;
- 飞行性能;
- 升/阻极线;
- 操纵效率;
- 流动显示;
- 压力分布;
- 气流控制;
- 结冰条件;
- 抖动;
- 敏捷性;
- 急跃升边界。

(2) 推进系统

- 系统安装;
- 环境条件;
- 发动机/进气道兼容性;
- 发动机操纵;
- 喘振/风扇颤振边界;
- 进气道调节斜板操纵;
- 进气道(压力)恢复;
- 进气道(气流)畸变;
- 溢流/冲压阻力;
- 机上推力;
- 吸入碎片;
- 推力反向;
- 矢量推力;
- 再循环;
- 火警探测;
- 喷气污染;
- 噪声环境。

(3) 飞控和飞行品质

- 作动器和飞控系统的综合;
- 硬件和软件确认;
- 开/闭环操纵;
- 自动驾驶仪模态;
- 自动飞行;

- 故障情况;
- 飞行品质;
- 气动导数;
- 数学模型的验证;
- 乘坐品质;
- 驾驶员诱发振荡特性;
- 起飞/着陆操纵;
- 大迎角;
- 偏离特性;
- 尾旋;
- 滚转性能;
- 快速旋转;
- 作战机动:
 - 空中加油;
 - 编队飞行;
 - 跟踪等。

(4) 结构完整性

- 飞行载荷研究;
- 颤振性能;
- 振动;
- 声压;
- 温度;
- 地面共振;
- 疲劳监控;
- 可靠性监控;
- 应力统计;
- 机身/外挂变形;
- 布局监控;
- 重量、重心和惯性矩的确定。

(5) 着陆系统

- 起落架操作系统;
- 起落架/门/结构一体化;
- 机轮/轮胎/刹车/防滑一体化;
- 前轮跳动;
- 着陆钩;
- 减速伞;
- 在正常的、修复的、有雪的、有冰的跑道上的操纵;
- 高场高跑道起降;
- 滑跑机动;

- 精确着陆；
- 高下沉率着陆；
- 对航空母舰的适用性；
- 侧风着陆；
- 轨迹。

(6) 机械系统

- 作动器性能；
- 空气/滑油/燃油冷却器；
- 辅助飞行控制装置；
- 液压源；
- 动压传感器；
- 机械连杆和变速装置；
- 故障防护；
- 气候影响；
- 辅助动力装置、应急动力装置性能；
- 空气发动机；
- 防滑系统；
- 轮胎温度；
- 起落架；
- 密封。

(7) 燃油系统

- 输油；
- 加油/放油；
- 应急放油系统；
- 燃油温度，流量，压力；
- 燃油晃动；
- 倒飞中的输油；
- 外部油箱；
- 空中加油。

(8) 航空电子系统

- 导航；
- 通信；
- 识别；
- 雷达；
- 防御设备（雷达告警，电子对抗，干扰物/照明弹）；
- 显示；
- 控制；
- 天线特性；
- 红外/雷达信号特征；

- 数据处理（机上计算）；
- 软件；
- 武器瞄准；
- 武器投放；
- 电磁兼容性，电磁脉冲，闪电。

(9) 武器系统

- 武器/外挂综合试验；
- 航炮/机身进气道综合；
- 外挂投放；
- 外挂物分离后的飞行轨迹；
- 导弹发射；
- 航炮射击；
- 外挂管理综合；
- 武器与内埋弹舱相容性。

(10) 电气系统

- 电源；
- 电池（瓶）；
- 驾驶舱仪表；
- 视频和音频告警；
- 坠毁/维护记录仪；
- 冷却风扇；
- 电加热；
- 故障防护。

(11) 生命保障和环控系统

- 氧气；
- 抗荷服；
- 弹射座椅；
- 座舱盖抛弃；
- 座舱空气污染；
- 人类生理学技术；
- 环控系统综合；
- 环控系统性能。

(12) 六性

- 可靠性；
- 维修性；
- 测试性；
- 保障性；
- 安全性；
- 生存性。

上述这些内容可以根据不同的对象有所增删,许多项目也可以综合安排,但对一型新机的全面试飞考核来说,大专业面的试飞验证是不能少的。

4.1.5 试飞方法

总体试飞方案中要对一些新的试飞理念、一些不同以往试飞的方法和技术有所描述。比如说联合试飞概念、综合试飞方法、空地一体化的原则、测试手段、数据处理方法、地面试验方法和试飞机动等。针对第三代飞机的特点,将一些新增试飞科目的试飞方法要加以说明,以便在准备工作中,从试飞理论、技术、设备研制、软件开发等方面细化落实。例如,人机闭环飞行品质试飞的主要方法是空/空跟踪、密集编队、空中加油和模拟纠偏着陆等,试飞结果以试飞员主观评述为主,辅以数据分析;飞控稳定裕度以试飞员手工扫频为主,航向用颤振激励系统产生较低频的扫频信号激励方向舵;颤振/气动伺服弹性共用颤振激励系统,数据处理软件有所区别;大迎角试飞采用逐级放宽迎角限制器,或用模拟备份操纵,或用直接链操纵飞机,由可控区进入到不可控区,如果进入尾旋或过失速区,操纵飞机无法返回可控区,应该使用反尾旋伞;侧风着陆采用交叉法和平行法相结合;全机载荷测量采用压力分布载荷测量或应变测量;空中起动与应急动力装置起动试飞相结合;电子战对空和对地应选择合适的对抗对象;进/发匹配采用的评定判据和方法;空/空拦射导弹靶试按照地抓空、双机联试、三机联试、模拟攻击和实弹发射的渐进模式进行;主动制导空空导弹靶试中要有射频记录和分析手段;激光制导炸弹应明确是地照空投、他照空投还是自照空投等。对于试飞数据处理应明确要求,有些应实时处理,如飞控和气动伺服弹性稳定储备,关键点载荷监控以及重要参数的时间历程和关键事件开关量等;有些需要进行准实时处理,如颤振裕度计算,需要在两个飞行状态点之间得到结果,以便决策是否向下一个状态点推进,大约几十秒钟。

对于过失速机动飞机,应有一些诸如“眼镜蛇”、J-turn、Split等试飞机动,以考核过失速机动性等。与此相适应应该选择若干评定机敏性的判据,即使这些判据并未形成公认的规范,也应该选用或制定一些适用的判据,至少可作为试飞员主观评述的一种支持和解释。

4.1.6 承试飞机任务分配

新机试飞所投入的试验飞机一般为5~10架。大体上分为两类任务,即飞机平台试飞和航电系统试飞。飞机平台试飞的飞机2~3架,航电系统试飞的飞机2~7架。用于航电系统试飞的飞机数量较多,主要是因为武器火控系统试飞内容极其复杂。有一些武器系统是逐步发展和添加的,因为一型新机试飞周期为5~10年,这段时期内新武器系统或改进的武器系统陆续出现。后续参试飞机较多,还有一个原因可能是飞机平台的更新和升级,包括由单座飞机改为双座飞机等都需要增补试飞。飞机平台试飞的飞机虽只有2~3架,但它们是最早投入飞行的新机,试飞时间长,因此飞机平台试飞架次大体上与航电武器系统试飞架次相当。

下面以5架原型机参试为例,简述一下它们大体分工。一般说来,第一架原型机用来试飞性能、飞行品质、飞控、颤振和气动伺服弹性等,这些都与飞机包线扩展有关;第二架试飞的飞机一般用于结构强度和载荷测量试飞,由于内容较少,往往将发动机试飞也综合到这架飞机上。第三架飞机通常与第一架飞机任务一样,两架飞机互为补充和备份,共同完成包

线扩展任务。这两架飞机也可进行发动机特性试飞，因为飞机性能试飞往往离不开发动机状态。从第四架和第五架飞机开始进行航电系统试飞，原则上第四架飞机着重各子系统试飞，如惯导、雷达等；而第五架着重武器火控系统试飞，因为武器火控属于一种全局性的综合系统，它的前提是各子系统被证明工作正常可靠。当然这两架飞机也应该互为备份，彼此可以代替和任务动态调整。其他后续飞机任务安排需要具体情况，或是新的航电武器火控系统，或是升级了的飞机平台特性试飞。

对于飞机各机械电气系统，以及诸多的二类、三类和四类航空产品尽可能不单独安排试飞架次，结合其他试飞进行。

应该指出，参试飞机任务互为备份是一项通用法则。万一某架飞机因故停飞，不致使原定任务计划中断。互为备份的前提是飞机状态相同，试飞测试参数足够。这些都是试飞总体方案中应予以描述的。

下表列出 F-22 原型机 9 架试飞任务的分工，它从一个侧面反映了第四代战斗机试飞内容和试飞科目趋向。

表 4-1 F-22 原型机试飞内容

试验机	试飞内容	计划首飞时间	实际首飞时间	交付试飞时间 ^①
4001	飞行品质，颤振，载荷	1997. 5. 29	1997. 9. 7	1998. 2. 6
4002	大迎角，武器分离，推进系统，性能	1998. 7. 9	1998. 6. 29	1998. 8. 26
4003	飞行品质，颤振，载荷，航炮	1999. 6. 16	2000. 3. 6	2000. 3. 15
4004	综合航电，CNI，可探测性	1999. 8. 17	2000. 11. 15	2001. 1. 30
4005	综合航电，雷达，CNI，武器	2000. 1. 11	2001. 1. 5	2001. 3
4006	综合航电，可探测性	2000. 5. 18	2001. 2. 5	2001. 5
4007	综合航电，飞行器性能，可探测性	2000. 9. 25	2001. 10. 15	2002. 1. 5
4008	综合航电，可探测性	2001. 2. 2	2002. 2. 8	2002. 5
4009	综合航电，可探测性，后勤保障	2001. 6. 1	2002. 3. 21	2002. 4. 5
① 交付试飞时间是指飞机由工厂交付试飞基地的时间。				

4.1.7 试飞工作计划安排

制定总体试飞方案应该在飞机研制的初、中期进行，以便及早启动和安排试飞工作。但此时往往有许多方面工作尚不清晰，因此试飞计划不可能制定得很具体。原则上讲，试飞工作贯彻于型号飞机研制的全过程。假设一型飞机从方案论证到飞机定型为 12 年。粗略分，3 年设计、3 年制造、6 年试飞。当然，3 年设计和 3 年制造指的是第一架飞机，在 6 年试飞期间，后续试验机还在不断地研制中。但是 6 年试飞结束就应该是型号飞机研制的完成。在飞机设计期间，试飞人员应参与系统设计，提出试飞测试和试验装备对飞机改装的要求，协调测试和试验接口，寻找安装空间和安装形式；应该指出，试飞测试改装工作量非常大，对于现代飞机来说，测试参数成千上万，需安装的设备，包括各种传感器成百上千，测试电缆总长以千米计算，从这个意义上说，试飞测试改装工作量大于任何一个机载子系统的工作量。并且改装工作在其他系统设计完成后进行，要在许多机载设备缺装的空间完成。因此此项工作必须及早协调，从使用维修性观点对飞机设计提出建议，其间试飞人员要参与和了解

各种地面试验,为试飞方案制定进行准备。在此期间,试飞员应参与方案论证和地面试验,从使用观点对飞机设计提出建议。在飞机制造阶段,试飞工作者要参与机内改装,包括测试系统和试验系统改装,参与飞机地面试验,为飞机首飞做好准备。在飞机设计和制造阶段,试飞工作者要进行试飞技术攻关,试飞设施建设,包括测试系统研制,还要进行他机试飞,各种试飞文件准备等。从飞机推出总装厂房开始,原型机现场试飞准备工作就紧锣密鼓地开始了。完成地面试验后进行首飞,首飞后大约进行20~50架次的初步调整试飞,飞机即可转入定型鉴定阶段,实际上是边调整边鉴定,只是整个试飞是以定型试飞大纲为主线来安排,没有预定的调整试飞计划,遇到什么问题解决什么问题。每架原型机都要重复这个过程,只是第一架和全状态航电系统的飞机初步调整试飞稍多,其他几架初步调整稍少。以飞机及其系统工作正常为出发点,每架飞机投入鉴定试飞的时间差大约是半年。以5架飞机投入定型试飞计,投入试飞的总架月数约300,按每架每月试飞8架次,定型鉴定试飞可完成2400个架次,基本符合设计定型试飞的试飞架次的需求。

当然这些只是一个粗略的估计,不同飞机和不同背景可能有较大的差别。表4-2为试飞工作计划的示意图。

表4-2 典型战斗机试飞计划网络图

阶 段	设 计			制 造			试 飞					
试飞工作起止时间/年度	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
试飞改装设计	■	■	■									
试飞改装				■	■	■	■					
试飞技术攻关	■	■	■	■	■	■						
试飞设施建设	■	■	■	■	■	■						
他机试飞	■	■	■	■	■	■						
第一架首飞和调整试飞							■	■				
第一架设计定型试飞							■	■	■	■	■	■
第二架首飞和调整试飞							■	■				
第二架设计定型试飞								■	■	■	■	■
第三架首飞和调整试飞								■	■			
第三架设计定型试飞								■	■	■	■	■
第四架首飞和调整试飞								■	■			
第四架设计定型试飞									■	■	■	■
第五架首飞和调整试飞									■	■		
第五架设计定型试飞									■	■	■	■
初始使用试飞											■	■

对于试飞队伍成员来说,不是每个人都要全程参加到新机验证进程中去,但必须有一部分人,尤其是首席试飞员和试飞总师、各专业的主管人员应该全程参与新机研制的全过程,这对于理解新机和试飞新机,保证新机试飞质量、安全和效率非常重要。

4.1.8 地面试验

一型新机研制过程中,经历了许许多多的各类试验,这里指出的是针对飞行试验需要在机上进行的地面试验。这些试验包括以下几项内容。

(1) 飞控系统地面试验,包括人在回路中的模拟器试验和“铁鸟台”试验,以及飞机在回路中的飞控系统检查试验。飞机在回路中的检查试验的目的是在实验室试验的基础上,进一步验证飞控系统在真实飞机环境中的飞控系统正确性和适配性,以确保试飞安全。

(2) 振动试验(GVT),目的是识别飞机结构模态,并为校核有限元计算模型提供数据,为试飞提供更准确的颤振预测数据,同时检验试飞振动传感器安装的正确性和测试有效性,在此基础上验证振动数据处理软件的可行性。

(3) 结构模态耦合(CT)试验,主要目的是检查高增益的飞控系统与飞机结构模态的耦合效应,校核气动伺服弹性计算模型,为飞行试验提供更可靠的 ASE 稳定裕度的预测数据。

(4) 电磁兼容性(EMC)试验,检查全机状态在复杂电磁环境下各系统工作状态,包括试飞测试设备和颤振激励系统改装后的电磁兼容性,确保试飞中各系统正常。

(5) 机载测试与飞机系统联试,确保试飞测试的正确性,同时确认试飞测试信号抽取和设备改装不影响飞机机载设备的正常工作。

(6) 机载测试系统与地面遥测监控站联试,进行空地综合系统的端一端测试,确保全机系统工作状态下,机载测试、遥测发射和接收、地面监控参数的正确性、有效性和实时性。

(7) 载荷标定试验,包括全机载荷标定和起落架载荷标定试验,建立正确的载荷标定模型,确保试飞载荷和应变测试的正确性。

(8) 发动机开车试验,这种试验是最频繁、最多的一类试验,主要检查发动机各种状态工作特性,地面起动特性,发动机与其他系统匹配的正确性,包括振动特性、液压和电源特性以及进气道特性等;许多异常现象和故障排查都要进行地面开车试验;为了验证研制方提供的推力计算模型,通过试飞数据获取发动机推力,应该进行全机净推力地面台架试验,从而进一步通过试飞测取飞机阻力特性。

(9) 航电系统综合联试,检查通信、导航等航电设备连接正确性,工作协调性、数传系统和各站点间数据交换和通信的有效性,人机界面的合理性、夜航灯光适用性、阳光下电子显示的可读性等。

(10) 各种武器接口试验,包括航炮、空地火箭、各型导弹、各型炸弹、电子和红外干扰弹的发射和投放试验。航炮试验包括光学校靶;通过各种武器的下接口试验检查火控系统参数装订精度;制导武器地面试验包括检查各制导射频信号的强度和必要的地对空跟踪(俗称“地抓空”)试验等。

(11) 外挂分离试验,包括地面模拟投放炸弹、导弹、火箭、副油箱、电子吊舱等,特别是那些弹射投放的武器系统更要进行这类试验,检查各种外挂物与飞机机械和电气接口的工作可靠性。

地面试验还应包括地面滑行试验,这项内容在首飞一节中再作描述。

4.1.9 试飞保障

试飞保障主要包括油料、弹药、备件、维护、工具设备、场务设施、跑道和场地、现场试验设施,等等。

试飞油料需求量可按照总的试飞架次加上地面开车所需进行计算,对于配置涡扇发动机的第三代战斗机来说,按2500架次2500飞行小时计算,飞行燃油量为7500~15000t,加上地面消耗,燃油总需求量为10000~20000t。试飞消耗武器弹药大体上可以按下述原则估算:为了确定炸弹投放精度,按90%概率计算,每种炸弹最大投放数为35枚。对于每种空空导弹来说,导弹发射数量约为10枚,主要考虑各种发射态势,如迎头、尾追、上视、下视、大高差、远距离、超声速以及针对机动目标、大小目标等。根据不同对象可以有不同的选择,对于空地导弹,与空空导弹的发射数量应大体相当,也要取决于不同对象和目标特性。应指出的是,这里所指导弹武器发射和投放数量是在这些导弹武器已成熟情况下对航电火控系统进行的机弹相容性的考核,并不包括这些导弹武器本身的研制和鉴定试验。

这里应该说明的是,随着武器发射条件的苛刻,武器功能和复杂性增加,武器试飞工作量越来越大,F-22的外挂分离试飞为100多次,导弹发射量远多于这些数字。

所有油量消耗和武器弹药消耗量都应留有备份量。飞机备件对于保障飞行试验持续进行非常重要。如何筹储备件要根据各飞机新老成品比例、统计经验来计算。筹储太多,浪费大;筹储太少,可能耽误飞行。飞机之间的串件和承制方库储临时调剂往往能够解决燃眉之急。各试飞场地之间的动态联网是有效途径。机务维修工具设备应按照一线设备100%配套,大比例工具设备也要保持现场一套,即使投入试飞飞机少,也不可或缺。场务设施主要包括跑道、车辆、通信、导航等设施。足够长的跑道是必需的,特别是对于试飞主场地的跑道应更长一些,主要是防止意外情况发生,通常跑道长度为2400~3400m,或更长,跑道宽度应大于60m。跑道端头应有延长备用段,配置拦阻网。通信导航设备必须良好,对于现代飞机来说,机场应配备微波着陆和塔康等进近导航设备。对于民用飞机来说,试飞跑道应该更长更宽,如4000m×80m,因为民用飞机必须进行最小操纵速度、决策速度等科目试飞。对于舰载飞机的陆上试飞,也可能需要配置滑跃起飞、弹射起飞以及着舰拦阻和导引装置等特殊设施。

这里还应该说明的是,一个国家的采购策略中应尽可能做到机载产品的标准化,维修保障设备的通用化。如无特殊需要,尽可能不要过多地强调个性化,这样有利于使用,也有利于试飞保障。为了保证试飞效率,试飞现场应配备专用的检测设备,尽可能做到不离位地对系统出现的故障进行检查,特别是航电武器火控系统的检查。一般应配备总线检测、分析和模拟设备,以便于现场故障排查。这些设备仅适用于试飞阶段,不是部队列装设备。

试飞现场应配置模拟仿真设施,支持试飞任务单演练和现场排故,有利于确保试飞安全和提高试飞效率。

4.1.10 试飞组织管理

现代飞机试飞必须采取联合试飞方法,即试飞单位牵头,研制单位、使用单位和试飞单位共同组织试飞。试飞中贯彻“四统一”的方针,即统一的试飞方案,统一的试飞计划,统一的试飞测试和统一的试飞队伍。通过这种形式,充分调动各方面的积极因素,充分考虑

各方面的试飞需求,做到资源共享,最大限度地提高试飞效率,更有力地保障试飞安全。

参试单位应有明确分工,试飞单位负责制定试飞总体方案、试飞计划和试飞现场组织管理,对试飞技术总负责;研制单位提出试飞需求,控制和保障飞机技术状态,参与试飞结果分析,提供技术支持;使用方提出试飞需求,参与试飞活动,监督试飞质量和安全状态。

在初期调整试飞阶段,试飞以研制单位为主,负责组织调整试飞;在鉴定试飞阶段,以试飞鉴定单位为主,负责组织鉴定试飞;在鉴定试飞后期,以使用单位为主,负责组织适应性试飞。这些阶段彼此衔接,各方联合参试。

在中国现有条件下,型号试飞按双系统组织管理,即试飞现场总指挥系统和试飞总师系统,前者负责现场行政管理和计划、经费协调,后者负责试飞技术方案制定和实施,解决试飞中出现的技术问题。

装备采购部门和上级机关按项目管理模式对试飞现场进行领导、监控和协调。试飞现场以会议协议形式为主,包括每日例会、定期管理办公会等。试飞计划执行程序采取试飞前任务讲解和协调,试飞后总结和讲评方式。试飞指挥分为塔台指挥和监控室指挥。塔台指挥负责现场参试飞机的调度和起飞着陆阶段的飞行指挥;监控室指挥员负责试飞任务执行过程的监视和指挥。塔台指挥是全局性的组织指挥,监控是针对单架飞机试飞的具体指挥。

试飞现场的质量和安全管理由质量安全部门派专人独立管理,负责监控现场试飞质量和安全,重大技术节点,试飞阶段转段,重大故障分析和处理等都要召开专题评审会,邀请有经验的专家和主管领导参加会议。

试飞现场制定严格的文件制度,飞机故障信息的发送和处理,试飞技术问题的询问和协调,研制方对飞机系统的软硬件更改要求等全部按规定以文件形式发放传递。

试飞现场应充分利用先进的信息手段,把全国各地的参试参研单位和领导机关组网联络,做到试飞信息沟通、技术交流及时、政令畅通,以提高试飞效率。

4.2 试飞大纲

4.2.1 试飞大纲的分类

每一个试飞阶段都要制定一份试飞大纲,包括首飞试飞大纲、调整试飞大纲、设计定型试飞大纲和适应性试飞大纲。首飞只有一个架次,有些新机除首飞外,把头几个飞行架次组成一个组,称为首飞阶段。为什么需要这么一个首飞阶段,主要是针对那些技术跨度大的新机,经过巨大的投入和漫长时间的研发,从技术上讲,必需的地面仿真和试验已经完成,需要用试飞来验证初步结果。第一个试飞架次完成固然有重大意义,但毕竟试飞内容很少,试飞剖面简单,还有许多基本问题尚未摸清,甚至连起落架也未进行收放,需要多安排几个架次进行初步摸底试飞。另一方面,由于各种原因,为了保证首飞进度,往往许多与首飞暂时无关的工作遗留下来,甚至连测试设备安装都不完善。待首飞阶段完成后,飞机可能要停飞一段时间继续做地面工作,首飞阶段暴露的问题也需要时间去解决,这样也需要有一个首飞阶段,更多地暴露飞机缺陷和问题,初步检查各系统工作是否正常,各系统之间是否协调。从飞行安排来说,首飞阶段的机动动作是简单的,选择的飞行状态是安全的,但是由于飞机本身的技术状态和各系统工作的状态未知数很多,试飞风险仍然较大,围绕首飞阶段的各项

工作头绪很多,因此制定一个首飞大纲是必要的。即使没有首飞阶段,仅一次首飞,也需要制定一个首飞大纲,计划安排围绕首飞的各项工作,包括必需的地面试验、测试和监控等方面的工作,确保首飞安全。

首飞阶段完成后开始进行调整试飞。调整试飞与首飞阶段试飞之间没有一个明显的界限,很多新机把两者合一,首飞阶段不过是调整试飞的一个更初级阶段。虽然调整试飞仍然是在一个较安全的包线的范围内进行试飞,但这个范围要比首飞阶段大得多,有的调整试飞大纲把目标确定在平飞包线的80%,在这个试飞包线范围内,试飞动作也相对复杂,一般的飞机性能、飞行品质、发动机性能、60%~80%的载荷强度、各系统功能等项目都要检查到。

从理论上讲,调整试飞完成后即进行设计定型试飞,这是一种全状态、全包线、全机动的试飞考核阶段。在设计定型的中、后期,针对使用任务性能的初始使用鉴定试飞开始纳入到设计定型试飞中,因此设计定型试飞大纲中应包括这方面的内容。至于使用试飞大纲是属于使用部门制定的试飞大纲,不在本书内容之列。也有将初步使用鉴定试飞作为一个单独的阶段,独立进行,这就需要有一个独立的试飞大纲。

应该强调的是,除使用试飞阶段外,当今试飞发展的趋势是,首飞阶段、调整试飞阶段、设计定型试飞阶段乃至初步使用试飞阶段之间没有明确的界限,各试飞阶段的联合和综合是发展趋势,有利于多快好省地完成新机试飞任务。下面以设计定型大纲为主叙述大纲制定的原则和内容。

4.2.2 设计定型试飞大纲与试飞总体方案的区别

设计定型试飞大纲(简称试飞大纲)与试飞总体方案都是型号飞机试飞的顶层设计文件,它们的主要区别在于以下几方面。

(1) 试飞大纲具有法规性,试飞总体方案不具备。

试飞大纲一旦被当局认可和批准,它将是国家航空定型委员会的指令性文件,是国家对新型号飞机验收依据。一般情况下,大纲规定的条款必须遵照完成。如因某些原因需要调整试飞大纲中的某些条款,必须按规定办理大纲偏离报批手续,经上级相应机关批准后才能按照批准的范围调整试飞大纲条款。

民机试飞大纲必须按适航条例要求编制和执行,整个试飞过程都在国家适航当局的监督下实施。

试飞总体方案是整个试飞工作的指导性文件,但不具法律效力。随着研制和试飞工作的进展,其中许多内容和条款可能更改和调整,而不需要采购当局和适航部门的批准。

(2) 试飞大纲以技术为主,包含管理;试飞总体方案以管理为主,包含技术。

试飞大纲的输入文件是采购方的研制总要求和相关的技术标准规范,所有为满足技术要求和规范要求的试飞项目都必须完成。试飞大纲虽然也包含计划进度安排,但不是强制性的,计划执行进度可以根据形势需求由上级行政机关调整,但试飞大纲规定的内容必须完成。试飞总体方案中也包含许多技术条款和技术措施,但还包括许多管理法则和行政措施,从某种意义上讲,试飞总体方案是保证设计定型试飞大纲完成的管理性文件。

(3) 试飞大纲中的技术条款翔实具体,试飞总体方案中的技术条款偏重于原则性和指导性。

4.2.3 制定试飞大纲的依据

对于军用飞机来说,制定设计定型试飞大纲的依据是飞机研制总要求和战术技术指标,以及国家颁布的规范与标准。例如,《军工产品定型程序和要求》、《军用飞机验证要求》、《军用飞机设计定型飞行试验大纲报告要求》、《军工产品定型工作条例》等。

对于民用飞机来说,制定试飞大纲的依据是国家适航标准,如《中国民用航空规章》CCAR25 部,美国《联邦航空条例》FAR25 部、33 部,欧洲《联合航空要求》JAR25 部等。飞机设计部门对飞行试验提出了较详细的试飞要求,它也是试飞大纲的输入文件。设计部门提出的试飞要求本身应该包含采购方提出的战术技术要求和适航文件要求,因为这些要求也是飞机设计的输入文件,设计目标与采购目标必须一致。设计方对试飞的要求可能更详细、更具体、更全面,有些要求与军方要求目标一致,但表述不一致。除此之外,设计方为了验证某些新技术和新设备,他们还会有一些附加的试飞需求。如气动模型、控制律模型、发动机推力计算模型、火控计算模型的验证要求等。这些都应该尽可能地纳入试飞大纲中去。因为设计定型试飞往往与型号研制试飞结合进行,而试飞本身也是飞机研制中的重要环节,应尽可能服从飞机研制的总体要求。

试飞大纲编写的依据决定了试飞的目的,但试飞大纲中关于试飞目的描述应该细化和具体,以便于检查落实。例如,某军机试飞大纲关于试飞目的描述是:

- (1) 验证飞机主要飞行性能和飞行品质是否满足战术技术指标要求;
- (2) 在最大飞行载荷作用下,飞机结构是否有残余变形或结构破坏;
- (3) 在整个飞行包线内,颤振和气动伺服弹性是否具有足够安全裕度;
- (4) 飞行控制系统是否安全可靠,系统转换瞬态和稳定裕度是否满足要求,边界限制是否有效等;
- (5) 发动机起动边界是否满足设计包线要求;
- (6) 航电系统各功能是否正常,导弹发射距离和命中率是否满足要求;
- (7) 各系统功能和性能是否满足要求;
- (8) 可靠性、维修性、测试性和综合保障性是否满足使用要求;
- (9) 飞机是否存在明显不适合使用需求的缺陷,等等。

4.2.4 试飞项目选择

关于试飞项目的选择应该遵循如下原则。

(1) 凡是战技指标要求条款明确,可以通过试飞验证的条款必须优先安排。如飞机速度和高度特性、起飞和着陆性能、爬升率、加速和减速性能、盘旋性能、最大和最小过载、航程和续航时间、发动机起动边界、通信距离、武器发射精度和距离、隐身性能,等等。这些都是具有重要意义而且可以量化的指标,试飞中必须验证。

(2) 影响飞行安全的内容必须优先安排,例如,飞行品质、大迎角、颤振和气动伺服弹性、飞控稳定裕度和模态转换,结构载荷和应力、发动机喘振和进/发匹配、外挂分离、氧气抗荷和环控、弹射救生(他机试飞安排)等。

(3) 设计师通过计算分析和地面试验中发现有疑问需要通过试飞验证的项目,或者设计师给出的数据处于或接近临界状态的项目,需要在试飞中重点安排。

(4) 根据使用要求和以往飞行经验需要重点验证的试飞项目,如低空大速度,大过载滚转复合机动,实战状态下的武器发射等项目。

(5) 相关规范和标准规定的但尚可取舍的试飞项目,选择一些影响较大、典型有效且可实现的试飞项目,如电传操纵飞机飞行品质的补充规范验证试飞、第四代战斗机敏捷性补充验证试飞和作战效能演示试飞等。

根据上述原则,参考其他同类飞机试飞经验,对图4-1中列出试飞科目逐项分析增删和取舍,最终选择大纲中的试飞项目。

4.2.5 试飞项目举例

下面以某战斗机试飞项目为例,列出试飞考核各项目。由于篇幅关系,这里没有列出各项目下的子项目。

(1) 飞机基本性能

- 气动激波修正量和迎角校准;
- 平飞大速度;
- 爬升性能、静升限和动升限;
- 机动性;
- 航程和续航时间。

(2) 飞控和飞行品质

- 飞行品质(纵向飞行品质、横航向飞行品质、人机闭环飞行品质);
- 飞控系统(主备飞行控制模态、自动飞行模态、模态转换);
- 大迎角特性(迎角限制、抗尾旋模态、失速/尾旋)。

(3) 结构完整性

- 飞行载荷和结构强度;
- 起落架载荷和强度;
- 颤振/ASE;
- 结构温度、环境振动与炮击振动。

(4) 动力装置

- 发动机工作参数测量;
- 发动机空中起动;
- 发动机操纵动态特性;
- 发动机防喘系统鉴定;
- 发动机加力燃烧室工作检查;
- 进/发匹配试飞;
- 应急动力系统试飞。

(5) 航空电子系统

- 导航主模式试飞;
- 空/空主模式试飞;
- 空/地主模式试飞;
- 电子战试飞。

(6) 机械电气系统

- 燃油系统试飞;
- 氧气/抗荷系统试飞;
- 电源系统试飞;
- 液压系统试飞;
- 弹射救生系统试飞;
- 环控系统试飞。

(7) 目标特性测量

- 电磁目标特性测量, 如雷达截面积 (RCS) 测量;
- 光学目标特性测量, 如红外、紫外、激光目标特性测量等。

(8) 可靠性、维修性、测试性和保障性: 通过统计和地面试验对飞机上述“四性”给出鉴定意见。

(9) 新成品定型和鉴定: 对于二类航空新产品, 凡是能独立工作和单独试飞考核的均要通过试飞给出专门定型意见, 如雷达、惯导、大气机、数传导航、应急动力装置、电子战、通信电台、电源、抗荷系统、氧气系统、副油箱、弹射救生, 等等。

4.2.6 试飞构型选择

现代飞机功能很多, 随之而来的飞机构型组合非常多。试飞构型选择非常重要。选得过多, 增加试飞代价; 选得过少, 将遗漏某些应该试飞考核的构型, 给飞机使用遗留隐患。试飞构型的选择主要根据设计计算和地面试验分析, 按照不同试飞项目对构型的敏感度来选择和折中。试飞构型的选择应遵循如下原则:

- (1) 飞机研制总要求规定的考核构型, 包括基本构型和特殊构型;
- (2) 能体现最大飞行包线的飞机构型, 如干净构型, 即无外挂构型;
- (3) 最大起飞重量对应的飞机构型, 即最重构型;
- (4) 设计预测所对应的临界构型, 如颤振和气动伺服弹性稳定裕度小的构型、飞控稳定裕度小的构型、前后重心极限构型、对大气湍流扰动最敏感的构型、在大迎角试飞中的不对称构型等;
- (5) 经常使用或特殊使用的构型, 如机翼挂载的导弹和该导弹对机翼变形有明确要求的构型等;
- (6) 试飞中发现有问题的构型;
- (7) 飞控控制律设计所对应的典型构型, 如空/地 I、空/地 II 或空/空 I 和空/空 II 等;
- (8) 设计师希望验证的构型等。

应该说明的是, 不是所有构型的试飞内容都相同, 有些构型可能要全面检查试飞, 也有一些构型是针对具体内容而进行的试飞。

还应说明的是, 一种新型飞机可能有许多构型组合, 试飞工程师应该通过某些构型试飞去验证计算数学模型, 然后用数字计算方法扩展飞机构型数量, 以便尽可能减少试飞架次。

4.3 试飞计划

新型飞机试飞计划安排是一件非常复杂的工作, 一是因为试飞内容非常复杂, 试飞科目多; 二是因为飞机状态复杂, 飞机分期分批出厂, 每架飞机状态不能一次到位, 试飞过程中随时都可能出现故障需要停飞排故; 三是因为飞行中也有许多变化因素, 天气状况、试飞员调配、参加飞行表演、空域和交通管制等约束条件很多。鉴于这些情况, 要想制定一个十分准确的试飞计划是非常困难的。纵观世界上各国新型飞机试飞, 很少能精确地按时、按点完成试飞任务的。仅管如此, 试飞工程师还是尽最大努力, 制定严密的试飞计划, 在客观条件允许的情况下, 尽可能按计划网络图去实现试飞计划的完成。

总体试飞计划制定的依据是试飞大纲, 同时要考虑试飞安全、试飞效率、试飞条件和与政治形势相关的上级要求。试飞计划制定的过程如下:

首先是各试飞专业工程师, 如性能试飞工程师、飞行品质试飞工程师、结构试飞工程师、动力装置试飞工程师、航电试飞工程师等, 根据试飞内容, 选定飞行状态(高度、速度)、试飞剖面、试飞机动和动作、测试要求、试飞结果形式、飞机构型、系统工作模态等, 以表列形式, 确定试飞工作量和试飞顺序。试飞总师办公室根据各专业提出的试飞要求和内容, 进行审核、增删、平衡综合和排序, 确定试飞点阵, 构成整个型号试飞的试验点阵。通常对于一型现代飞机试飞来说, 这种试验点阵包括 20000 ~ 40000 个试验点。平均每试飞小时约 10 个试验点计, 需要 2000 ~ 4000 飞行小时。有了这些试验点后, 根据参试飞机的多少、交付时间和飞机技术状态, 包括试飞测试系统状态, 将这些试验点分配到各架参试飞机上。

试验点定义的基本内容是: 试验条件、试验目的、试验动作、飞机布局、限制条件、测试要求、应急措施、试验程序、固定试验号等。这些试验点确定后建立一个完善的数据库, 每架试验机都应有相应的子数据库。各专业在确定试验点约束条件时, 应该明确容差, 如试飞高度容差 $\Delta = \pm 100\text{m}$ 等。

试飞工程师在制定试飞任务单时, 通过人机界面输入试验约束条件, 就能从数据库中提取对应的信息形成试飞任务单。这个任务单中包括所有约束条件相同的不同专业的试飞需求, 各专业试飞工程师从试飞任务单完成后的结果数据库中提取本专业的所需数据, 这就是综合试飞。

为了实现试飞综合管理, 通常采用综合试飞动作组元(ITB)的方法, 即将各种通用的试飞动作编成组元, 在任务单和试飞员飞行卡片上只形成 ITB 号, 试飞员按照 ITB 定义进行操纵。例如, 在包线扩展试飞中, 采用如下 ITB:

- (1) ITB1 1g 平飞, 试飞员三向脉冲操纵(俯仰、滚转和偏航), 含单脉冲或倍脉冲。
- (2) ITB2 1g 平飞, 试飞员三向脉冲操纵, 扫频操纵。
- (3) ITB3 1g 平飞, 试飞员三向脉冲操纵, 收敛转弯(WUT)到迎角限制值减 8° , 或 3g (对于 CAT-C 和模拟电传操纵为 2g)。
- (4) ITB4 1g 平飞, 试飞员三向脉冲操纵, 收敛转弯到迎角 15° 或 3g (模拟电传 2g), 扫频操纵。
- (5) IBT5 协调侧滑; 滚转 (30° , 60° 和 360°); 正反定值滚转 ($\pm 30^\circ$, $\pm 60^\circ$), 包

括保持俯仰角不变和保持过载值不变。值得注意的是,协调侧滑只在 $Ma < 0.7$ (对 CAT-A) 或校准空速 $V_c < 250\text{kn}$ (约 460km/h) (对 CAT-C) 下进行; 360° 滚转和正反定值滚转只在数字飞控模态和 CAT-A 状态下进行; 在数字飞控 CAT-C 状态和模拟飞控只进行 $\pm 30^\circ$ 正反定值滚转, 并不保持过载的动作。

(6) ITB6 持续转弯; 收敛转弯到迎角和过载限制; 俯冲拉起迎角和过载限制; 减速盘旋到迎角和过载限制。

很明显, 上述这组 ITB 是针对包线扩展中的飞行品质、飞控、颤振和气动伺服弹性试飞科目的。根据不同的试飞要求和不同的试飞过程变化, 这些试验块是可以增删的。

其他试飞专业也要编排各种标准的综合试验模块。同样对各种试飞约束条件也应编排和定义各种模块并分配代号, 例如, 发动机试飞中, 油门从慢车到最大, 从最大到加力, 再从加力回到最大或慢车等各种组合均可定义为一个 ITB; 航空武器发射针对载机相对目标机不同的态势, 或不同的操作顺序, 编制成各种 ITB, 这样便于建库和使用者储取。

上面简要介绍了试飞计划系统建立的基本原理。对于试飞管理来说, 还可以建立各种各样的统计和管理软件, 比如, 试飞报告系统、试飞任务单讲解系统 (Briefing System) 和讲评系统 (Debriefing System) 等。

应该说明的是, 试飞计划生成系统并没有解决所有问题, 综合试飞有时只是一种理想模式。实际试飞过程中, 情况千变万化, 必须临时机动处置。比如, 按某任务单可以将飞行品质、飞控、颤振/ASE 综合试飞。但颤振激励系统的故障, 无法使用, 此时可能就要改用人工激励等方法; 发动机性能和飞机性能试飞可以综合进行, 但发动机不是最终状态, 而是暂时代用, 因此只能在当前已有条件下进行一些有意义的项目试飞。航电试飞中, 可以将无线电通信和导航结合试飞, 但惯导系统出现故障, 为了不耽误总体速度, 通信和惯导可能要拆开安排试飞等。由于制定试飞计划生成系统需要很多人力物力, 加上执行过程变数太多, 特别是对那些技术基础薄弱, 机载产品成熟度较低的新机试飞, 综合试飞计划的可执行性较差, 故许多试飞项目中还是采用传统的方法, 即人工制定计划, 与信息统计和数据处理自动化相结合。经验表明, 只要试飞机构和试飞工程师有一定的经验, 传统的工作方法也是有效的, 有时能达到较高的精确度要求, 例如, 将实际试飞架次/飞行小时控制在计划架次/飞行小时的 10% 误差之内。还应该指出, 有了试验点阵、试飞架次和飞行小时要求还不够, 制定试飞计划时还应考虑如下因素:

- (1) 各架飞机首飞日期, 即各架试验机可投入试飞的架月数;
- (2) 各架试验机的技术状态, 可承担的试飞科目, 比如, 前一两架可能技术状态不到位, 机载设备不全或不是最终状态等;
- (3) 飞机排故和改进所需的时间, 加上改进后的验证架次;
- (4) 可用的试飞资源, 如武器投放和导弹发射应考虑武器数量和成本的制约;
- (5) 飞机定检所需的时间;
- (6) 试飞场地的气象、空域可用状况;
- (7) 飞机转场、表演、参加演习和待命等任务;
- (8) 节假日;
- (9) 政治因素, 比如, 上级指令的各种里程碑和“后墙不倒”时间节点等。

上述这些因素都是试飞计划制定时, 必须考虑的因素。经验表明, 影响试飞进度的关键

因素不完全取决于飞行安排本身,而更大程度地取决于飞机研制质量、维修性和排故速度,因此在新机研制过程中,每个环节对试飞安全、质量和进度都负有重要责任。

在试飞过程中,抓好出厂地面试验和试飞,加强试飞保障和备件供应,缩短定期检查时间,加快现场排故,充分利用现代信息网络科技有限公司实现远程试飞支持、远程维护和排故等是保证试飞安全和效率的有效措施。

4.4 试飞队伍的建立和培训

试飞的目的是为了尽早地验证飞机设计指标、作战效能和使用适应性,降低采购风险。为此,在整个试飞计划实施中应及时地了解信息,做出正确决策,采取有效措施,在这个过程中,试飞队伍的作用至关重要。试飞队伍应由试飞员、试飞工程师、试制工程师、设计师和使用方代表联合组成,试飞队伍是整个研制和试验过程中不可分割的力量。试飞队伍的活动应贯彻到型号计划项目的全寿命周期中(Cradle-to-Grave Support)。从早期项目论证到新机投入使用,试飞队伍都应参与。当然随着项目进展情况,试飞队伍的规模和人选是动态改变的,但核心成员应尽可能有其连续性,只有这样,采购项目才能健康、协调和无缝连接地进行下去。

试飞队伍的领导者必须是有经验的试飞工程师,试飞队伍的成员必须精心选择。考虑到试飞工作的工作强度和试飞周期,选择一些中青年试飞工程师是必要的。但是专业面必须考虑,比如,新机首次使用电传操纵系统,试飞队伍中应配备熟悉飞控专业的成员;新机首次采用复杂的航空电子系统,试飞队伍中应配备熟悉航电系统专业的成员;在进行颤振/ASE试飞过程中,结构工程师必须参加;新机采用新型发动机,试飞队伍中必须有熟悉发动机专业的成员等;新机首次采用新的通信系统,试飞队伍中应配备无线电和电磁兼容性方面的试飞工程师等。

试飞队伍中不仅包括试飞员和试飞工程师、设计师和制造工程师,同时还应包括项目管理、安全质量、计划财务等各方面的人员。所有成员必须分工明确,合作协调。

强调试飞队伍的领导者必须是有经验的试飞工程师,是因为试飞是一项科学性和工程实践性很强的专业,许多知识,尤其是现场突发事件的处置能力往往在书本上没有现存的描述,很大程度与领导者的基础知识和经验密切相关。试飞是一项追求客观真理的事业,职业要求试飞工作的领导者具有客观的立场和态度,他没有先入为主和自以为是的倾向,做出的试飞结论更具有客观性,更能代表使用者的立场。为了更好地组织和领导试飞工作,试飞工程师必须了解和熟悉试飞对象,型号工程一开始他就要跟踪、熟悉和参与飞机的设计和试验工作。不了解试飞对象,试飞工程师没有资格承担试飞任务。因为他不可能编制出合理的试飞大纲和试飞计划,他不了解真正的试飞风险点,也不可能正确地选择出试验点、试飞构型、试飞动作以及数据处理方法,尤其是不能正确地制定地面监控程序和监控重点,对试飞中的异常现象缺乏敏锐性和处置能力。他可能凭经验去正确处理大部分工程问题,但每个型号都有其特殊性,不了解这些特殊性,很可能它就是导致飞行事故的根源。任何人尤其是试飞工程师决不能掉以轻心。

试飞工程师了解和熟悉试飞对象的方法主要是阅读设计资料和参与地面试验,尤其是那些与试飞安全密切相关的设计资料和试验。比如,风洞吹风数据、仿真计算报告、地面试验

结果等, 飞控和飞行品质试飞工程师应参加飞行品质模拟器和“铁鸟台”试验, 发动机试飞工程师应参加相关地面试车台试验和高空台地面试验。航电和武器试飞工程师应参加综合航电仿真试验、雷达综合试验、电子战综合试验等, 各机械电气系统试飞工程师应参加相关的系统综合试验, 如燃油系统综合试验、液压系统综合试验、电源系统综合试验、弹射救生系统综合试验、环控系统综合试验等, 凡是参加地面监控的试飞工程师都应参加“铁鸟台”和飞行品质模拟器的培训, 包括各种备份模态和故障模态的模拟培训。

每个试飞工程师必须熟悉试飞方法, 掌握相关的试飞技术, 包括测试技术、驾驶技术、机务维护技术等, 世界上大多数国家的试飞工程师都经过了试飞员学校的专业培训, 参加一定数量的飞行试验培训。如果参加实际飞行试验的可能性很少, 至少应该经历一定的模拟飞行小时培训, 掌握基本的试飞驾驶技术, 体会飞机响应行为。凡是在地面监控室承担监控任务的试飞工程师都应进行岗位培训, 通过模拟飞行, 熟悉试飞中飞机可能的响应形态, 尤其是故障状态下的响应形态和应急处置措施。为了节约人力资源, 地面监控试飞工程师知识面要宽, 能够识别多种专业的试飞异常现象和应急处置的措施。

试飞队伍中必须有飞机和系统设计师, 他们对飞机和系统的技术状态最熟悉, 是试飞中出现飞机和系统故障分析的主力军, 他们对飞机和系统的技术状态负主要责任。当然作为飞机和系统设计队伍不可能全部都到试飞现场进行技术支持, 但是他们应该熟悉试飞计划和进程, 关键专业科目试飞时应有相应的专业骨干到场。设计师应该熟悉试飞技术, 包括测试和数据处理技术, 应该参与试飞数据处理和分析。每天参加试飞任务布置会和试飞结果分析会, 尤其要了解试飞中出现的故障和问题。设计师应参加试飞现场监控, 协助分析和处理试飞过程中出现的异常现象。

试飞队伍中还应包括飞机制造工程师, 他们的主要任务是保障飞机状态良好, 解决试飞中发现的飞机和系统中出现的故障, 对飞机和系统进行质量和寿命管理, 他们也要熟悉试飞计划, 参加试飞现场各种会议, 分析和解决试飞中发现的各种问题。

试飞员是试飞队伍中极其重要的组成部分, 他们对保障试飞安全、提高试飞效率起着至关重要的作用, 他们应该具有深厚的理论基础、娴熟的试飞技术、熟悉试飞对象、很强的表述能力等。对他们的要求在本书第3章中已有专门的叙述。这里应该强调的是, 试飞员是整个试飞队伍的关键, 试飞现场许多工作都是围绕试飞员进行的。但是试飞员本身是一个群体, 他们分别来自工厂试飞员队伍、试飞机构试飞员队伍和使用方试飞员队伍, 由于试飞方法选取和试飞结论形成过程十分复杂, 必须有一个权威的试飞员做出最后的决策, 这就是首席试飞员。因此首席试飞员的人选十分重要, 他必须有更丰富的试飞经验和更好的组织能力。通常他试飞过的机种和试飞小时较多, 在同行中有较高的威信。

试飞队伍中还有一支非常重要的队伍, 即飞机机务保障队伍, 他们的工作是保证试飞安全和飞机出勤率的基础。除了保障飞行外, 他们还要对飞机维修技术进行研究, 对飞机可靠性、维修性、测试性、保障性、安全性和生存性进行评估和鉴定。和试飞员一样, 他们对一架飞机的这六性应给出书面评述意见和正式鉴定报告。他们必须熟悉试飞对象和熟悉试飞方法, 他们应该在飞机总装期间就参与工作, 了解飞机构造和系统原理, 了解试飞设施的安装和特性, 他们对航空工程应有相当的理论基础。

试飞队伍成员中有来自使用方的人员, 他们中有两种类型: 一部分是直接参加试飞技术业务工作, 如参试飞行员和地勤人员; 另一部分是来自使用方的管理层, 作为采购方的代表

现场跟踪和监督试飞任务的实施,协助现场管理,协调和支持试飞现场工作,保证试飞现场工作顺利开展。

试飞现场管理队伍中,有任务计划管理人员、财务管理、行政管理人员,以及质量安全管理。

在试飞现场工作中,千头万绪,几十个单位,几百名成员。被试飞机又处在尚未成熟的阶段,牵涉到几万个零部件,几十万甚至上百万条软件语句,整个试飞过程中出现的故障数以千计。在这种情况下除试飞工作的领导班子头脑应该清醒外,一支专司质量和安全管理队伍是十分必要的。他们的任务就是从质量和安全的观点出发,制定安全规则,跟踪和监督规则的执行。保证现场工作按章办事,保证机上所有软硬件更改质量受控,保证试飞测试和计量校准及时、准确、有效。

试飞队伍的人员素质要求以及严密组织和合理分工,是型号试飞工程顺利开展的组织保证。

4.5 试飞设施建设

试飞设施是保障试飞技术先进性、试飞安全和效率的物资基础。试飞设施甚至是整个航空工业和航空航天技术发展的物资基础。美、欧、俄等航空航天技术实力强大,很大程度取决于它们有强大的试飞基础设施。

试飞设施分为两部分:一部分为通用试飞设施,即所有型号和科研试飞都必须具有的基础条件;另一部分是专用的试飞设施,即针对某一试飞型号或项目专门需要配置的基础设施。试飞设施既包括地面试验设施,也包括试验机和通勤飞机。

应该说明的是,由于试飞设施建设投资巨大,因此世界各国的国家试飞中心的试飞设施都是国家资源,为所有型号研制和研究机构所共用,不搞重复建设。作为国家试飞中心,作为重大型号飞机试飞的主体承担机构,起码应具备如下试飞设施。

4.5.1 试验机和通勤飞机

这里面试验机主要是指通用的空中试验平台,包括以下几项内容。

(1) 发动机空中试车台:主要用于各种新型发动机领前试飞,或型号试飞中发动机出现重大故障后的排故试飞,以及发动机技术科研试飞。

(2) 航空电子空中综合实验室:主要用于各新型机载设备的领前验证试飞和全机航电系统综合试验,对于民用飞机,还要进行各种机载设备的适航取证试飞。

(3) 雷达试验机:主要用于新型雷达的领前验证和鉴定试飞;之所以需要单独雷达试飞是因为雷达试飞内容特别复杂,试飞周期特别长。

(4) 空中飞行模拟试验机:主要用于新型控制技术和飞行品质研究,新机控制律模拟和试飞员培训。

(5) 弹射救生系统试验机:主要用于新型弹射救生系统空中弹射试验,特别是机动飞行状态下的弹射试验。

(6) 目标特性测量试验机:主要用于目标的电磁散射特性和红外辐射特性的试飞测量。

(7) 空中测试飞机:主要用于远离试飞场地飞行的试飞测量和监控,包括巡航导弹飞

行测量和监控以及中继测量。

(8) 喷水结冰试验机：主要用于空中给被试飞机和发动机喷水或喷雾试验，以测试被试飞机和发动机的结冰和防冰性能。

(9) 空中加油机：主要用于给被试飞机空中加油，一方面考核新机加/受油功能，另一方面给所有具有受油功能的被试飞机进行空中加油，延长被试飞机留空时间，提高试飞效率和节省试飞架次。

(10) 失重或微重试验机：这种飞机主要为航天技术和国民经济发展服务，包括失重或微重状态下的科学试验以及航天员培训等。

除上述各类通用空中试验平台外，作为国家级试飞中心还应该配备各种用途的通用飞机，主要包括：

(1) 空中伴飞摄影飞机：主要用于新机或技术验证机伴飞和空中摄影。

(2) 目标机：这种飞机主要用于空中编队，航空电子和武器火控系统试飞的配试飞机，同时作为试飞员和试飞员学校日常训练飞机。

(3) 救护直升机：主要用于紧急情况下的侦察和抢救任务，飞机上应配备相应的侦探、通信和救护设施。

(4) 交通机：主要用于各试飞场地之间的紧急交通运输和领导考察等。

4.5.2 大型通用地面试验设备

(1) 跑道：作为试飞中心至少应有两条以上的跑道，跑道长应大于 3000m，宽度大于 60m，跑道端头应留有 400m 以上的备用道，安装拦阻索。

(2) 场地：现代飞机试飞复杂，因此试飞中心至少应有两个以上的试飞场地，包括武器投放场、无人机试验场、中低空超声速走廊等。场地之间应便于开展数据链和体系作战飞行试验。试飞中心应具有足够的试飞空域。

(3) 通信和导航：试飞场地应有足够的通信导航设备，包括进近（Approach）导航设备，如微波着陆、塔康导航等设备。

(4) 外部参数测量设施：这些测量设施应包括光学经纬仪、测量雷达、卫星和数据链等，以精确测量飞机和其他飞行器的运动轨迹和其他外部参数。

(5) 发动机地面试车台：主要用于发动机地面净推力测量和测试设备外场校准，试飞现场的发动机排故等。

(6) 仿真实验室：主要用于各专业试飞的地面试飞任务单和试飞计划准备、试飞结果扩展和补充、试飞员培训等，实现虚拟试飞。通过飞行试验进行地面仿真模型的校核。仿真实验室应包括人在回路中的模拟和硬件（飞机或系统）在回路中的模拟试验。

(7) 载荷标定实验室：主要用于载荷和强度测试系统标定和校准，以及载荷计算模型的校核等。

(8) 航空电子实验室：主要用于航电系统及其设备的试飞准备试验和试飞中出现故障的现场排故。同时在现代体系作战试飞中，该实验室仿真生成目标信号和/或干扰信号，实现虚实结合的体系作战试飞环境。

(9) 地面实时监控站：主要用于试飞过程的地面监控，确保试飞安全，同时作为机载采集设备的备份记录设施，确保特殊情况下试飞数据不丢失。

4.5.3 专用试飞设施

(1) 机载数据采集和记录系统：主要包括传感器、采集器和记录系统，同时包括遥测发射系统。试飞测试包括数据、视频、射频等信号的采集记录和遥测发射。

(2) 颤振激励和试验信号生成系统：主要用于颤振/ASE 试飞激励，同时产生飞控和飞行品质试飞所需特殊信号，包括在试飞员显示屏上人工生成目标运动图形和轨迹等。

(3) 反尾旋伞系统：主要用于大迎角试飞，一旦人工无法将飞机从不可控状态改出，例如，过失速旋转状态，用该设备作为最后一种改出措施，保证试飞安全。

(4) 动力装置试飞的特殊试验设施：主要包括各种专用的动、静压和温度测量探头，或某些试飞项目的逼喘、吞烟等模拟装置，或应急动力装置的负载模拟设施等。

当然上述这些设施不是针对某一项型号工程或科研项目投资建设的，对任何一项型号工程或科研项目来说，这些设施都能用上。因此作为一个国家级试飞中心，这些设施建设不但是必需的，而且是起码的。

4.6 本章小结

(1) 每一个重大型号或重大科研试飞项目都应制定试飞总体方案，它是型号或项目试飞的顶层设计文件，是指导和安排整个试飞工作的基本依据。试飞总体方案应该包括试飞目的、试飞对象、试飞依据、试飞工作内容、试飞方法、承试飞机任务分配、试飞计划、地面试验、试飞保障和试飞组织管理等方面的内容。

(2) 每个试飞阶段都要制定试飞大纲，包括首飞、调整试飞、定型试飞和使用试飞，都要制定相应的试飞大纲。其中设计定型试飞大纲是最主要的试飞大纲，它是设计定型试飞的法定依据。制定该大纲的依据是采购当局的研制总要求，对民用飞机是适航当局指定的适航条例。研制部门的设计验证要求也是大纲编制输入文件，因为设计定型试飞是一个边调整和边鉴定的试飞过程，是飞机研制的重要阶段。试飞大纲经研制方、鉴定方和使用方多轮讨论确定，一旦被主管当局认可和批准，整个试飞工作必须遵照执行。如有偏离必须履行报批手续。

(3) 飞行试验是一个极其复杂的系统工程。就试飞计划来说，飞行状态、飞机构型、系统模态、各专业试飞要求、环境条件、试飞测试等各种因素的排列组合构成了一个庞大的试飞矩阵，就现代战斗机而言，试飞矩阵点数达 20000 ~ 40000 个试验点，试飞小时达 2000 ~ 4000 飞行小时。为了试飞安排的科学化，应该按试飞要求约束条件建立试飞计划数据库，将那些约束条件相同或相近的试飞内容安排在同一个试飞任务单中，各个试飞专业从试飞结果中抽取各自需要的数据，最大限度地实现综合试飞。

为便于建库和任务单的生成，提倡应用综合试验组元 (ITB) 的方法，尽可能将各专业的试飞动作和机动标准化。

由于试飞过程和工作背景千变万化，试飞计划在执行过程中的动态调整和人为干预是不可避免的。

(4) 试飞队伍的组建、分工、管理和培训是保证试飞顺利进行的基础。试飞队伍应该包括研制、试飞和使用各方的成员，试飞队伍的领导应由有经验的试飞工程师担任，以保证

试飞工程的可执行性和试飞结果的客观性。试飞工程师应负责试飞技术、试飞的组织和执行；设计师应负责飞机技术状态的控制和试飞技术支持；研制工程师应负责飞机状态保障和故障排除；安全质量部门应独立制定安全规范并监督安全规划的落实。所有试飞队伍成员都要进行工程培训和岗位培训。

(5) 为了保障试飞安全和效率，除了人的因素之外，试飞设施建设是物质基础。这些设施包括空中和地面设施。空中设施包括各种试验平台和保障飞机，地面设施包括各专业实验室，外场试验设备，机务保障设备和场务保障设备。这些设施虽然是昂贵的，但是必需的，它是保证试飞事业，乃至整个航空航天事业发展的基础，决不仅是影响某单个型号或项目的研制进程。

第5章 首飞、飞机性能和发动机试飞

5.1 概述

飞机试飞内容纷繁复杂,但总体上讲可大致分为飞机平台特性试飞和飞机系统特性试飞。当然这两部分是密不可分的,平台是系统的载体,没有平台,系统无法生存;反之如果没有系统,平台也就失去存在的价值,本身也无法运转。可以说,飞机是包括各系统在内的一个综合系统。为了叙述和安排工作方便,往往将飞机平台特性试飞和系统特性试飞分开。事实上,一个重大型号的试飞大纲也往往以这两部分为主线:分配试验机承担的试飞任务;安排试飞计划。

应该说明的是,现代飞机试飞发展的趋势是航空电子及其他子系统试飞规模、周期以及试飞成本在整个试飞安排中分量越来越重,但任何时候,飞机平台试飞总是首先的,至关重要的,因为它直接关系到飞行安全,它是所有其他试飞成功的前提。

从工程意义上讲,飞机平台特性试飞要求飞机本身不一定是系统的全技术状态,也就是有些系统可以缺装,如电子战系统等;有些系统可以换装,代用电源、氧气、座舱部分的显控设施等。但是为了保证飞机平台特性试飞的安全性和有效性,试飞平台特性的飞机应满足如下基本条件:

- (1) 飞机气动布局冻结;
- (2) 发动机状态确定;
- (3) 飞行控制系统及其控制律确定;
- (4) 基本航空电子系统(或核心航空电子系统)可用;
- (5) 保障飞行的各机械电气系统有效,以支持飞机平台试飞。

所谓基本航空电子系统(或核心航空电子系统)主要是指通信、导航和基本显示控制系统,包括与人机界面相关的各种座舱设备。

承担飞机平台特性试飞的试验机通常是最初研制出来的头两架或头三架原型机,视型号大小而定,原则上不应小于两架。如果由于某些原因,某些产品研制进度跟不上,如新发动机跟不上首飞进度而采用其他发动机代用,或者在试飞过程中发现某些问题,需要设计更改,为了不耽误总体进度而采用代用方案而继续试飞,那么待飞机最终方案落实到飞机技术状态中之后,相关方面的内容必须进行补飞,至少要抽样检飞,以证明已试飞过的数据和结果是有效的。当然这种局面需要认真分析,全部重飞可能代价太大,补飞不够又不放心。为了避免这种局面发生,工程管理者 and 试飞工程师在试飞规划中要仔细斟酌。

飞机平台特性试飞主要包括如下内容:

- (1) 首飞;
- (2) 飞行性能试飞;
- (3) 飞控和飞行品质试飞;

- (4) 大迎角试飞;
- (5) 结构完整性试飞;
- (6) 动力装置试飞。

本书不打算详细描述所有的平台试飞内容,只是将那些作者认为需要强调的部分作相关叙述。同样为叙述方便,将首飞、飞机性能和发动机编写一章,飞控和飞行品质编为一章,结构完整性编写为一章,航空电子和武器火控系统编为一章。

首飞不完全是考验飞机平台性能,只要飞机开始滑行和离地,最基本的系统功能就得到初步考核,当然这也是重要内容,但这里只涉及到保障基本飞行的那些系统功能,因此主要考核的还是飞机平台。在首飞中人们最关心的除了操稳特性就是起飞着陆性能,后者属于飞机性能试飞。又由于飞机性能离不开发动机性能,许多性能,如起飞着陆、飞行包线、爬升率、加减速等都是飞机气动力和发动机推力综合作用的结果,因此从试飞观点将发动机性能与飞机性能试飞结合起来也许更科学合理。这就是本章将首飞、性能试飞和发动机试飞合为一章的理由。

5.2 首飞

首飞在型号或大型演示验证项目试飞中具有非常重大的意义,包括技术上和政治上的两重含义。一型现代新机是许多新技术的综合,从纸面上和地面实验室走向实际空中飞行试验,要经受巨大的技术考验,首先是保证飞行安全的考验;同时一架新机或验证机,投资巨大,进度要求往往非常急,各方面都非常关注,往往要求首飞要保证时间节点。这些给从事飞行试验的试飞员和技术专家带来巨大的压力。作为飞行试验的实施者,他们对首飞的成功负有直接责任,因此不论环境如何变化,各方面的压力多大,首飞是否如期进行必须确保以下两条原则:

- (1) 对首飞安全具有充分的信心;
- (2) 首飞能达到明确的目标。

总体说来,首飞阶段应包括试飞准备、滑行和首飞。

5.2.1 试飞准备

广义地说,所有前期设计、制造和试验都在为首飞进行准备。这里叙述的“试飞准备”是指新机推出总装车间后所进行的与首飞直接相关的技术工作。试飞准备应包括如下内容:测试改装、地面试验、试飞队伍培训、试飞文件准备、执行试飞质量安全程序、取得升空飞行许可。

试飞测试改装是必需的,早期飞机试飞由于飞机功能和结构相对简单,风险较小,飞机不装测试设备,凭借试飞员的观察和感觉以及飞行前后的机务检查也许尚能进行首飞,但是现代飞机试飞不加装测试设备是不允许首飞的。就连莱特兄弟的第一架飞机试飞,当时虽然没有机载测试系统,他们还在地面安装了电影摄影机,借此也获取了不少的试飞信息。例如,飞机不稳定振荡的倍增时(又称倍幅时间)为0.6,就是来自电影胶卷记录的判断。飞机滑行开始之前,机上的数据采集、记录和遥测设备应安装到位。由于进度和条件限制,测试设备改装可以不要求一次到位,但安装的测试设备至少应该保证下述参数可测、可记录和

可遥测发射：飞行参数（高度、速度、迎角、三向过载、三向姿态角和角速率等），飞机状态（构型、起落架收/放、进气道/发动机状态、振动和温度、重量和重心等），系统状态（飞控总线数据、航电总线数据、燃油参数、电源参数、液压参数、环控参数和弹射救生参数等），试飞员操纵参数（俯仰操纵、滚转操纵、航向操纵、油门操纵、航电状态、测试系统操纵以及其他各种开关操纵等），通信语音记录等，如有条件，最好平显显示应有视频记录和遥测传输。

除了机载测试系统外，新机首飞还必须有地面实时监控系統。该系统通过遥测下传数据组成一系列的监控画面，这些监控画面的主要目的是监控飞行和飞机状态、系统工作状态和试飞员操纵的正确性，以保障试飞安全。这些画面至少应包括如下内容：主监控画面，供飞行监控主指挥员使用。主监控画面的主要监控内容为飞行状态和试飞员操纵，包括：飞行高度、速度、姿态、迎角、过载、方位、总油量以及驾驶杆、脚蹬和油门杆位置等；主监控画面也可以是机上平显画面直接传输到地面监控站；飞控画面，供飞控专业人员使用，主要监控飞控操纵模态、系统状态、舵面运动显示；动力和燃油画面，供飞机动力和燃油专业人员使用，主要监控发动机和燃油系统状态和参数；航电画面，供航电和相关专业人员使用，主要监控飞机状态、显控、故障告警和其他重要系统参数。

地面监控站应配备笔录仪，以便对重要参数时间历程的连续监控和反复查对。即使在当代计算机显示非常方便的情况下，纸带笔录仪仍然有其不可替代的优点：方便、直观、重复性好等。

应该指出，地面实时监控和指挥除技术上的需要外，一个团队的试飞支持对承担巨大压力的首飞试飞员也是一种心理支持，他会觉得不是他一个人在执行首飞而是一个团队在执行首飞。

首飞前要完成必需的地面试验。包括试飞测试系统联试、飞控系统机上地面试验、航电系统地面试验、地面振动试验（GVT）、结构模态耦合试验（CT）、电磁兼容性试验和起落架收放试验等。

测试系统联试主要包括测试系统本身校准试验，如动、静压校准，迎角校准，舵面校准和过载校准等；测试系统与飞机系统联试，包括与发动机、飞控、航电、液压、电源、燃油、环控等系统联试；机载测试系统与地面监控系统联试，首先要进行机上和地面系统的端对端检查和校准，包括各种参数的类型和量值，检查地面监控和记录参数的正确性，特别是飞控和航电系统总线连接的正确性，因为这些总线包含大量的飞机和系统信息。在完成这些基本试验后，通过飞机本身其他地面试验，检查飞机上系统功能和性能，与地面监控的画面显示的正确性和有效性。所有的飞机地面试验都要尽可能接通和运行试飞测试系统，或者是机载系统，或者机载和地面监控站联合测试系统。通过测试系统地面试验，确保测试系统数据采集、记录、发射的正确性，测试系统与飞机系统的相容性、机载与地面监控系统协调性和有效性。

飞机首飞前要进行地面振动试验（GVT），其目的是确定飞机在地面条件下，即飞行高度（场高）和飞行速度为零的情况下，飞机结构的振动特性，用以修正飞机颤振计算模型，给出较准确的颤振预测模态数据。一般情况下，全机振动试验应包括机翼、机身、垂尾和各个操纵面以及纵向、横向和航向的各种结构模态均应激励，根据需要全机激励可能包括多种构型状态，一般说来，全机振动激励点为40~80，取决于飞机构型，频率范围为2~100Hz。

全机振动试验中构型、激振力、激振频率以及激振点的位置分布均应根据飞机设计中颤振计算结果来选定。在现代飞机试验中往往采用有限元模型计算和 GVT 试验相结合的方法,即按照有限元模型计算选择激励方案,根据一定数量 GVT 试验结果来修正有限元模型,再用修改后的模型去计算更大范围的振动模态特性,扩展 GVT 试验的结果。一般说来,GVT 试验中应收起落架,用充气囊支持飞机机体进行试验,充气压力大小应根据设计计算中模态最低频率而定,如机身一弯模态频率为所有颤振模态频率中最低,充气囊的充气压力应保证全机支持振动频率为这个频率的 $1/3 \sim 1/10$ 。在某些情况下,对于一些局部结构的特定振动特性,如果预测其模态频率较高,如大于 10Hz,也可采用不收起落架的方式进行 GVT 试验,将起落架轮胎充气压力减少,保证全机振动频率在被试系统频率的 $1/3 \sim 1/10$ 。在进行 GVT 试验时,飞机系统不通电、不通压,座舱盖锁定,飞控系统舵机应锁定或用工艺件替代,但不能改变舵机对舵面的支撑刚度。

在进行 GVT 试验过程中,应首先检查试飞测试用的各个振动传感器及相应的数据采集记录的正确性,包括频宽选择是否合理。

电传飞控系统是现代飞机的重要标志。飞控系统的高增益、高阶性、非线性和时间延迟对飞机系统和飞行特性影响显著,并直接关系到飞行安全和飞行品质。首飞之前的飞控系统地面试验,是首飞准备工作中的重中之重。机上飞控系统地面试验包括飞控系统功能检查、飞控系统人机闭环试验、飞控和结构模态耦合试验(工程上习惯称“CT”)。飞控系统检查实质上是将实验室的“铁鸟台”试验在飞机上进行重复试验,只是没有在“铁鸟台”上进行那么多的调整和选配方案。在飞机上的试验只是检查飞机首飞前所确定的飞控状态,试验内容包括系统布局正确性、飞控系统在飞机上工作稳定性、各种控制模态的转换逻辑正确性及转换瞬态指标符合性、飞控系统与飞机其他系统(如电源、液压、航电和试飞测试等系统)交联的正确性。

飞控系统机上地面人机闭环试验是飞机进入试飞阶段最后的飞行品质把关检查。其实质就是利用真实在机上飞控系统和飞机运动数学模型,通过相应的飞行显示让试飞员进行地面模拟飞行,检查人机闭环飞行品质,并让试飞员熟悉飞行剖面 and 飞行操纵。通常有两种方法,一种是将飞机飞控系统与外场专用试验设备交联,在飞机座舱前安装飞行图像和参数显示屏,称之为人在机上地面闭环操纵试验。试验中,飞控系统工作,试飞员操纵驾驶杆和脚踏以及油门位置,操纵信号传到外场专用试验设备上。外场专用试验设备解算飞机运动方程,并将飞控所需的各种反馈参数(如迎角、过载、姿态和姿态变化率、高度、速度等)传送到机上飞控系统,以及飞行图像和参数显示屏上,形成人机闭环试验回路。试飞员可对首飞飞行剖面、动作进行操纵和试验,对飞机飞行品质进行评价,对首飞大纲计划合理性进行评定。

飞控系统另一种机上地面人机闭环试验方法称为飞机在环地面模拟试验,其原理与上一种方法完全一样,只是飞行模拟设备配置有所不同。它是利用实验室飞行模拟器,将模拟器上试飞员操纵信号送到机上的飞行计算机中;飞控计算机发出操纵指令,驱动飞机舵面运动;该舵面指令作为地面模拟器仿真模型输入。飞行模拟器解算的飞机运动参数再反馈到机上飞控系统,试飞员坐在飞行模拟器上进行人机闭环飞行试验。

人在机上地面闭环试验的优点是飞机真实人感系统参与了闭环试验,但飞行显示简陋一些;飞机在环飞行模拟试验的优点是飞行显示可以完善一些,但人感系统并不是即将飞行的

机上真实系统。两种试验都是人在回路中的模拟试验,也是硬件在回路中的模拟试验,在回路中的硬件多少,视当时试验条件而定。

通过试验确认飞控系统工作正常后,要进行模态耦合试验(CT),即使选择的飞行包线很小也要进行这种试验,因为某些低频结构模态可能与飞控模态频率相接近,造成模态耦合。

这种试验通过两种方式进行,一是在飞控系统检查试验时,用力撞击驾驶杆或脚蹬,检查是否会因为舵面急速运动引起飞机结构振动而造成模态耦合;另一种是与GVT试验一样施加激励,引起结构振动,检查这种结构振动是否会与飞控系统耦合。与GVT不一样的是,这里的飞控系统应按飞行状态要求构成闭环系统工作,不一定要用充气垫支撑飞机,仅将起落架轮胎充气压力降低即可。试验中激励点不需要那么多,主要是飞控传感器,特别是姿态速率陀螺传感器和加速度计安装的敏感区要激励,检查这些传感器安装处振动是否会耦合到飞控系统;还有各操纵面激励,检查舵面振动是否会耦合到飞控系统中去。

CT要考虑不同的构型选择,而且外挂引起的结构耦合往往更敏感。这种带外挂构型的CT虽不是首飞所必需的,但从工作计划安排上一次完成CT有助于后续连续试飞。

首飞前最后一项地面试验应该是电磁兼容性试验,这是一项非常重要的试验。参与这项试验的系统应齐全,包括飞控系统、航空电子系统、电源、环控以及试飞测试系统等,而且还要检查发动机开车状态下的电磁兼容性。进行这项试验的方法有两种,一种是定性的,另一种是定量的。前者不需要专门测试系统,各种系统在各种使用状态下试验运行即可,通过机载试飞测试系统和目视座舱显示即可判断,易于实施;另一种是定量测量,按电磁兼容性标准,对特定的系统(如航电、飞控),特定部件(雷达、平显、舵机等)和特定部位(如雷达舱、计算机舱、武器引信舱、敏感传感器舱等)进行定量测量,包括辐射干扰和传导干扰以及灵敏度测试,这种试验需要专门的外场测试设施,有时对周围电磁环境有屏蔽要求。一般说来,这两种试验均需进行。

新机首飞前的准备工作还应包括试飞队伍的培训,包括理论培训和实践培训。试飞队伍中试飞员、试飞工程师和机务维修人员培训要求是不同的。这里应该特别强调的是试飞队伍,主要包括试飞员和试飞工程师在地面模拟器上的培训,即在飞行模拟器上设置首飞剖面和飞行状态,试飞员在模拟器上飞行,试飞指挥员、试飞工程师和设计师在模拟的监控室内进行监控和指挥,所有工作安排和程序均按首飞同等对待,包括正常飞行和各种预想的特殊情况下的应急处置,目的是在技术上、心理上和岗位协调上为首飞做好准备。如有可能,将模拟结果信息通过网络传到飞行监控室驱动各个监控画面,对地面监控人员进行岗位培训将会收到更好的效果。

通过这种实际演练和监控,参与地面监控的人员在熟悉飞机响应的基础上,制定出详细的飞行监控判据,即GO和NO-GO判据,完善各系统的应急处置预案。

5.2.2 地面滑行

地面滑行分为低速、中速和高速滑行。对于现代战斗机而言,一般低速滑行速度为30~80km/h,中速滑行速度为100~180km/h,高速滑行速度为200~240km/h。飞机跑道滑行的主要目的有:检查在滑行振动条件下的飞机结构牢固性;检查飞机各系统工作是否正常;检查飞机的刹车效率是否满足要求,包括发动机最大状态下的停机刹车能力,应急刹车能力;

检查飞机滑行运动特性,包括转弯能力、精确保持直线滑行能力和曲线滑行修正能力;在高速滑行时检查飞机的抬前轮操纵能力,包括在这种情况下飞机保持平衡能力。

应该通过地面滑行,检查飞机保持直线滑行能力和转弯动态特性,此时应在跑道上目视选择标志点进行。其中包括在跑道上进行正弦运动轨迹滑行(低、中速滑行条件下),滑行结束后试飞员应按照库珀-哈珀评定标准,给出滑行操纵品质评定等级。高速滑行时也应给出飞机姿态和航迹控制的操纵品质评定等级。

在条件许可的情况下,应针对不同跑道特性进行滑行检查,包括不同跑道粗糙度和干湿程度情况下的滑行检查。在飞控系统或气动伺服弹性(ASE)稳定裕度临界的情况下,应该补充跑道粗糙度滑行试验。

在滑行过程中应始终保持地面监控站的监控,其中刹车压力监控和飞机结构振动的监控尤为重要,许多新机在这个过程中都不同程度地暴露出这些问题。

通过滑行还可检查地面飞行仿真数学模型的正确性。一般说来,飞机在地面滑行的数学模型精确性较差,利用已取得的滑行数据修改地面滑行数学模型,对于保证后续试飞中的飞行模拟支持有着重要意义。通过滑行数据可以初步检查测量和显示参数,如迎角,姿态角,角速度,动、静压等参数的正确性。

应该特别指出的是,高速滑行的风险度是很高的。试飞员、指挥员和所有飞行保障人员都应把高速滑行当作飞机首飞来准备,因为飞机在高速滑行中可能提前离地,此时如果通过收油门和刹车中断滑行可能会因为跑道长度不够而造成严重事故,也可能由于高速滑行时飞机飞行品质不好,飞机出现人机组合不安定,在这种情况下可能将飞机加速升空要比强行地面减速刹车更为安全。1994年,美国YF-16在高速滑行时就是由于产生横向驾驶员诱发振荡(PIO),试飞员急中生智,推油门带杆,飞机离地飞行,意外地实现了首飞。为了保证地面滑行不冲出跑道,首先要在跑道上设置标志点,以便让试飞员目视飞机相对跑道的位置,使其做到心中有数。此外,在地面遥测监控站对跑道长度和滑行速度进行实时监控是非常必要的。应该利用GPS或其他方法实时测取飞机在跑道上滑行的速度和位置,并按照跑道剩余长度和飞机减速和刹车效能设置告警提示线。图5-1为一例高速滑行的中断判据。

图中横坐标为从起跑点到跑道端头的跑道长度, O 点为滑行起跑点,纵坐标为滑行速度,按最大滑行速度计算。

如果跑道长度许可,高速滑行时,除了检查飞机抬前轮特性外,还应要求飞机在两点滑行状态保持3~5s,以便评定俯仰姿态保持能力和操纵品质特性。通过这种试验,除试飞员主观评述外,俯仰速率响应曲线可以判断操纵品质是否满足要求。一般说来,修正频率0.8~1Hz之内,俯仰速率变化幅度在 $\pm 2(^{\circ})/s$ 范围内是适宜的。

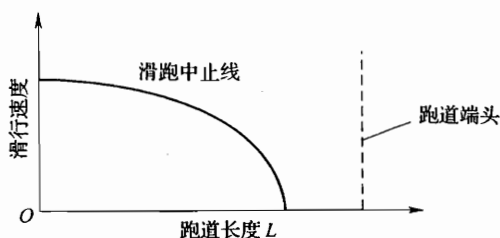


图 5-1 高速滑行中断判据

高速滑行中,抬前轮速度如果偏离预测速度较大,即大于或小于预测速度较多,如 $\pm 20\text{km/h}$,应根据跑道长度状况,查明原因,调整控制律参数或飞机重心,确保飞机首飞的起飞安全。

5.2.3 首飞

首飞是在心理和技术上压力极大的情况下进行的。为了保证首飞成功,质量安全监控部门必须召开首飞评审会。在这个会上,主要审查如下内容:

- (1) 首飞大纲和任务单是否合理;
- (2) 飞机状态是否具备飞行条件;
- (3) 伴飞飞机状态及任务单;
- (4) 测试设备是否满足首飞要求;
- (5) 试飞员和指挥员技术和心理素质以及健康状况是否合格;
- (6) 地面监控条件、人员和管理规则是否落实;
- (7) 机务和飞行保障条件是否合格;
- (8) 试飞文件是否齐全、正确。

这里要特别强调的是,首飞试飞员的自信心,这种自信心来源于他对飞机的信心、对同事的信心和对自己的信心。试飞员完全不应受外力的推动而勉强去执行首飞。还应该特别强调的是,首飞飞机技术状态必须良好,对于选定的飞机构型,原则上已经发现的故障都应该排除。有些故障表面上与首飞状态无关,其实该故障机理没弄清楚,试飞中可能发生关联故障或问题。关于首飞文件,除上述提供评审会的评审报告外,还应包括如下文件:

- (1) 飞行限制条件(如飞机速度、高度、迎角、过载、重量和重心、构型、系统模态、结构、振动量级、各子系统限制指标、气象条件、环境条件等);
- (2) 飞行风险性分析;
- (3) 应急处置文件(EPD);
- (4) 试飞员评定卡等。

根据新机新技术含量、系统复杂程度、飞机研制的技术基础和成熟度、试飞机构和参试人员的经验,以及首飞场地的地域、空域环境和气象条件,首飞飞机状态、飞行剖面、飞机构型、试飞动作的选择有所不同,但新机首飞的共同原则是:

- (1) 首飞构型尽可能简单,一般采用干净或基本构型。无论何种构型,它一定是地面模拟器和其他地面试验最充分的一种构型,切不可临时更换成准备不充分的构型及其对应的控制律。起落架不收,如果要收也要等到空中飞行一段时间,表明所有系统工作正常后再收。
- (2) 首飞时发动机不开加力,把飞机高风险和发动机高风险尽可能剥离;如果在首飞中要检查发动机性能,一般放在其他检查项目之后,并适当提高试飞高度。
- (3) 首飞空域要选择,通常是空中交通不拥挤,地面人烟稀少,空地通信无障碍,地面和空中电磁环境干净,离试飞场地跑道不远的空域进行;如有必要,要考虑备降机场。一旦确定备降机场,该机场的条件要有定义,并加以落实。
- (4) 首飞试飞科目执行高度要合适,既不能太高,也不能太低。太高,飞机性能较差,一旦情况紧急返回场地费时;太低,一旦有问题,故障辨识和处理来不及。尤其是发动机故

障,需要无动力进场着陆时,必须有一定的高度余量来调整飞机下滑航线。一般对高机动飞机而言,首飞高度应在场高3~5km之间为宜。对于新发动机首飞,特别是单发飞机,试飞高度选择更应该宁高勿低,必要时首飞中的飞行活动区域应安排在空滑迫降航线附近。除了起飞和进场着陆之外,尽可能不在低高度执行试飞科目。从技术上说,现代飞机也没有必要在首飞中进行低高度通场,不需要让地面人员靠目视去判断飞机状态。

(5) 首飞应达到的技术目标是:检查在首飞状态下,飞机结构和飞机系统工作是否正常;飞机飞行品质是否满足要求;飞机是否存在气动伺服弹性不稳定和其他不正常振动。根据这个目标,首飞安排的试飞科目应包括:平飞巡航、缓慢推拉油门(小速度迎角最大为 $15^{\circ}\sim 18^{\circ}$)、三向脉冲操纵(单脉冲或倍脉冲,幅值从 $1/4\sim 1/2$ 操纵行程)、小范围滚转(滚转角 $30^{\circ}\sim 60^{\circ}$)、从一侧到另一侧定值滚转 BTB(左 $30^{\circ}\sim$ 右 30° ,适当保持俯仰姿态,不要求保持过载),小范围协调侧滑(侧滑角不大于 8°)。

通过这些动作试飞,一方面初步检查飞机的飞行品质和气动伺服弹性,确保飞机的可飞性;另一方面,技术人员可以得到相关数据,以便辨识飞机达到的定量指标,检验地面仿真模型的正确性和可信度。

(6) 试飞动作完成后,在返场着陆之前应进行模拟进场着陆飞行,即在适当的高度,如场高3000m,对准跑道方向、减速下滑,模拟进行着陆和复飞,一方面检查着陆特性,另一方面熟悉着陆操纵。

(7) 首飞着陆速度应在规定的范围内适度偏大,着陆点适中,以便于特殊情况下的复飞处理,也有利于侧风条件下的安全着陆。

(8) 根据国内外的飞机首飞经验,应该有伴飞飞机,伴飞飞机作用是:

- 新机大气数据未经试飞校准,伴飞飞机可作为高度速度参照物;
- 伴飞飞机试飞员可以实施地面不能代替的监控和指挥作用;
- 伴飞飞机与新机编队可以初步评定新机飞行品质;
- 伴飞飞机有助于改善首飞试飞员的心理状态;
- 伴飞飞机可承担空中摄影任务。

应该指出,根据技术背景不同和国情不同,首飞方案也不尽相同。1997年9月7日,美国F-22首飞,飞机起飞后,直接爬升到15000ft(约4570m)高度巡航飞行,经过各种小幅度机动证明各系统工作正常,收起落架爬升到20000ft(约6100m)英尺,与伴飞飞机F-16编队飞行;然后下降到10000ft(约3050m)完成两次模拟进场着陆,最后着陆。首飞过程中飞机最大速度250kn(约460km/h),最大过载3,历时1h。

为了保证首飞顺利,F-22首飞之前,在F-16变稳飞机上按照F-22首飞剖面进行多个架次的飞行练习,包括伴飞飞机协调合练飞行和地面监控站人员全部在岗培训,在获得充分信心后再开始F-22的首飞。首飞过程中两架飞机伴飞,一架F-16伴飞,另一架F-15负责空中摄影。看来美国人对待首飞是极其认真细致的。

5.3 大气数据校准试飞

大气数据对于飞机设计、飞行试验和使用飞行都至关重要。通常大气数据包括指示空速、真空速、气压高度、大气温度、迎角和侧滑角、马赫数和爬升率等。比较典型的是通过

皮托管（空速管）测得的静压和动压要转换成高度、速度、马赫数（ Ma ）和升降速度等，通过局部气流角度可以转换为迎角和侧滑角。但是流过机身和机翼的气流与远离飞机的自由流是不同的，压缩性和冲击波对静、动压测量有很大影响。 Ma 大于 0.3 后的压缩性影响不容忽视，这些都会影响空速管所测得的动、静压和大气温度的正确性，为此通过实际飞行试验对大气数据进行校准是十分必要的。尤其是现代飞机，自动驾驶仪、交通管制、飞控控制律调参、发动机控制、环控系统、导航系统、武器发射甚至弹射救生系统等都需要精确的大气数据。对飞行试验来说，许多测量结果都需要用大气数据作为参变量，速度、高度和马赫数对于包线扩展更为重要，因此飞行试验的首要问题是通过试飞校准，确保大气数据的正确。

大气数据校准试飞分为两类：

对试验验证机或改进型飞机，可以通过飞行试验选择合适的传感器安装位置，如动、静压传感器，迎角和侧滑角传感器，总温传感器的安装位置，减少气流干扰，提高测试精度，找出传感器安装位置修正系数；对于新型飞机研制和鉴定试飞，通过试飞，找出已装大气数据传感器的修正值，提高它们的测量精度和大气数据计算机计算精度。

通常在新型飞机的飞行试验中，对大气数据的测量不使用原型机上已安装的测量系统，而是用精度更高的专用大气数据测量系统去校验机上大气数据测量系统。对于试飞专用的大气数据测量系统，也要进行校准试飞。总压测量精度通常容易保证，因为传感器开口容易对准气流，特别是机头空速管效果更好。

静压测量通常受安装位置影响较大。图 5-2 是在亚声速飞行范围内，静压孔测量的大气压力与机身位置的关系示意图。

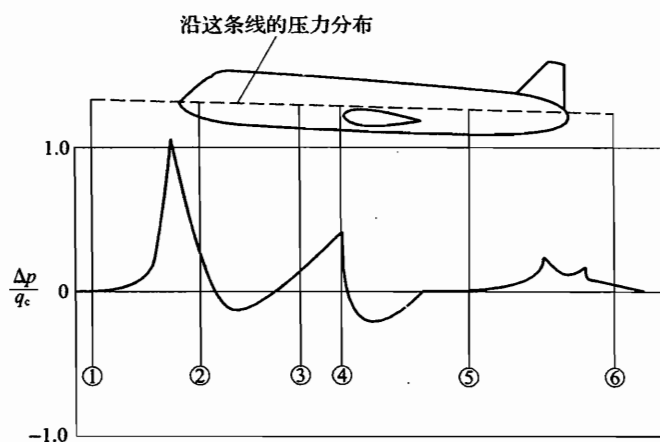


图 5-2 亚声速飞行时大气静压沿机身分布图

图中 Δp 为相对自由大气静压的压力变化， q_c 为飞行时动压。从这个图中可以看出，静压孔位置的选择是非常重要的。图中标出的①②③④⑤⑥处测得的静压值误差很小。但是静压测量孔不论选在何处，即使是被认为是误差很小的地方，飞行中的校准仍然需要，因为它对飞行速度、迎角和飞行构型影响都很敏感。

对静压测量值的飞行校准一般采用三种方法，即直接比较法、测高法和测速法。所谓直接比较法是将测量结果直接与基准值比较，按差值进行误差修正。基准值可以来自拖锥测

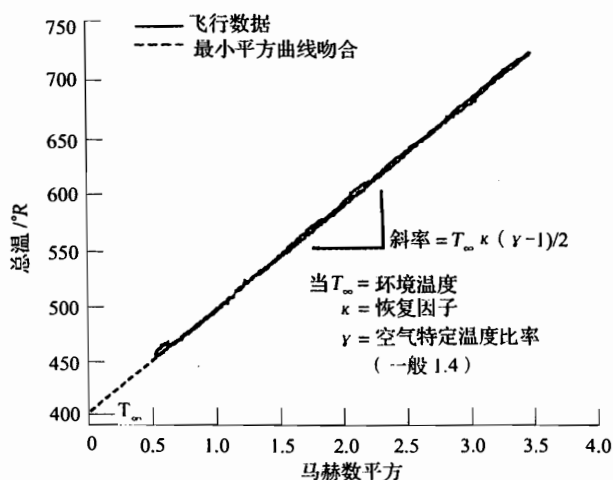
量,或前伸足够远的皮托管或来自同行的标准机测量。所谓测高法就是将所测量结果与已知的高度值相比较,这个高度值可以参照已知的塔高,或雷达测量高度,或光电经纬仪测量高度,或GPS测量高度等。当然这些高度测量值应具有要求的精度。

所谓测速法是用测量飞机相对大地的速度和风速的方法确定飞机飞行相对气流的速度。其中地速的确定可以用雷达、经纬仪或GPS等方法测量,而风速测量较为麻烦,可以用正反方向飞行的方法,将两次测量结果平均,从而补偿风速影响。当然这种正反方向飞行的时间间隔应尽可能短,航迹尽可能相同。

外部大气温度(OAT)测量是困难的,除非飞行速度非常低,飞行速压对温度测量几乎没有影响。因此通常情况下,OAT是通过测量大气总温(TAT)和马赫数来换算的。

与总压测量一样,总温测量传感器安装位置较容易选择。因为只要将传感器开口对准来流即可,当然最好的位置仍然是机头为宜,以免受机体结构影响。TAT测量需要校准,因为TAT的驻点温度测量时气流并未100%驻留在探头上,而是部分气流必须流通,因此存在一个恢复系数。此外,当今具有防冰功能的总温传感器本身电子器件发热、机载环境的热辐射等也会产生附加热。通常情况下TAT的校准在风洞试验中校准可以满足要求。当然必要时也可通过飞行试验进行TAT校准,校准的方法是TAT传感器测量的值直接与其他基准值进行比较。其他基准值可来自于同行的标准飞机,或低空近塔飞行时,基准值取自己知的塔温。

图5-3通过直接TAT测量值确定自由大气温度 T_∞ (OAT)和温度恢复系数。图中实线为试飞测量值,虚线为最小二乘法拟合的TAT随马赫数的变化趋势。当外推至 $Ma=0$ 时的TAT即等OAT。



$$\text{注: } 1^\circ\text{R (兰氏度)} = \frac{5}{9}\text{K (开[尔文])}。$$

图5-3 大气总温校准

应该说明的是,为绘制该曲线的飞行试验必须在较短的时间和较小的空域内完成,以尽可能降低时间跨度和空间跨度对试飞结果的影响。

气流角的测量传感器包括风标式传感器、固定压差传感器和自动寻零压差传感器。这些传感器可用来测量迎角和侧滑角。

迎角传感器的校准通常采用等速直线水平飞行中测量俯仰姿态角的方法来校准,此时的

俯仰姿态角等于迎角。而姿态角可以通过惯导系统来精确测量。对于非稳态飞行,迎角校准是困难的,有些文献推荐用轨迹重构或状态重构的方法来校准。

迎角传感器的动态特性有时也需要考虑,也可通过解析的方法利用其他参数导出,包括飞机结构变形、飞机动态、迎角传感器本身的惯性和阻尼等都会影响迎角测量动态精度。

迎角传感器安装位置十分重要,应该通过风洞或飞行试验加以选择,并确定其位置修正系数。无论安装在机头两侧或其他部位,都需要确定局部气流扰动对迎角测量的影响。

侧滑角校准方法原则上与迎角相同,但侧滑角测量对风的影响更敏感。同样,对于非稳态测量,可以通过轨迹重构的方法修正侧洗和冲击波对侧滑角测量的影响。

下面简单介绍一些典型的大气数据校准方法,包括以下几方面。

(1) 沿塔飞行

沿塔飞行是一种最精确的测高式的校准方法。但是它只能在亚声速区间使用,而且一个架次只能飞几个点。图5-4示出这种方法的原理图,飞机以各种不同速度在塔附近等速直线飞行。通过塔中摄像和光学测量设备,测出飞机运动的几何关系,即可求出飞机飞行的几何高度。

如果在地面布置两座塔,或其他容易识别的地标,它们之间的距离已知,通过往返飞行,测量两点之间飞行所需时间,可以用来校正飞机速度。当然如果GPS具有足够精度,这些方法均可用GPS替代。

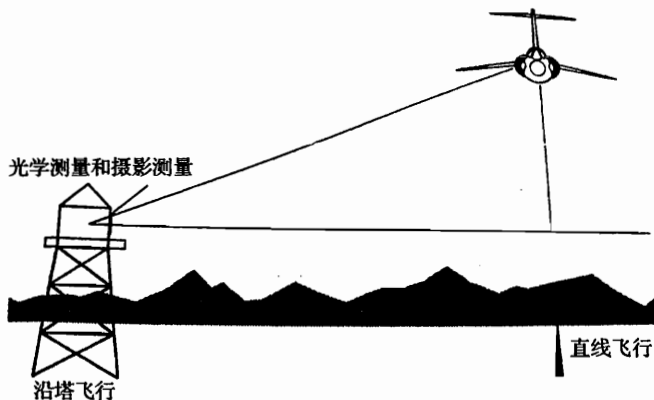


图5-4 沿塔飞行校准方法

(2) 拖锥测量

拖锥校准属于直接比较法。因为拖锥远离机身,可以认为它所测量的静压是自由流压力。许多拖锥内装置有测压传感器,因此它避免了压力传递的延迟。当然这种方法也只能在一定速度范围内进行稳态飞行,一般运输机可以采用这种方法。随着飞机和飞行速度不同,拖锥的绳长需要调整,保证拖锥的稳定性,通常采用两倍翼展的绳长可能是合适的。

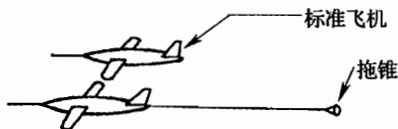


图5-5 利用标准机和拖锥进行校准的原理图

(3) 标准机法

这也是一种直接比较法,一架伴飞飞机与被校准飞机等高等速稳定飞行,而伴飞飞机的静压和动压系统假定是经过校准的,以此为标准来校准新飞机的测压系统。当然这种校准的精度不会大于伴飞飞机静压系统的校准精度。为提高校准精度,可以用光电经纬仪对它们进行辅助测量。

(4) 雷达(或光电经纬仪,或 GPS)跟踪测量

通过地面雷达跟踪测量校准飞机的静压系统。飞机以等高变速飞行,从某一速度开始加速到另一速度,再减速到起始速度,保证高度不变。雷达始终跟踪测量。此时雷达测量仰角应在 $10^{\circ} \sim 80^{\circ}$ 之间为宜,以避免仰角太小时的地杂波影响和仰角太大时雷达跟踪速度限制。此外,通过气象气球高度以及与飞机横向距离可以确定自由大气的压力,以此校准飞机各种速度下的静压值,这种方法效率高,但精度偏低。

随着科学技术发展,光电经纬仪和 GPS 都能确定飞机的真实几何高度,通过高度差反算出静压测量误差可能比雷达测量更为方便和精确。

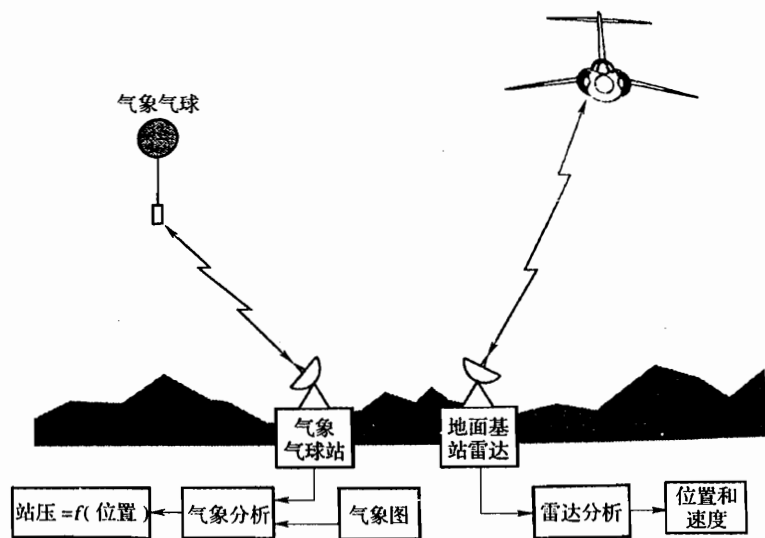


图 5-6 雷达跟踪校准方法

(5) 头部空速管校准

现代飞机,尤其是战斗机的大气数据系统有许多方案,包括微小探头甚至不带任何凸起物的动、静压系统。为了校准这类系统,在机头安装具有足够长度和刚度的大气数据综合测试支杆仍然是有效的。在这个支杆上安装动、静压测试系统以及迎角和侧滑角测试系统,如图 5-7 所示,以校准机上大气数据测试系统,当然这套试飞专用测试系统也需要用上述的方法去校准,包括气动激波校准。

对于新型战斗机试飞,采用 GPS 进行速度、马赫数和高度校准以及采用惯导系统校准迎角的方法是当前使用较多的方法。

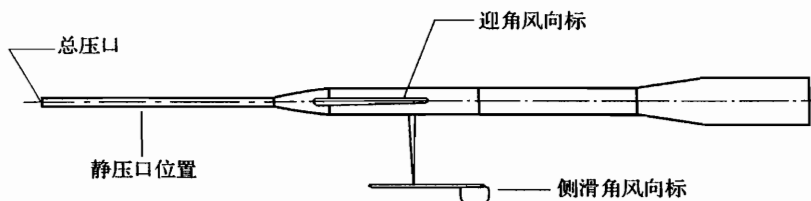


图 5-7 机头空速管示意图

(6) 动态机动校准

利用雷达、光电经纬仪或 GPS 等定位系统对战斗机进行动态机动校准有时是必要的。校准数据处理方法是轨迹重构。典型的机动动作有收敛转弯、爬升、下降、滚转、下滑、推拉机动和蹬方向舵。收敛转弯是为了获得法向过载和迎角数据；滚转下滑和推拉机动是为了获得迎角校准数据，方向舵扫频是为了获得侧滑角校准数据。

动态机动校准的优点是能获得足够的数量，但是改变的参数量不能太多，否则试飞结果难以解释，达不到大气数据校准的目的。

在动态机动飞行中测量参数包括速度、高度、姿态、角速度、角加速度和线加速度，以及大气数据等，利用动态机动中获得许多数据，采用多状态线性卡尔曼滤波模型，估算飞机轨迹的最小偏差。观测量和动态方程通过经验选择权矩阵。线性卡尔曼滤波算法包括预测和修正步骤，预测步骤是使用动态方程外推下一点的测量数据，修正步骤是利用该点的实测数据去修正外推的状态参数，以给出最小估计偏差。

截至目前，我们讨论的大气数据测量系数及其校准都是针对中低迎角和跨声速飞行速度而言，而对于下述三种特殊情况，上述方法可能不完全适用。

(7) 大迎角情况

对于现代高机动性飞机，大迎角通常是指迎角超过 30° 的范围，在这种飞行情况下关于总压测量的假设由于没有校准而不复存在。实际飞行中，往往大迎角机动中观察到的指示速度为 0，实际上并不为 0，这是大迎角空速系统性能限制造成的。有些总压传感器更适合于大迎角飞行状态的测量，如自对准探头，它能始终将探头开口对准来流，总温传感器与总压传感器有类似的情况。

大迎角条件下的机头特性非常重要，因此机头空速管的安装可能对飞机大迎角特性产生不利影响；机翼翼尖空速管可能带来很大的上洗和侧洗，从而改变了飞行特性。一种齐平式大气数据测量系统 (Flush Air Data - testing System, FADS) 可以用来测量大范围气流角而不会产生机头扰流，如图 5-8 所示。

(8) 高速飞行时的大气数据测量校准

在高速飞行条件下，激波影响变得非常重

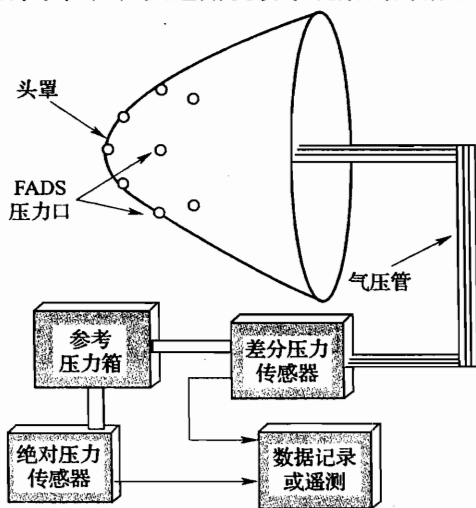


图 5-8 Flush 大气数据测量系统

要。由于激波的影响,靠后的皮托管测得总压值会很低。机头旁侧安装的空速管会因为不对称造成气流测量受影响。高速飞行可能在高空,高空气压低可能导致静压测量中的气流延迟和衰减更敏感,因此高速大气数据校准应特别注意这些问题。

高速飞机校准时使用空域很大,地面雷达和光测设备可能无法跟踪,这种情况下利用GPS更合适。较大的空域环境中的大气参数也有较大变化,这也是校准中需要考虑的。

对于高超声飞行,对探头的气动加热会变得更加严重。对于马赫数大于10的飞行器飞行,气体参数的可变性和其他的影响都不能忽视。

除适于大迎角飞行校准外,齐平式传感器对于高超声速飞机、隐身飞机和其他研究机越来越占据重要位置。这些传感器包括薄膜传感器、飞机结构表面开孔等方案。对于这种传感器利用上述FADS系统进行校准是一种有效的方案。FADS具有许多气流测压孔,通过分析这些压力值可以得出飞行马赫数、高度、迎角和侧滑角,此外使用光学大气数据系统是一种很有前途的途径。

大气校准试飞将得出许多曲线作为实测值的校准依据,作为一个示例,图5-9给出某型歼击机采用惯导校准获得的迎角参数校正试飞结果。

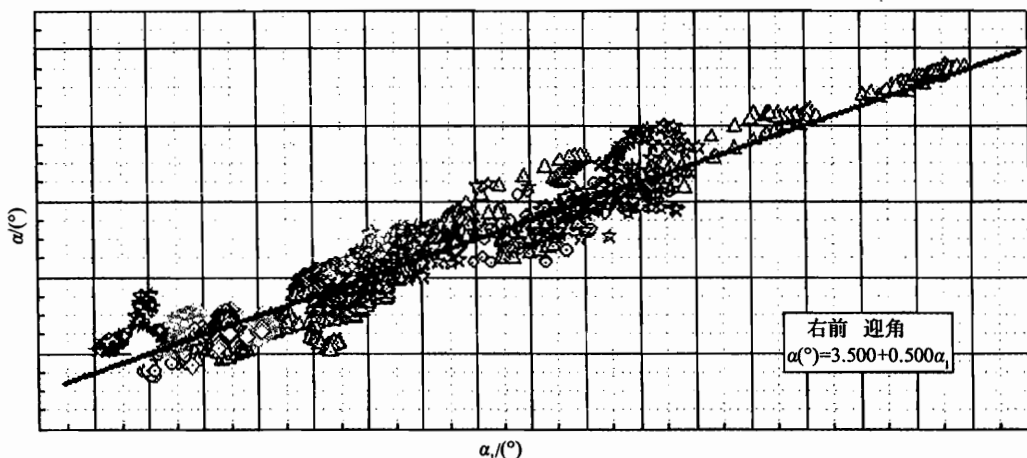


图5-9 某歼击机迎角校准结果曲线

图中 $\alpha(^{\circ}) = 3.500 + 0.500\alpha_1$ 为曲线拟合结果公式,其中 α_1 为局部气流角,即迎角传感器测量值, α 为修正后的真迎角。

5.4 飞机性能试飞

5.4.1 飞机性能试飞的意义、内容和状态

飞机性能试飞是研究飞机质心运动规律的科学,为飞机平台研发提供终极目标。作为型号研制工程,飞机性能是飞机研制的发起者、研制者、试飞队伍和用户首先关心的命题,因为它关系到飞行安全、使用效能、市场利益和政治影响。飞机性能的飞行试验就是对军机战术技术指标和民机适航条例所规定的全部构型、全部可能的飞行条件下的全部性能做出全面而科学的评价和鉴定。起飞着陆是飞行安全首先遇到的问题,起飞和着陆速度、滑跑距离、

重量和重心等都是重要的指标。飞机爬升性能、飞行高度和速度性能、飞机机动特性、航程和航时、耗油率等都必须在试飞中进行验证和鉴定。如果重要性能指标不满足设计要求,很可能牵涉到气动布局、动力装置和飞机结构,更改起来比较困难,轻则增大成本和周期的代价,重则影响该型号或项目的命运,因此,飞机性能试飞是新机试飞首先安排的项目。从某种意义上讲,飞行包线扩展就是检查飞机性能指标是否达到设计要求。当然飞机性能指标是否能达到要求,它与飞行品质、飞机结构、飞控以及其他子系统性能和功能密切相关。例如,现代飞机放宽静稳定性设计的直接受益者是飞机性能,而放宽静稳定性必须有可靠的飞控增稳功能。如果不考虑这些方面,那么飞机性能主要取决于飞机气动性能和推进性能。

在性能试飞中,民用飞机与军用飞机、大飞机与小飞机重点是有区别的。比如,民用飞机的爬升性能和巡航性能往往要考虑单发故障下的工作状况,飞行状态多是稳态飞行;军用飞机由于留空时间短,作战使用环境复杂,往往更多的是非稳态飞行,试飞测试和数据处理更为复杂。新机试飞初期主要是初步探索性试飞,性能包线很小,为后续试飞奠定基础。在后续试飞中,试飞目标和原则有两种思路:一种是着重验证或建立,或改进数学模型,一旦数学模型的正确性得以验证,各种其他状态的飞机性能可通过数学模型进行仿真计算和试验来得到;另一种思路是按照研制总要求或合同规范要求,在相应飞行状态和指定的飞机技术状态进行试飞,将试飞结果换算到标准状态,即标准温度、压力和重量,验证新机是否满足要求。通常情况下这两种思路应结合进行,既要按照采购合同规范试飞鉴定飞机性能,还应验证设计模型,通过仿真为向其他试飞条件和试飞构型扩展以及训练飞行模拟器的研制创造条件。

性能试飞的另一个目标是揭示新机研制中存在的问题,摸索飞行经验,为完善飞机研制和促进新机使用提供依据和经验。

性能试飞对飞机状态有严格要求,主要是气动布局和发动机状态必须冻结。如果在试飞过程中,飞机气动布局有较大变化,发动机状态有所更改,相关试飞科目须重新进行试飞。当然除性能以外的项目要具体分析,不一定都要重新试飞。军用飞机有许多外挂组合,在性能试飞中通常采用“阻力指数”的概念,即按各种构型组合的计算阻力来安排试飞计划,使这些构型组合的选择不至于太多,以减少试飞架次,缩短试飞周期。

发动机状态对飞机性能有极大影响,而同一型号的不同发动机的状态又有差别。为使试飞数据与实际使用相符,或更好地满足使用要求,要求参试发动机在地面台架试验中将其调整到该种发动机性能的平均值,或较保守的值。通常对于战斗机推力应调到低于平均值2%,而螺旋桨发动机应调到低于平均值4%。在试飞过程中,往往更多地使用全推力状态,这样最终会使得发动机性能有很大下降,也就是新和旧发动机状态不同,飞机性能会有明显差别,因此在最后确定飞机性能时,应该重复试飞初期试飞过的状态,检查发动机性能是否下降过多。

涡扇发动机的推力随外界温度影响很明显,因此飞机性能除给出换算到标准状态的值以外,还要在试飞报告中明确说明飞机性能对外界温度的敏感性,特别对于国土面积大,或出口到世界上其他国家的飞机,应根据飞机使用范围加以说明,以便于用户使用中考虑这一因素。

5.4.2 飞行性能换算

所谓飞行性能试飞方法,是根据性能试飞理论,进行空中飞行试验,并将实测结果换算

到标准状态下而获得飞行性能指标数据的方法。该试飞方法涉及性能试飞理论、换算方法、飞行方法、测试技术及数据处理技术等。其核心是性能换算方法。

飞行性能的实际值在试飞中很容易获得,问题是求得其标准值比较困难。因此,飞行性能试飞方法的实质就是换算方法,即如何把实际条件(状态)下获得的飞行性能试飞数据,按一定的“准则”准确地换算成标准条件(状态)或使用条件(状态)下的方法。该“准则”就是“换算条件”。

所谓“实际条件”,指每次实际试飞时的大气条件(大气静压、温度)、发动机状态(“额定”、“最大”或“加力”)、飞机构型(外挂物、起落架和襟翼的收放、阻力板和阻力伞的收放)、飞行重量等。

所谓“标准条件”,指对飞行性能有代表性、有特殊意义的一些状态。例如,采用国际标大气作为大气条件的标准条件;发动机的标准状态,歼击机常用“加力”状态、“最大”状态;轰炸机和运输机采用“额定”状态、“最大”状态;标准飞行重量,如歼击机的最大平飞速度采用爬升到作战高度的重量或余油 50% 的重量作为标准重量等。

所谓“使用条件”,指在实际使用中可以选择应用的一些飞行状态。例如,一年四季大气温度的不同;各种飞机重量,发动机某个中间工作状态等。

飞行性能换算的必要性在于:

- (1) 便于比较同类飞机的飞行性能;
- (2) 便于归纳、整理和比较同一架飞机在不同飞行日获得的试飞数据;
- (3) 便于鉴定飞机性能。

飞机设计部门预测的飞行性能指标都是在标准条件下按照军用规范或民用标准的定义算得的,只有把实际条件下的飞行性能换算成标准条件下的飞行性能,才能鉴定飞机是否达到设计指标。

飞行性能换算方法比较多,各有其特点和优缺点。现有的换算方法可分为如下类型。

5.4.2.1 飞行状态相似原理换算法

该方法利用飞机运动方程、发动机推力的相似定律、飞机阻力系数的隐函数关系式,导出飞行性能指标与影响参数的隐函数关系式。通过试飞直接飞出其函数关系曲线。然后,在保证飞行相似条件(即“换算条件”)下确定标准(或给定)条件下的飞行性能指标。例如,采用“转速法”确定最大速度。

该方法的特点是理论上十分严谨。

5.4.2.2 微分修正量法

该方法将飞行性能指标的标准值用其实际值和修正量表示。飞行性能实际值由试飞确定;而确定修正量的方法是:将飞行性能与飞行条件的关系式两边取对数后微分,求得该飞行性能修正量与影响参数的微分关系式,并用增量近似地代替微分。然后通过已有的理论计算、风洞试验或试飞结果,求出微分关系式中各参数的系数(即影响系数),从而得出该飞行性能的修正量。

该方法的特点是可直观地看出参数对飞行性能影响的数量级,便于作单参数分析。不足之处是难以准确地确定影响系数。

5.4.2.3 曲线网法

该方法是通过已有的试飞结果,做出某飞行性能指标的修正量或其影响系数与影响参数

之间的曲线网图。然后,由实际飞行条件下的参数直接从曲线网求得该性能指标的修正量。该方法实质上是一种近似方法。

该方法的特点是使用方便,适用于已获取曲线网的同一型号飞机的飞行性能换算,如批生产飞机检验生产质量的试飞结果换算。

5.4.2.4 等量高度法

根据在某平面飞行的实际值及飞行相似条件求其等量高度,在该高度实际条件下测得的飞行性能值等于标准条件下的性能值。例如,在实际条件下,以标准重量稳定平飞求得最大速度。换算时采用等温高度法修正大气静压变化对最大速度的影响。

由此可见,飞行状态相似原理换算法和微分修正量法是飞行性能换算的两种最基本的方法。其余方法都是这两种方法的派生和扩展。因此,在发展新的试飞方法之前,必须深入研究和掌握这两种方法。

5.4.3 起飞和着陆特性试飞

起飞着陆是飞机最重要的特性之一,首先它关系飞行安全,同时它关系到对跑道特性及周围环境的要求,也就是关系到使用性和经济性。

起飞着陆是一种飞行航迹较复杂的机动飞行,属非定常运动。起飞着陆是飞机飞行事故的多发阶段,因此起飞着陆试飞是值得非常重视的试飞。

飞机起飞过程包括飞机滑跑、抬前轮、离地、爬升至安全高度和速度。现代战斗机还可实现三点离地,即没有抬前轮环节。至于安全高度的规定,各国不尽相同,国际民航组织要求从起飞离地处的跑道水平面算起起飞安全高度为 10.7m (35ft),从着陆接地线的跑道水平面算起着陆安全高度规定为 15.2m (50ft)。

起飞性能包括起飞时间、起飞距离、抬前轮速度、离地速度、决策速度、安全速度(或初始爬升速度)等。

所有这些速度都要大于飞机失速速度 V_s 和最小操纵速度(包括地面和空中最小操纵速度),相关文件明确规定了大于的门限值。着陆试验要确定着陆距离,包括从安全高度到主轮触地距离,然后飞机到完全停止的距离。中止起飞试验要确定从加速到中止起飞速度的距离和然后到飞机完全停止的距离。

每一次起飞完成的标志是脱离了地面效应的影响,大约是高出地面一个翼弦长。但是作为鉴定试飞这个高度应该增加,通常是 10.7m (35ft) 和 15.2m (50ft),前者对于军用飞机,后者对于民用飞机。对于非单发的军机和民机都要试验一台发动机失效的情况,如果跑道长度不够,也要试验到抬前轮的速度。飞机起飞和着陆的重量和速度要精心选择,起飞和着陆速度与跑道长度密切相关,起飞和着陆重量与起落架结构强度密切相关。

升降舵和平尾的操纵权限和效率应给予充分注意,以便使飞机在希望的速度上飞机前轮能抬起来,如果升降舵和平尾权限和效率过大,也要考虑抬前轮速度不能过小,否则飞机阻力大而发动机推力不足,飞机不能继续完成起飞任务。

对于喷气飞机,或双发涡轮螺旋桨飞机,起飞安全速度规定为 1.2 倍失速速度。对于短距起降的螺旋桨飞机,只要纵向操纵允许,起飞安全速度可以等于失速速度,因为螺旋桨滑流提供了必需的失速裕量。

在中止起飞试验中,正副驾驶员在预定的速度下将关键发动机收到慢车位置以模拟该台

发动机故障,在这种状态下保持1~2s,然后再采取其他措施,如前轮操纵、减少其他发动机推力、刹车、打开扰流板等,以检验飞机最大轮载下的最大刹车能力。在飞机大重量情况下,应注意飞机在制停之前松开刹车,否则会造成机械损坏。如果在关键发动机模拟失效情况下要继续起飞,此时速度必须大于地面最小操纵速度。地面最小操纵速度可通过这种方法来确定;在规定的速度上使关键发动机失效,经过允许的时间延迟后,试飞员操纵飞机,前轮转弯机构松浮且不使用刹车,只利用方向舵纠偏能保持直线滑行的最小速度,此时飞机偏离停车前的航迹不大于30ft(9.1m)或脚蹬力不超过800N。当然这些还取决于重心位置,因为它直接限制了纵向操纵能力。在关键发动机失效模拟试验中,要考虑试飞员确认故障和采取纠正措施之间的时间延迟。

发动机手册上的推力是通过台架试验确定的,而台架试验稳态周期为4min,在改变油门杆位置后的第1min内,发动机指示和输出都有明显的变化。事实上在飞机起飞过程中,发动机是非稳态的,通过切油中断起飞是不合适的,内部温度的突然降低可能引起涡轮轴抱死和损坏。另外只通过油门杆拉至慢车,备份动力系统可能起动,以应急操纵飞机。因此在模拟发动机停车而中止起飞时应该小心,当油门接近慢车时,最大速度应持续高于该发动机真正停车时所达到的速度。

着陆时,发动机推力应达到希望的进场速度和下滑角。发动机推力的突然减少会引起很大的垂直速度,使得飞机拉平时发生粗暴着地,一般进场速度要求为 $1.3 V_s$,除非此时发动机正好工作在推力曲线的“反区”。在这个“反区”范围内,存在速度不稳定现象,这时就要求有附加的推力,以保持速度降低情况下的飞行轨迹。

起飞着陆数据都要换算到标准状态,包括标准重量和大气条件。起飞和着陆特性试飞应考虑各种发动机状态、构型、重量和重心。应该说明的是,有些战斗机为了实现最短着陆滑跑距离,采取了飞机接地前放减速伞的措施。这种试飞应该特别细心,放伞时间要选择得当,放早了容易造成粗暴着陆,或机身尾部触地,或减速伞施放速度过大超出规定,造成伞装置破坏;放晚了达不到缩短滑跑距离的目的。最好的时机应该是从试飞员按压抛放按钮到减速伞完全张开时,飞机主轮正好接地,这个时间为1~2s,这需要试飞过程中精心安排,仔细操作,需要若干个试飞架次摸索才能完成。

还应该指出,性能试验对周围气流环境要求比较严格。性能试飞如果在海面上进行或舰载机滑跃起飞,最好选择在早晨试飞为宜。如果在山区试飞更应注意地面产生气流干扰。

5.4.4 飞机爬升性能试飞

飞机爬升性能试飞主要是指爬升速度、爬升到指定高度所需的时间和耗油以及爬升飞行所覆盖的距离。对于多发飞机,尤其是民用飞机,必须考虑一台发动机故障后依靠其他发动机进行起飞的能力。对于具有3~4台发动机的飞机,甚至要考虑2台发动机故障后的起飞能力。当然对于只有单台发动机的战斗机或轻型飞机不进行这种飞行试验,但在试飞中要结合其他试飞科目、如发动机空中起动或大迎角试飞,进行发动机停车后的无动力进场着陆或紧急迫降的能力验证。可以采用慢车加上放减速板的方法模拟无动力,不一定要真正停车。

确定爬升率最直接的方法是“锯齿法”,即在发动机稳态情况下在不同高度直接爬升,通过单位爬升高度所需时间即可计算爬升率,通过不同的爬升角达到的垂直速度确定最大爬升率。对于单次锯齿爬升的时间往往需要5min,因此这种方法往往要耗费更多时间。这种

方法用于民用飞机较多。对于高性能军用飞机,通常采用“特殊剩余推力法”(SEP)试飞爬升性能。SEP的概念是发动机可用推力与保持等高匀速水平直线飞行所需推力之差。它实际上代表在这种飞行高度和速度下的飞机加速、爬升和机动的能力。

它是一种能量高度(h_e)变化率,也就是单位质量飞机的势能和动能之和。它可以表达为:

$$\begin{aligned} \text{SEP} &= \frac{dh_e}{dt} = \frac{d}{dt} \left(h + \frac{V^2}{2g} \right) \\ &= \frac{dh}{dt} + \frac{V}{g} \times \frac{dV}{dt} \\ &= \frac{dh}{dt} + Vn_x \\ &= \frac{dh}{dt} + n_x \cdot cMa \end{aligned} \quad (5-1)$$

式中: $\frac{dh_e}{dt}$ —— 能量爬升率;

$\frac{dh}{dt}$ —— 爬升率;

n_x —— 纵向过载;

c —— 声速;

Ma —— 马赫数。

这个公式的物理意义是,在纵向对称平面运动中,发动机剩余推力主要用途是爬升和产生纵向加速度,在等速直线爬升飞行时:

$$\frac{dh_e}{dt} = \frac{dh}{dt} \quad (5-2)$$

在水平直线飞行时:

$$\frac{dh_e}{dt} = n_x cMa \quad (5-3)$$

通过直线加减速飞行,即可求出:

$$\frac{dh}{dt} = \frac{dh_e}{dt} = f(n_x Ma) \quad (5-4)$$

参见图 5-10。

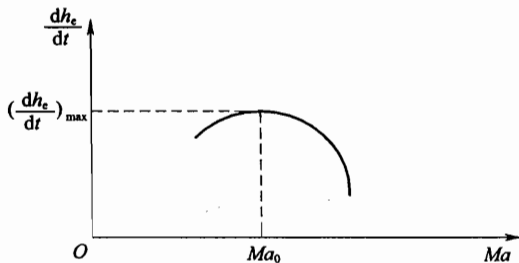


图 5-10 最大爬升力确定曲线

从图 5-10 中可以求出对应某一高度上, 在 Ma_0 点可以获得最大爬升率。

这种试飞从原理上是简单的, 但要求非常精确的飞行。在到达某试飞高度时, 加速飞行前发动机在相应爬升状态应先稳定至少 1min。飞机试飞高度间隔应在 1500 ~ 3000m 的范围内。

5.4.5 巡航性能试飞

巡航试飞的主要目的是确定在一定飞行高度上最佳的巡航条件。为了得到这些巡航条件, 首先通过试飞, 得到和验证发动机性能模型, 通过模型即可算出各种巡航性能。对于低速飞机通常采用准稳态状态试飞, 对于各种试飞重量和构型允许非常小的速度和高度变化。对于高性能飞机, 通常采用非稳态状态试飞获得最佳巡航特性。

对于准稳态状态试飞, 往往要求较多的飞行时间。对于给定的飞机重量和构型以及飞行高度, 试飞员控制油门, 直到所希望的稳定速度。在各种速度下重复这种试飞, 以便确定在该飞行高度上对于速度曲线所需的发动机功率。对于低性能飞机, 速度范围从发动机工作“反区”到最大速度, 从而确定飞机在此高度上的升阻特性和最佳巡航速度。对于涡扇和涡喷发动机, 另外一种方法是在不同的“推重比/ Δ ”(Δ 为试飞高度上静压除以标准海平面的大气压力) 条件下, 确定马赫数和所需的发动机功率关系。在试验过程中, 在不动油门的情况下试飞员应保持马赫数不变 (如在 2min 内, 保持飞行速度变化不超过 1.8km/h), 在巡航爬升状态, 应稳定 5min 这样的飞行。

对于高性能飞机, 可以在等高度情况下进行加减速平飞, 或者收敛转弯 (WUT)。在 WUT 机动中, 法向过载逐渐增加, 油门杆位置不变 (如有自动油门控制, 则要断开自动油门)。通过不同油门杆位置可以获得不同的发动机特性和发动机特性对升阻特性的影响。因此在飞行试验计划安排中, 非稳态的爬升和持续转弯机动等飞行任务单可以与巡航性能试飞相结合。

巡航性能可以用剩余加速度表示, 它可以通过准稳态飞行得到。即从巡航试验的最后 1min 导出加速度, 从加速度变化中导出阻力增量。

巡航阻力主要是升力系数和马赫数的函数, 这是通过准稳态试飞中可以得到的。其中, 雷诺数对飞机阻力和发动机的影响应该考虑。在飞机使用手册, 对不同的飞机重量, 巡航性能以发动机设置和油耗的形式给出, 并且与飞行高度有关。作为参考, 其他发动机参数也可能被包括。

巡航性能的另一种表达形式是航程因子, 它是马赫数和飞机重量除以大气压力 (重量除以 Δ) 的函数。这些值确定了最佳巡航时的升力系数。发动机性能设置也是马赫数和“重量除以 Δ ”的函数, 这种形式有利于确定作为飞机重量和希望马赫数函数的最佳的巡航高度。这里通过“飞机重量除以 Δ ”来确定的最大航程因子, 即在某一飞机重量和高度上, 单位油耗所得到的最大空中飞行距离。除了雷诺数影响 (表面摩擦阻力影响) 外, 对于给定的“飞机重量除以 Δ ”, 航程因子与马赫数的关系是不变的。

从非稳定机动中得到的数据, 可以确定升力和阻力系数, 它的表达形式有极曲线以及各种发动机状态 (发动机压力比 EPR, 发动机转速 RPM 等) 下油耗除以压力比随马赫数的变化。这些曲线是建立和鉴定飞机和发动机模型的基础。

巡航特性往往也用航程和航时表示。只要有了这些数学模型, 求取这些参数点是方

便的。

5.4.6 作战性能

军用飞机的作战性能应包括飞机性能和飞行品质,就广义来说,作战性能还应包括航空电子和武器系统。就飞行性能而言,它包括最大速度、瞬态和持续转弯速率、剩余推力(即飞机加速性能和爬升性能)和最小使用速度。

剩余推力通过大过载试飞来测量,包括最大正、负过载试飞和加减速试飞,减速试飞中要考虑减速装置,如放减速板的影响等。

高性能飞机通常具有小展弦比,低速阻力大,甚至对于推重比等于或大于1的飞机来说,机动飞行仍然困难。

最大持续转弯速率试飞对驾驶员、飞机和测试仪器都有极高的要求。试验通常从高速开始进行水平收敛转弯,在大过载时速度会下降。试飞时使用全加力状态,以不同的 g 值进行持续转弯试飞。最大持续转弯速度通过内插数据处理可得到。除了性能考核外,这种试飞同时考核了飞机操稳、抖动边界、过失速特性以及发动机在大迎角和大侧滑角状态的特性等。

现代发动机控制系统往往是自适应的,也就是随着马赫数、迎角和侧滑角进行自动调节,它以一种闭环方式控制加力燃烧室。对于全权限、数字式电传操纵的发动机控制系统,发动机喘振边界可以随马赫数、迎角和侧滑角而变化,这就容易实现飞机转弯机动中的良好性能。

作战性能的精确确定是困难的。当使用轨迹加速度技术进行高 g 飞行时,机身和装有迎角传感器的空速管都有变形,迎角传感器本身也有附加载荷,这些对测量结果都有较大影响。

如前所述,能量高度等效于飞机总能量,即飞机所具有的势能(高度)和动能(速度)的总和,它给出飞行轨迹方向的有效加速度。通过迎角可以将沿机体轴的加速度换算到沿速度轴的加速度和垂直于飞行轨迹的法向加速度,它们取决于发动机的推力、飞机阻力和升力。无论姿态如何,这种关系都是不变的。

飞行轨迹加速度可以从飞机机体轴到地轴的座标变换得到。飞行轨迹加速度的法向分量确定了俯仰速度。因此俯仰速率的测量可以检查飞行轨迹加速度测量的正确性。

5.4.7 下降特性

正常下降特性试飞是确定从一个高度下降到另一个高度所需的时间、距离和燃油消耗;应急下降特性试飞也是确定下降过程所需的时间、距离和燃油消耗,不过更关心的是下降速率,例如,座舱压力突然泄漏需要紧急下降高度,此时下降速率特性就至关重要。应急下降可以采用放减速板、大坡度低头俯冲,甚至在可能情况下放下襟翼和起落架等措施。

等速下降率是发动机状态和飞机构型(如起落架和襟翼放下)的函数,发动机状态设置必须适于各种需要,如驱动辅助动力,可能的发动机熄火或停车,或者加速至复飞需要。如果慢车转速不是自动闭环控制,发动机设置需随速度而改变。有时候空中和地面慢车转速不尽相同,为了增加下降速率,在飞行中使用地面慢车转速,因为地面慢车转速较空中慢车转速低。但在进场时必须恢复到空中慢车转速,以得到较好的加速性。

上节提到通过剩余功率/推力测量得到平飞减速性能,作为一个副产品,同时也可以得

到下降率特性。这种试飞是通过正常的水平飞行然后通过数据处理得到下降率，或者直接通过各种速度和构型条件下的下降飞行得到最大下降率指标。

试飞结果得到的下降距离、消耗时间和燃油值必须换算到标准大气条件和重量条件。为了表示在各种俯冲角和速度下俯冲投弹和退出机动所需要的恢复高度，应该画出相应的图表。

下降性能也可以通过性能模型直接计算或飞行仿真中直接得到，但这种性能模型的正确性必须通过试飞得以验证。

5.5 发动机试飞

5.5.1 发动机系统使用性和相容性及影响因素

发动机试飞是一种简化的说法，有些文件称之为发动机系统试飞，或推进系统试飞，或动力装置试飞。但含义应是一致的。按照俄罗斯人的定义，飞机动力装置是指保证安装在飞机上的发动机以及保证发动机在全包线使用条件下正常工作并使飞机获得优化综合性能和效率的全部部件。

飞机的动力装置由下列各部分组成：

- (1) 发动机：推进发动机、短时间改善飞机特性而工作的辅助发动机；
- (2) 用内装式变桨距机构产生拉力的螺旋桨和桨扇；
- (3) 发动机和拉力螺旋桨（风扇）之间的机构和传动装置；
- (4) 动力装置各组成部分及其舱罩（盖）；
- (5) 保证动力装置工作的系统，进气装置和燃气排放气装置；燃油系统；冷却（通风）系统；短时间增高发动机推力（功率）的系统、发动机起动系统和操纵系统；动力装置自主监视系统和检测系统；
- (6) 辅助动力装置，辅助发动机和保证其工作的系统和设备。

试验飞机、改型飞机和批生产飞机的整个动力装置，包括发动机和其他组成部分都应进行飞行试验。按照所使用的试验手段，动力装置的飞行试验在飞行实验室和原型机上进行。

在飞行实验室上主要是对飞机的发动机、螺旋桨、某些类型的进气和排气装置、固定部件及其组成部件、辅助动力装置及其组成部分进行飞行试验。在飞行实验室上既可进行研究性飞行试验，也可进行调整性飞行试验。

动力装置的验收试验应在原型机上进行。

飞机动力装置试飞内容很多，这一节主要介绍在原型机上进行的发动机系统使用性和相容性（O&C）试飞，也就是在使用包线范围内，试飞员建立和保持发动机净推力的能力。所谓净推力就是通过油门杆操纵所形成的作用在飞机上所有矢量合力。当然作为飞行试验鉴定的内容，发动机试飞还有其他许多方面，包括发动机与飞机的结构界面、机械界面、气动界面、液压界面、电气界面、热动力界面等，这些都是必须试验考核的内容。

严格说来，使用性和相容性试验是一个全寿命周期的过程，而不是一个单项单次试验。也就是这种试飞从研究、调整、鉴定和使用支持的各个阶段都应该进行这种试飞，当然作为原型机和技术验证阶段，或全尺寸发展阶段，使用性和相容性试飞是发动机试飞的重要

内容。

在飞行试验阶段,我们把发动机系统作为一个整体来考虑,而不是注重某个部件。但是整个系统又是由许多部分组成的,因此在试飞准备过程中,必须考虑影响整个系统性能的各种因素,这些因素包括以下几方面。

(1) 设计限制

- 进气道最大/最小空气流量(堵塞/嗡鸣);
- 转子/风扇/压气机颤振、失速颤振、旋转失速;
- 转子/风扇/压气机机械速度限制;
- 轴扭矩限制;
- 机匣结构限制;
- 燃烧室/加力燃烧室富油和贫油稳定性限制;
- 涡轮/喷嘴/温度限制;
- 后机身热和声载荷。

(2) 影响使用性和相容性的其他因素

- 质量和惯性矩;
- 机械滞环和延迟;
- 传感器响应、分辨率和精度;
- 发动机控制系统使用模态;
- 发动机控制系统的动态特性;
- 化学(燃烧)延迟;
- 瞬态温度限制;
- 部件之间的性能变化;
- 轴扭转刚性;
- 部件变化的循环敏感性;
- 磨损;
- 磨损循环敏感性;
- 雷诺数循环敏感性;
- 热状态敏感性;
- 畸变敏感性;
- 引气敏感性;
- 功率提取敏感性;
- 动循环;
- 燃油特性循环敏感性;
- 内部热传递特性;
- 内部质量特性。

(3) 主要飞行试验因素/变量

- 进气道总压恢复;
- 进气道畸变;
- 瞬态;

- 热状态;
- 燃油特性;
- 引进/功率提取。

上述影响因素中, (3) 是与试飞工程师的安排有关, 不但应该对这些因素的影响进行试飞考核, 而且还应进行危害性分析和风险管理, 确保试飞安全。这些影响因素中的 (1) 和 (2) 是试飞工程师无法控制的, 但必须了解。发动机研制方应帮助和支持试飞工程师了解这方面的内容, 以便更好地评估试飞风险, 完成动力装置的飞行试验。

还应该指出, 对于试飞计划点阵来说, 考虑这么多的因素也许并不难, 但要执行试飞则是不现实的。试飞工程师应与有经验的发动机专家, 结合地面试验状况, 才能制定出较系统和有效的试飞计划, 执行试飞计划, 分析使用性和相容性。

在进行发动机试验之前应搜集和建立相关的信息数据库。信息数据库的来源: 风洞试验得到的进气道总压恢复和畸变数据, 或者是以往具有类似机头和进气道飞机试飞的数据, 发动机高空台试验结果, 发动机飞行试验台试验结果, 各子系统设计和台架试验结果。根据这些信息综合建立被试发动机系统性能模型。有了这些模型后, 再与其他一些子系统模型相综合, 如气动力模型、飞控系统模型、燃油模型、结构模型和热管理模型等, 这样就可以建立一个全飞机系统模型。

有了全飞机系统模型, 就可以初步预测发动机试飞中最严重的状态点和试飞机动, 也使试飞人员掌握试飞中最关注的因素, 分析最重要的参数影响。比如, 在某些机动飞行中, 迎角是影响进气道畸变的主要因素, 而另外一些机动飞行中, 修正气流也许是主要因素。通过这种方法, 试飞工程师对试飞状态、试飞机动和其他关切点有较深入了解, 这样制定试飞计划时就可以将发动机试飞与其他科目试飞, 如性能、操稳、飞控、载荷和强度、武器发射等科目综合考虑, 形成科学的综合试飞, 从而提高试飞效率, 更有利于保障试飞安全。

应该特别指出的是, 为了验证初步数据库数据的正确性, 试飞测试中尽可能与风洞、高空台和飞行台试验中使用的技术、传感器型号和安装位置以及数据处理方法相一致, 因此试飞工程师应该有全局观念, 将试飞与其他地面试验相结合。

一般说来, 发动机试飞的目标与设计目标是一致的。舰载飞机和超声速空中优势战斗机及其发动机的试飞更具有挑战性。就试飞目的可能分为三大类: 验证合同指标 (或研制总要求), 验证使用性能和技术研究。这三者有联系, 但不完全相同。就现代试飞理念而言, 在制定试飞计划中这三者都应该考虑, 但可以根据轻重缓急安排试飞计划。例如, 可以按合同或战技指标要求, 验证发动机和飞机性能, 一旦通过, 制造方可以将产品交付部队试用; 在定型试飞后期或定型之后, 再安排一定的使用性能试飞, 也可能包括部分技术研究性试飞, 进一步改善新机状态, 挖掘新机潜力, 探索使用方法等。

广义而言, 使用性和相容性就是在飞行包线内执行任务的过程中对静推力的管理能力。使用性和相容性试飞不仅是针对一些明显的问题, 如压气机喘振、熄火空停、推力不足等, 而且应考虑更为细微的问题, 如由于气流分离和热引起的过疲劳应力; 由总压恢复系数低和畸变引起的推力损失大, 加力燃烧室振荡等。

5.5.2 动力装置试飞的输入技术文件

由于动力装置试飞非常复杂, 风险性大, 而规避风险的重要措施之一是试飞工程师必须

非常熟悉被试对象。这里列举某些航空大国飞行试验管理规定中, 发动机专家应该准备并向试飞工程师提供的动力装置飞行试验技术文件:

- (1) 动力装置研制任务书;
- (2) 动力装置及其各组成部分的技术说明书;
- (3) 动力装置的试验附件和试验系统的项目清单, 并附有试验台(实验室)验收试验的结果;
- (4) 动力装置各组成部分的外形尺寸图和安装图、动力装置的总图、动力装置系统的原理图和安装图;
- (5) 动力装置各组成部分的装配图和零件图(按专业的要求);
- (6) 动力装置和辅助动力装置发动机的高度—速度特性;
- (7) 动力装置的热力气体动力学模型和自动操纵系统的模型;
- (8) 动力装置及其各组成部分的调节规律(主调节通道、备用调节通道和应急调节通道);
- (9) 发动机的基本性能换算到飞机所有飞行阶段的给定状态和进气口处给定条件的方法, 在该方法中应考虑到安装的损失、燃油完全燃烧系数的改变和部件有效系数的改变以及加热程度的改变;
- (10) 油箱排泄系统的计算、燃油系统、冷却系统、滑油系统的流体计算、燃油系统的高空性能计算;
- (11) 动力装置使用维护文件的项目清单, 动力装置各组成部分的使用手册和技术维护手册;
- (12) 为动力装置技术维护所推荐的地面维护设备和器材的清单;
- (13) 动力装置各组成部分和维护设备的使用维护文件;
- (14) 试验测量参数的项目清单;
- (15) 能将必需的参数换算到标准条件或者换算到给定条件的经协调一致的测量信息处理的总结资料;
- (16) 动力装置地面试验(实验室、试车台试验)和在飞行实验室、飞机上飞行试验结果的总结资料;
- (17) 按飞行试验资料对整个动力装置及其各组成部分维护性评定结果的总结文件;
- (18) 排除预先试验过程中出现的缺陷的文件;
- (19) 飞行中动力装置的使用限制及这些限制依据的飞行试验资料;
- (20) 试验确定的动力装置各组成部分安装处(其中包括电子设备安装处)的振动和温度状况的资料;
- (21) 证明机载综合电子设备同动力装置的同类设备电磁相容性的资料 and 这些设备对雷击、静电的防护能力;
- (22) 火警信号装置系统的试验资料及在火风洞上灭火试验的资料;
- (23) 证明用规定的措施能防止动力装置可能故障的危险后果的资料;
- (24) 评定动力装置不稳定工作(喘振)时进气道装置强度的资料;
- (25) 在干燥空气和结冰条件下动力装置防冰系统的试验资料;
- (26) 燃油系统、空中加油系统、惰性气体系统试验台调整的资料;

(27) 证明在遵守油箱给定的供油顺序和在所有加油方案下保持飞机的给定重心时, 保证最大所需燃油消耗量的资料;

(28) 检查燃油增压泵系统出故障时 (其中包括在最大燃油消耗速率时) 保证供油的资料;

(29) 检查燃油输油 (自动耗油装置) 系统出故障时保证供油和耗油完整的资料;

(30) 进气和排气装置选择最佳调节规律依据的资料;

(31) 进气装置在所有飞行状态范围内的特性;

(32) 动力装置在使用条件下气动力稳定性裕度足够性的资料;

(33) 动力装置监视设备的可检性、组成和特性的资料。

飞行试验准备时, 主管工程师同试验组成员必须对上述资料进行研究, 同时也应对下列资料进行研究:

(1) 动力装置及其各组成部分的主要技术数据;

(2) 动力装置地面和飞行使用手册;

(3) 以前进行过的试验结果, 特别对以前试验时出现的缺陷、报告中对消除这些缺陷的说明及排除这些缺陷的措施项目清单。

这里不厌其烦地罗列这些管理规定是想提醒发动机研制人员和试飞工程师在进行动力装置试飞前和试飞过程中应该进行哪些试飞准备工作, 以确保试飞安全 and 质量。

作为反馈, 在试飞过程中, 试飞工程师应向设计师提供与上述文件相对应试飞验证数据、结果和结论。

5.5.3 典型的试飞技术

5.5.3.1 稳态试验

稳态试验就是确定发动机最基本的使用性能。稳态试验的点阵就是考虑最主要的相容性参数: 油门、马赫数、高度和/或迎角/侧滑角, 以考核这些参数对发动机性能的影响。由于压气机热响应速率低, 因此稳定性试验所需的时间较长, 一般情况下为 3~4min 的稳定时间即可。但对大的热交换, 如从发动机冷状态到最大功率状态, 所需的时间就要长得多。在进行稳态试验时, 最好是油门按序列分级推拉, 如果推力增量适当, 如从慢车到最大分 10 级, 那么热状态变化及其变化瞬态影响即可忽略。通过这种方法由慢车至最大, 再从最大到慢车, 任何余热影响均可识别, 发动机控制的滞环特性均可测定。

5.5.3.2 瞬态试验

发动机的动态特性可以认为是一阶和二阶频率特性响应。一阶响应可以认为是对油门突然操纵或界面突然改变的发动机初始响应, 我们把这种一阶响应称之为瞬态响应。二阶响应应称之为准稳态响应, 相当于爬升中的进气道条件下, 热稳定性慢的或中等的变化。

(1) 一阶瞬态试飞

为试验发动机一阶瞬态响应, 最常用的方法是试飞员通过输入指令以操作油门形成发动机响应。这种试飞员操纵指令可以是任何速率、幅值以及静推力方向。发动机系统动态试飞也可以像其他动态试飞, 如操稳和飞控试飞一样, 不一定都需要通过试飞员直接手动操纵, 也可以通过自动控制, 如进气道斜板控制、马赫数控制或自动油门控制等。发动机瞬态试验

还可以通过任何发动机与飞机的界面特性的变化来形成发动机特性改变,如突然改变发动机引气和功率提取等。最后,发动机瞬态响应还可通过外部条件改变来实现,如舰载机弹射起飞蒸汽或火箭尾喷气流的影响等。上述这些方法都是为了评估发动机的使用性和相容性,其中的技术关键是必须建立一套表征发动机动态响应的参数和判据。

(2) 加减速瞬态

慢加减速瞬态试飞(一般从慢车到最大历时2min)可用来表征近似的稳态使用性能,即操纵指令与输出之间的线性度,并判别是否存在任何高动态结构响应或发动机控制系统的不稳定性,慢速稳态试飞同时还可验证发动机可变几何系统的使用性能是否在设计容差范围。

(3) 阶跃瞬态

阶跃加速和减速试飞的目的是确定在整个使用范围内发动机对指令操纵的响应,为此阶跃的幅值和阶跃的起止点都应变化。阶跃的选择还应考虑发动机控制系统模态,即低功率控制模态系统可能对应的是燃油流量的开环操纵;高功率控制系统模态可能对应的是转速的闭环操纵。试飞员面临的高增益飞行任务要求迅速和精确的功率管理,比如,直升机悬停,飞机进场和着陆、密集编队和空中加油等。

(4) 界面瞬态试飞

界面瞬态试飞的目的是确定发动机对外部参数变化的动态响应,最常见的界面瞬态是对飞机使用中的功率提取和引气提取。通过发动机引气的开与关,发动机功率的突然变化,如发电机的接通与关断等验证这些因素对发动机动态影响,在选择试飞机动时,还应考虑发动机的使用模态和灵敏度。当发动机运行在温度限制条件时,引气的变化对发动机特性的影响较明显,但在高空,功率提取的改变对发动机响应特性影响更大。在小油门时,功率提取占发动机总有效功率比重更大。

(5) 水平加减速试飞

通过固定油门位置的水平加减速飞行试验,验证空速/马赫数以及迎角变化对进气道总压恢复和畸变的影响,验证进气道和发动机控制系统程序,确定准稳态性能,并验证发动机系统的稳定性。通过试飞高度和油门位置的选择确定一个试验点阵,包括飞机的水平飞行包线,发动机功率等级和发动机控制系统限制等各项因素。如果希望将马赫数影响同发动机热瞬态影响隔离,就应在开始进行加减速试飞之前,发动机应事先稳定在相应的功率等级。

(6) 爬升和俯冲

通过固定油门爬升、螺旋爬升、下降和俯冲,验证高度和雷诺数因子对进气道总压恢复特性和畸变特性的影响,确定准稳态发动机系统性能,验证发动机系统的稳定性。试验的速度/马赫数和油门位置选择应按确定的试验点阵,它包括飞机包线、发动机相应的功率等级和发动机控制系统的限制范围。如果希望将高度的影响与热效应隔离,应该在爬升和下降开始之前,发动机应事先稳定在所希望的功率等级上。

(7) 机动飞行

通过固定油门杆进行迎角和侧滑角扫频,即收敛转弯、推和拉机动,以及有意侧滑,验证迎角和侧滑角对进气道总压恢复和畸变特性影响(包括背风和迎风的影响),验证法向和侧向加速度的影响,验证压气机稳定性以及验证稳定性增强功能(如果发动机有增强控制

系统的话)。通过飞行高度、速度/马赫数、热状态和油门杆位置选择确定试验点阵,它包含了飞机机动飞行包线、相应的发动机设置和发动机控制系统使用范围。

(8) 功率瞬态

在稳态飞行或接近稳态飞行的条件下进行功率瞬态试飞,以确定发动机系统的动态响应特性,确定空气流变化对进气道总压恢复和畸变特性的影响,验证燃烧稳定性,验证瞬态对压气机使用的影响,验证压气机的稳定性。选择试验条件和功率瞬态形成试验点阵,它包含了飞机水平和机动包线。瞬态试验的状态选择应该循序渐进,从预测的非临界状态到临界状态,也就是根据马赫数、迎角、构型和雷诺数对进气道畸变的影响程度,由小到大逐步安排。非试飞员引起的瞬态,如发动机控制系统的降级模态和燃气进入等也应该通过逐步试飞,直到事先预测的最严重的飞行条件。

(9) 重新点火和空中起动

通过重新点火和空中起动试飞确定发动机可用的起动包线。空中起动试飞应包括遭遇起动特性和冷(风车)起动特性,两种起动模式即交叉引气和辅助起动机起动都应该验证。对于主控模态和辅助控制模态以及备份燃油特性都应该确定。自动点火模态也应该评定。空中起动试飞的状态点应该从预测最满足的包线区域开始,逐步向外扩展,直至最终确定发动机空中起动边界。

(10) 环境考核试飞

应该系统地改变环境条件,包括大气密度、温度和湿度进行发动机试飞,验证环境条件对发动机性能、使用性和相容性的影响,验证发动机是否符合预测的特性。环境考核试飞应该审慎地选择试飞时间、季节或试飞场地,必要时应利用专门的试飞设施,如专用的喷水和结冰试验机等。

(11) 稳定边界试飞

压气机稳定边界和燃烧室稳定边界应由试飞验证,试飞条件应按预测的稳定性最小的边界条件,或者根据前面试飞结果得知的稳定性最小边界条件。试验机设计也要考虑最不利的因素,如进气道畸变、瞬态较大、不利的热状态和雷诺数等。应该通过剧烈变化来试验发动机稳定边界,包括在0.5s甚至更短的时间内全行程地操纵油门杆。这些严重状态下的考核包括以下几点。

- 冷推油门:在地面和飞行中,发动机刚起动,或在慢车状态较长时间,突然将油门从慢车推到最大并保持,直至燃气发生器稳定。

- 冷推拉油门:在地面和飞行中,发动机刚起动,或在慢车状态较长时间,突然将油门从慢车推到最大,一旦发动机达到最大状态,立即将油门拉至慢车。

- 热推油门:将发动机推到最大状态暖机后,将油门收至慢车;一旦发动机回至慢车状态,立即将发动机迅速推到最大。

- 热拉推油门:将发动机推到最大状态暖机后,将油门收至慢车,在发动机减速过程中,重新快速将油门推至最大。在作这种试验时,发动机减速范围按预先确定,油门杆在慢车状态的停留时间可以改变。

通过上述试验,可以考核发动机燃气发生器和燃烧室的稳定边界。

(12) 功率改变

在预定的功率范围内,正弦操纵发动机油门,频率由低至高地进行扫频操纵。扫频的幅

值和频率以及发动机功率状态按照试飞员进行高增益任务时的状态选择,比如,由直升机悬停、飞机进场、编队飞行、空中加油等高增益科目中所使用的这些参数统计得出。

5.5.4 发动机使用性能试飞技术

上节主要通过各种试飞技术,用测试试飞数据的定量方式,验证发动机的性能、使用性和相容性,本节是通过实际应用,进一步验证发动机这些特性。发动机试飞科目安排和试飞技术的应用应考虑发动机状态、飞机的气动特性、使用任务、飞机与发动机界面等相关因素。这里就一般情况做些建议,读者在实际试飞安排中可根据实际情况取舍。

5.5.4.1 地面试验

(1) 静态试验

对于一型新飞机或新发动机试飞而言,试飞大纲的第一阶段就应该是地面试验,因为它可以在相当程度上安全地检验发动机特性。在地面试验中可以对大多数发动机系统及其与飞机的界面部件进行功能性检验。检查相关的仪表仪器系统,评定地面开车条件下的发动机性能、使用性和相容性,通过地面开车在很高的静态进气道畸变条件下很可能暴露发动机存在的严重问题,静态条件下的稳态性能、准稳态性能、瞬态特性和相容性还可以与预测的这些特性相比较,以验证发动机的安装损失,确定对飞机和整个试飞大纲是否存在任何不利影响。地面试验还可用来验证任何故障模态和应急处置措施的合理性,比如说,发动机停车损失,发动机控制系统降级模态等,这些在正式飞行试验开始之前必须弄清楚。地面开车试验还可验证应急供油对使用特性、相容性和发动机性能的影响。

(2) 发动机起动

通过地面起动试验可以验证在控制系统主模态和备用模态下的发动机起动特性。所有的起动方式都应验证,包括燃气涡轮起动器、外部空气和交叉引气等方式的起动验证。地面起动还应相对各种风向进行,以确定风向对发动机起动的影响。还应该进行暖机状态下的起动试验,即上一次开车后关车不久再进行的起动试验。

(3) 滑行试验

通过飞机滑行评定发动机响应特性和功率管理特性,以确保滑行期间功率调制是可控的,同时评定慢车推力特性对刹车使用的影响。还要通过跟随其他飞机尾后滑行以验证其他飞机尾气流是否会造压气机失速或超温。

(4) 响应和性能试验

通过抬前轮滑行试验评定发动机的响应特性和性能,如发动机响应的对称性、扭矩和推力的对称性以及准稳态性能(发动机推力下降)。

(5) 瞬态响应试验

通过模拟中止起飞来验证发动机的瞬态响应特性,如果有反推力装置,也可验证反推力特性。

(6) 侧风影响试验

在地面开车试验中,通过侧风吹气装置对进气道入口进行吹风,检查侧风对发动机性能的影响。或寻求自然侧风条件下,进行发动机开车试验。

5.5.4.2 空中飞行试验

(1) 起飞特性

通过侧风条件下起飞试验验证发动机系统相容性和瞬态响应特性。

(2) 稳态试飞

通过巡航、待机和冲击 (Dash) 机动来验证发动机稳态性能、稳定性和推力对称性。

(3) 准稳态机动性和试飞

通过空战机动飞行、武器发射机动、拦截机动和其他作战任务飞行验证发动机使用性、相容性和准稳态性能。

(4) 武器发射试飞

通过前向武器发射,如火箭发射、导弹发射和航炮发射验证发动机的相容性和瞬态特性。

(5) 高增益人机闭环操纵任务试飞

通过密集编队、进场着陆、直升机悬停和空中加油等试飞验证发动机的瞬态响应特性。

(6) 瞬态特性试飞

通过纠偏着陆进场、复飞、舰载机钩索和接地复飞等项目验证发动机瞬态响应特性、发动机性能和相容性。

(7) 其他瞬态特性试飞

通过可能的故障模态,如单发停车、发动机控制系统降级等试飞检验发动机性能、使用性和相容性等。

5.5.5 发动机试飞测试和数据处理分析

5.5.5.1 数据采集

试飞测试与试飞目的紧密相关。为了验证试飞数据与数据库数据的相关性,试飞测试的传感器及其安装位置应尽可能与相应地面试验相一致,比如,进气道测量应与风洞试验测量相一致;发动机测量应与高空台和飞行台试验相一致。

发动机测试参数大体上分为四类,一类是飞行参数,如高度、速度、马赫数、迎角和侧滑角、大气温度等,这些与其他科目的试飞测试相同;第二类是燃气发生器参数,如平均进气道总压、总温、静压、畸变指数、进气道调板位置、引气位置、油门位置、喷口静压、测量靶压力和温度、飞机服务性引气和功率提取等;第三类为发动机系统参数,如转子速度和扭矩、风扇位置、风扇卸荷压力、压气机卸荷温度、喷口喉道面积和出口面积、燃油流量和温度、燃油重心、燃油低加温值、涡轮进口温度、涡轮出口压力、高压涡轮出口温度和压力、高压涡轮出口功率提取值、排气温度、加力燃油流量和温度、加力燃油重心、加力燃烧室点火发动机振动、滑油压力和温度,等等;第四类是来自飞机和发动机总线参数。

5.5.5.2 数据处理分析

数据处理的目的有三:支持试飞大纲的执行,支持技术发展和支持用户使用。首当其冲的是支持试飞大纲的执行。数据处理分为两类:实时处理和事后处理,实时处理的任务是监控系统是否正常,是否有影响试飞安全的趋势。事后处理是进一步验证是否有影响飞行安全的不利因素,试飞结果是否与预测的结果一致,如果相差过大就应该分析原因,并考虑是否需要调整试飞计划和大纲。

数据处理的第二个目的是支持技术发展,主要是通过试飞结果验证飞机及其各系统的数

字模型的正确性,如果不正确和不完善就应该改进,并把这种改进反馈到试飞大纲和试飞计划中。试飞数据处理的第三个目的是支持用户使用,主要是总结试验经验,特别是试飞员意见,与用户交流,以便他们顺利安全地完成使用任务。

由于发动机试飞的复杂性和风险性,试飞数据的实时和事后处理的重要性更为突出。

关于发动机试飞数据处理,这里着重强调如下几个方面。

(1) 发动机性能

发动机性能分析应该与飞机气动性能分析有所区别,但两者必须结合起来,一是因为两者很难区分,二是整个飞机的性能才是真正具有实际价值的性能。气动力性能的着重点应该研究在给定净推力前提下的飞机性能,而发动机性能研究应该着重那些影响净推力的各种元素。发动机性能分析的重点是整个综合系统的性能,而不是某些单个部分的性能,如转子、压气机、涡轮等。

(2) 进气道性能

进气道的性能包括总压恢复系数和进气道畸变。总压恢复系数是发动机入口总压与前面自由流总压之比。进气道畸变是以畸变指数来表征的,对于稳态分析使用稳态畸变指数;对于动态分析使用动态畸变指数。畸变指数包括:轴向总压畸变,径向总压畸变,静压畸变,进气道旋流和总温畸变。在俄罗斯,常用发动机入口动态压力脉动平均值与稳态压力平均值之比作为进气道畸变指数。

进气道总压恢复系数和畸变指数均可从试飞测量中得到,然后将这些数据与设计值进行比较。

(3) 燃气发生器

燃气发生器性能分析是将试飞结果与预测性能相比较,找出差值。主要是将飞行试验的界面状态作为发动机数学模型的输入,将模型解算的结果与飞行试验结果相比较,以求出发动机安装特性是否符合预期。飞行试验的界面状态包括:进气道状态、飞机服务引气和功率提取、主燃烧室燃油流量、动力涡轮功率提取、加力燃烧室燃油流量、喷口输出静压力等。为了简单起见,发动机在固定的几何模态下运行,用传统的校准因子将发动机燃气发生器的性能换算到标准的大气条件。传统的校准因子就是发动机进气道总温除以标准的海平面静温(白天),发动机进气道总压除以标准的海平面静压(白天)。对于更复杂的发动机系统,要求建立一个考虑安装特性的完整的数学模型。

(4) 准稳态试飞数据分析

准稳态试飞数据处理是分析燃气发生器性能和功率输出的增量变化。准稳态与稳态性能的区别在于主要发动机性能参数的时间历程除以发动机稳定的时间以及这样性能的参数降到稳定性性能的比值,即发动机性能参数降到起飞级推力的下降量百分比。

(5) 相容性数据分析

通过对主要的发动机参数变量的处理来分析压气机稳定性和燃烧室稳定性。可用动态畸变指数分析相容性。动态畸变指数越大说明进/发匹配性越差。对于高马赫数试验结果,可以用发动机流量比来表征油门操纵对相容性的影响。对于主燃烧室和加力燃烧室的稳定性可以用这样一些参数来表征:燃油室对空气的比值、空气温度、燃烧区的压力等。对于作战使用而言,可以用试飞员的实际体会来分析和表征相容性。提供相容性参数就是作战使用包线(即高度、速度和迎角边界),这对驾驶员更有用。

(6) 瞬态响应分析

通过对发动机系统响应以及影响这些响应的变量数据处理可以分析发动机系统的瞬态响应特性,包括热状态和燃油特性。不论是开环操纵还是闭环操纵,飞行试验数据都应分析。对于飞行试验大纲而言,分析的重点是发动机对驾驶员操纵的净推力响应特性。这些特性参数通常用有效时间延迟、时间常数、阻尼和频带等表征,这些参数与飞机飞行品质相关,它直接关系作战任务的完成。一旦发动机瞬态性能参数确定,发动机的净推力和力矩就作为飞机气动性能和操稳模型的输入进入全飞机模型数据库。

上述数据处理和分析的结果形成了发动机使用性和相容性试飞鉴定的技术报告、数据库、模型更改和建议等。试飞结果应指出发动机系统存在的缺陷和问题,提供更改设计的技术基础,明确发动机是否满足合同和战技指标要求,提出是否可以定型的建议,建立发动机使用部门的操作程序和飞行限制。

5.5.6 发动机试飞的特殊考虑

任何飞行试验都存在着风险,发动机试飞风险不仅在于发动机本身,而且还与许多交联系统相关。发动机系统的使用包线和飞机包线大体接近。大迎角和大侧滑角飞行中发动机相容性实际上与飞机气动力试飞的限制条件紧密相关。因此新机试飞前的危险性和风险分析应综合发动机、气动力、结构和各系统的风险分析。对于单发飞机,一定要分析发动机停车的后果。在制定和执行飞行试验计划中必须考虑有意的发动机停车(试飞空中起动)和意外的发动机停车(熄火、失速悬挂和喘振停车),在这种情况下对飞机性能、操纵性、环控、液压、电源、通信、导航、空中制氧等各方面都应考虑,还应考虑从停车到重新启动发动机所需要的各方面的条件是否具备,对于多发飞机的使用性和相容性试飞,也要考虑单发停车后对飞机各方面的影响和重新启动条件,包括单发停车后的系统重构对飞机各方面的影响。

5.5.7 发动机推力

通过飞行试验进行发动机推力直接测量只是人们的一种愿望,实际上是不现实的,因为飞机的性能和发动机性能密不可分,即作用在飞机上推力和飞行阻力共同决定了飞机的运动性能。推力和阻力都是分布力,它们的定义实际上是喷气时代为便于处理飞机内外流影响而人为的划分。但是人们在飞行试验中应用的各种性能计算和仿真模型中又要用到推力这个概念。有人认为,如果在飞机性能中存在一个基本方程的话,那就是:

$$\text{阻力} = \text{静推力} - \text{剩余推力}$$

剩余推力通过飞行试验是容易测得的,即沿飞机速度轴的加速度除以重力加速度,而静推力是不可能直接测量的。它只能通过试飞中测量许多参数,应用发动机和飞机研制方提供的数学模型进行计算得到。这是一个典型的例子:飞行试验是被试产品的研制者与试飞工程师相互合作的过程。下面以涡喷发动机为例,说明发动机推力的确定过程。

图 5-11 为涡喷发动机原理图。

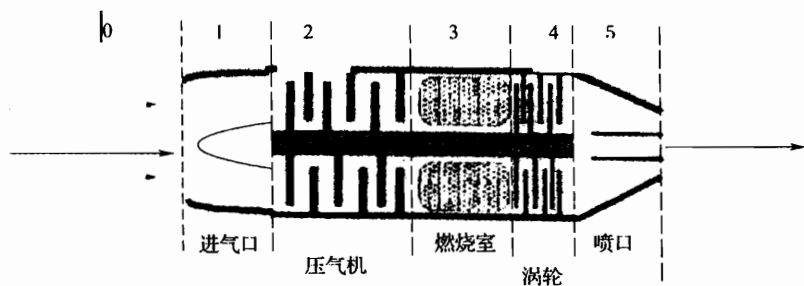


图 5-11 涡喷发动机原理图

针对原理图，推力方程为：

$$F_n = F_g - F_r \quad (5-5)$$

$$F_g = (\dot{W}_a + \dot{W}_f) V_e + A_e (p_e - p) \quad (5-6)$$

$$F_r = \dot{W}_a V_i \quad (5-7)$$

式中： F_n ——净推力；

F_g ——总推力；

F_r ——冲压阻力，自由流在进气道直到速度为零所形成的阻力；

$\dot{W}_a$ ——通过发动机的空气流量；

$\dot{W}_f$ ——燃油流量；

V_e ——出口速度（平均值）；

p_e ——尾喷口截面压力（平均值）；

A_e ——尾喷口截面积；

V_i ——飞行速度（真速）；

p ——自由大气平均压力。

对于涡扇发动机，总推力应增加一项压力乘面积，即风扇推力，如果要精确计算，还要考虑飞机系统引气和为冷却等为目的的功率提取。

飞机性能试飞中需要的发动机净推力特性是由发动机研制方以模型软件的形式提供的，这个模型软件称之为发动机热力部件模型软件，或“in-Flight Thrust Deck”，实际上来源于早期计算机程序，以穿孔卡片的形式提供，这也说明由发动机研制方向试飞工程师提供此类模型软件，配合飞行试验早已经形成惯例。

这个模型软件是在发动机部件特性基础上，运用发动机原理，并考虑部件相互干扰，并辅以发动机高空舱试验结果开发和验证而来的。对于F-15和F-16发动机，这个软件由几千条语句行和大量数据表组成，软件输入有两组参数，一组是飞行参数有速度、高度和大气温度等，另一组参数是发动机参数，如燃油流量、压力、温度、风扇转速、压气机转速等。但是这个模型软件还不能直接用于飞行试验，还要经过飞机设计师增加发动机安装影响，如进气道溢流阻力、引气、功率提取和摩擦阻力等，形成有效推力或安装推力计算模型。发动机安装影响往往需要专门改装的发动机（如特殊尾喷管）进行地面校准。

发动机研制方还应给试飞工程师提供另一种形式的发动机性能预测模型,称之为“发动机多状态简化模型”或“Status Deck”,这是个净推力预测软件,其输入仅为飞行参数和发动机油门状态,也可能增加燃油流量和转速。这个模型中的许多内容与上述空中推力模型相同,但这个模型还可以预测压力、温度、发动机转速和燃油流量,即进行推力计算的输入量。该模型还可以在不知道燃油流量的情况下,预测发动机推力和燃油流量,这一点很重要,有些情况下,燃油流量传感器安装有一定的困难。这个模型也可以发动机转速和燃油流量为输入转换成空中推力模型。

对于试飞工程师来说,也许上述的模型建立的详细情况并不清楚,但有两点是明确的,飞行试验需要应用这类模型软件,以便确定飞机性能;这类模型软件也需要飞行试验来验证和完善。试飞工程师还应配合设计师对发动机安装影响进行地面校准。对于试飞工程师来说,唯一可以进行安装净推力直接测量的手段是地面静态台架试验。它是将真实飞机放在测量台上通过缆索实测飞机在零速度下的净推力。在美国和其他国家,所有发动机性能试验计划中,台架试验是必不可少的,人们可以在飞行试验中利用空中飞行推力模型和发动机性能预测模型计算所得到的值与地面静态测量的值进行比较。

地面台架试验的方法是选择固定油门状态点,如慢车、军用、最大或其他特殊试验点。不必进行这些点之间的过渡状态进行试验,因为每次试验点重复性差,耗费还很大。建议在不同环境温度条件下进行试验,检查环境温度对发动机性能的影响。每次试验可以按照如下顺序进行:

慢车→军用→最大

这种试验至少重复一次。

利用地面台架还可进行推力动态变化的测量,尤其是滞后的影响,这点对起飞性能计算很重要,尤其在多机跟进起飞时,它们之间的间隔很关键,必须考虑发动机动态影响。图5-12为美国空军试飞中心(AFFTC)发动机台架动态试验的结果,从中可以看出从军用到最大推力增长的动态过程。

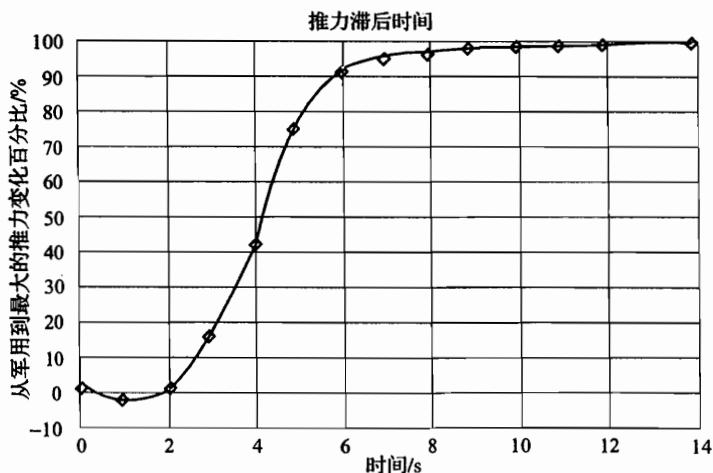


图 5-12 AFFTC 台架推力动态试验结果

5.6 性能、能量与机动性

对于飞机性能来说,它是将飞机作为一个质点研究其运动规律。本节着重从能量的观点,主要用图示的方法说明与飞机能量相关的各种参数之间的关系。这些图中数据来源,一部分要通过试飞来确定,另一部分是通过经试飞验证的数学模型来解算。

(1) 飞机的升力和阻力曲线

图 5-13 (a) ~ (e) 是升力和阻力相关的气动力特性。

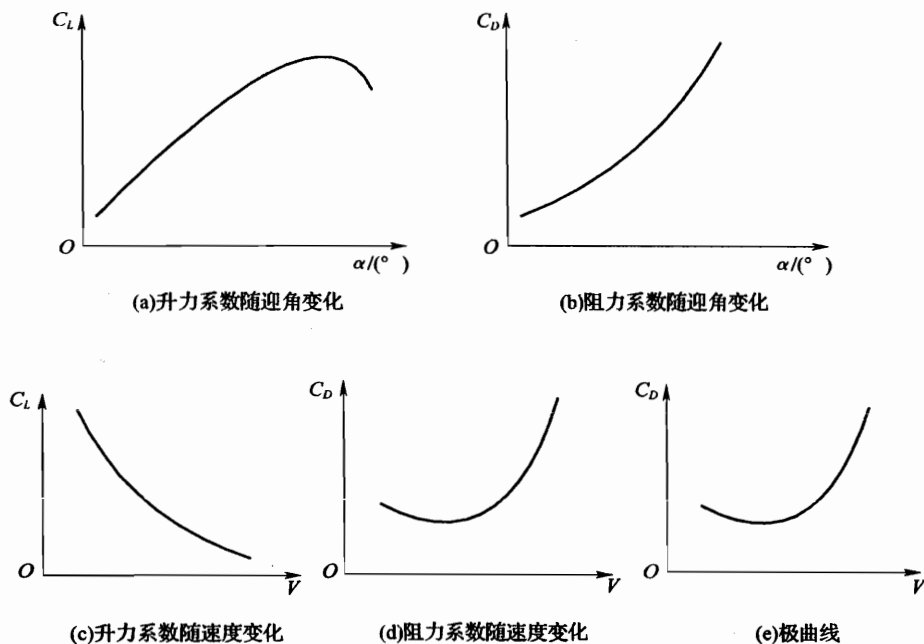


图 5-13 升力和阻力相关的气动力特性

(2) 推力与阻力曲线

对于水平直线等速飞行,可以得出升力等于重力,推力等于阻力,这时我们可以得出图 5-14 速度与推力(即阻力)曲线,这里的推力 T 为净推力。

从图 5-14 中,我们可在得出对应最小需用推力(阻力)的速度和最有利的速度,即升/阻比最大的速度或速度/推力比最大的速度。图 5-15 中 T_{aMAX} 为最大有效推力, T_{aMIL} 为军用有效推力。

结合平飞所需推力和有效推力曲线,即将图 5-14 和图 5-15 画在一起,即可得到图 5-16。随着飞行高度、飞机重量和阻力的变化,该图也发生变化。

图 5-16 中纵坐标为推力 T ,横坐标为飞行速度 V 。 T_{aMAX} 为发动机加力状态推力, T_{aMAX} 为发动机军用状态推力, T_r 为需用推力。 T_{aMAX} 和 T_{aMAX} 与 T_r 之间的差,即为剩余推力,它决定了飞机的爬升性能、加速性能和机动性能。

V_{LOTT} 为最小阻力速度, V_{CR2} 最大升阻比速度。小于 V_{LOTT} 的速度区称为发动机工作反区,即推力不稳定区;大于 V_{LOTT} 的速度区称为发动机工作正区,即推力稳定区。 V_{MIL} 为发动机军

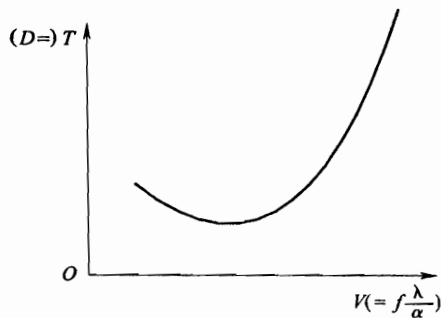


图 5-14 速度与推力曲线

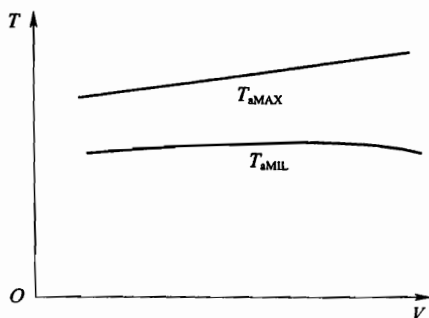


图 5-15 有效推力曲线

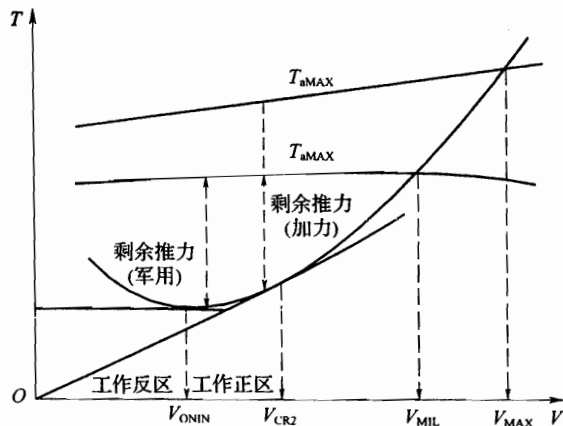


图 5-16 推力与速度关系的曲线

用状态对应的最大速度； V_{MAX} 为发动机最大状态对应的最大速度。

(3) 能量的基本概念

剩余推力就是战斗机的“能量”。能量越强，飞机爬升性能、加速性能和机动性能（即法向过载和转弯性能）越强。

飞机总能量由势能 and 动能组成，即：

$$E = W \cdot h + \frac{1}{2} \frac{W}{g} V_T^2 = W \left(h + \frac{1}{2} \frac{V_T^2}{g} \right) = W \cdot h_e \quad (5-8)$$

我们称 h_e 为能量高度，其定义是：

$$h_e = h + \frac{1}{2} \frac{V^2}{g} \quad (5-9)$$

将 h_e 求导，即可得到特殊能量 P_s ，即：

$$P_s = \frac{dh_e}{dt} = \frac{dh}{dt} + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} \quad (5-10)$$

式 (5-10) 与式 (5-1) 相同，因此 P_s 与 SEP 相同，称为特殊能量或特殊剩余推力。转弯性能的计算公式如下：

转弯半径

$$R = \frac{V^2}{g \sqrt{n^2 - 1}} \quad (5-11)$$

转弯速率

$$\omega = \frac{g \sqrt{n^2 - 1}}{V} \quad (5-12)$$

(4) 能量性能包线图

图 5-17 为高度、马赫数、校准速度和能量的关系图。

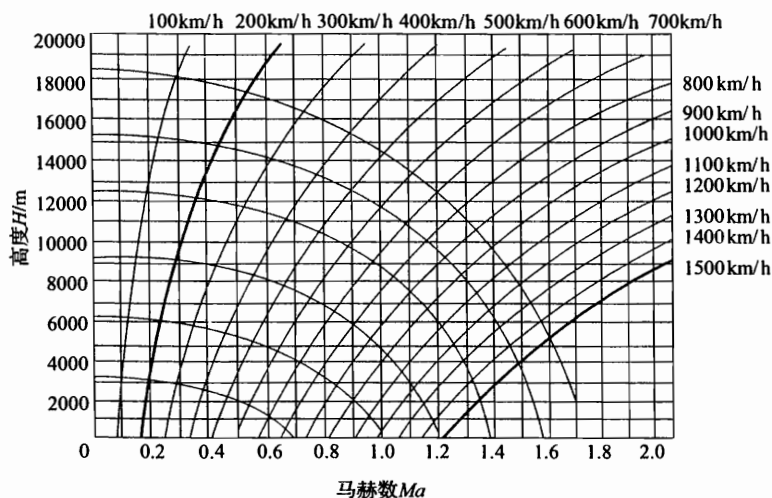


图 5-17 $H-Ma-V_c$ 包线图

图 5-18 为法向过载和校准速度关系图，包括高度影响。

图 5-19 为高度、马赫数、校准速度、能量和过载的包线图。

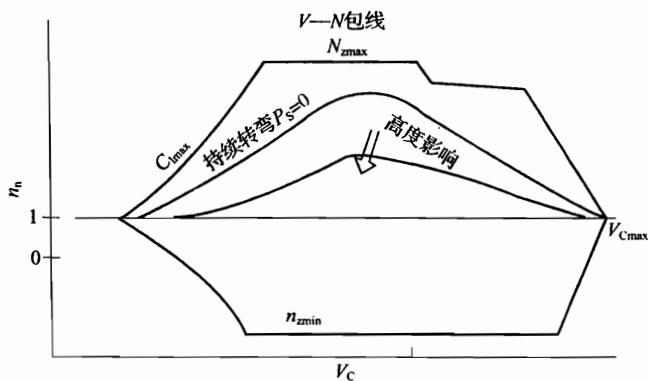


图 5-18 过载包线图

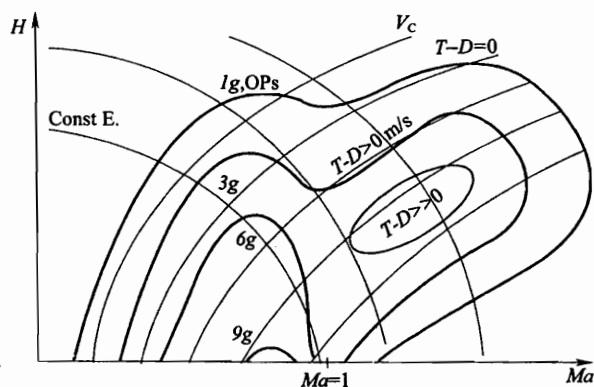
图 5-19 $H-Ma-V_c-E-g$ 包线图

图 5-20 为高度、马赫数和特殊剩余推力关系图。

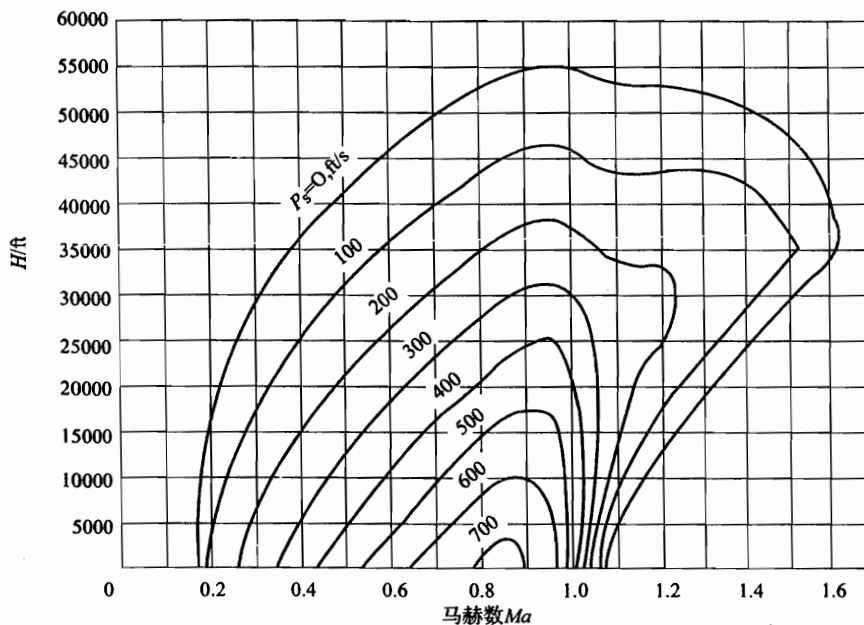
图 5-20 $H-Ma-P_s$ 包线

图 5-21 为高度、马赫数、特殊剩余推力和能量高度关系图。

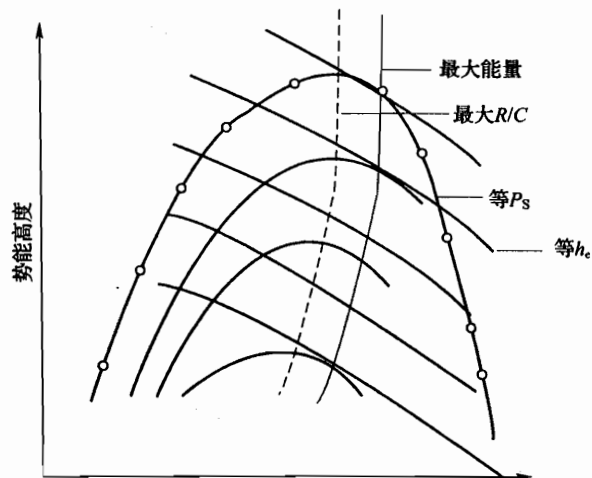
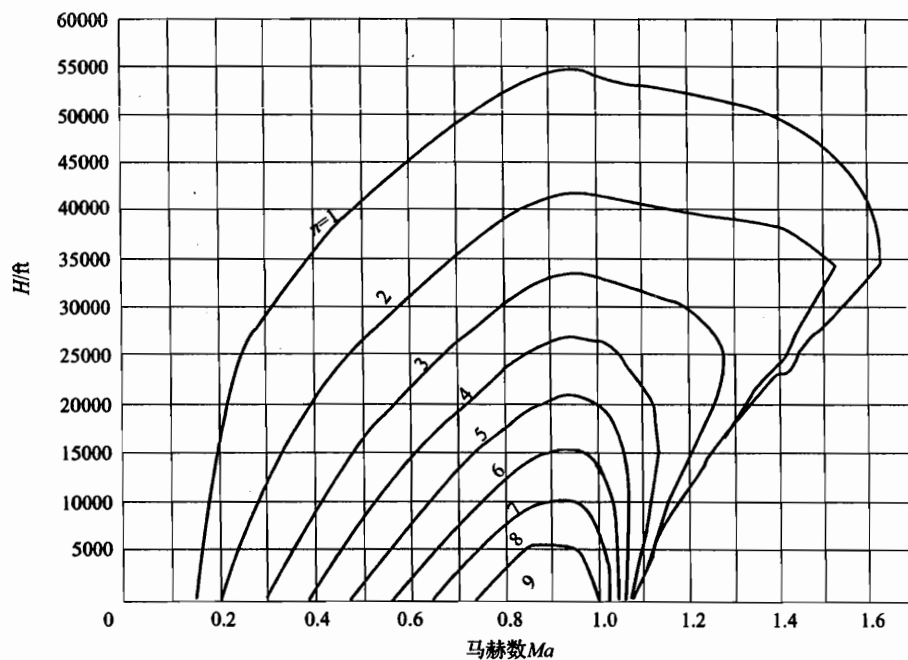
图 5-22 为高度、马赫数和法向过载包线图。

图 5-23 为高度、马赫数、特殊剩余推力和过载包线图。

图 5-24 为转弯速率与特殊剩余推力关系图，图中表明飞机平飞、持续转弯和瞬时转弯能力的状态。

图 5-25 全面表示了高度、速度、纵向和法向加速度以及转弯速率之间的关系。

这些性能包线图对于设计改进，对于试飞状态点的选择，尤其是对于战术使用方案的制定都具有重要意义。

图 5-21 $H-Ma-E-P_s-h_e$ 包线图图 5-22 $H-Ma-g$ 包线图

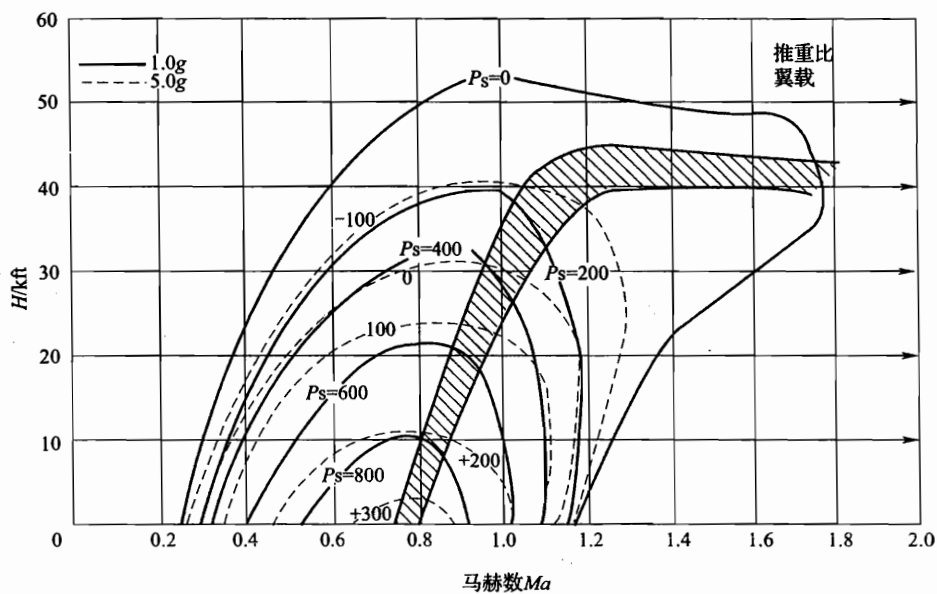
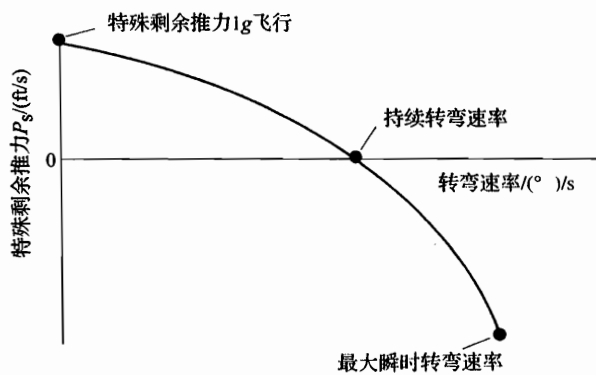
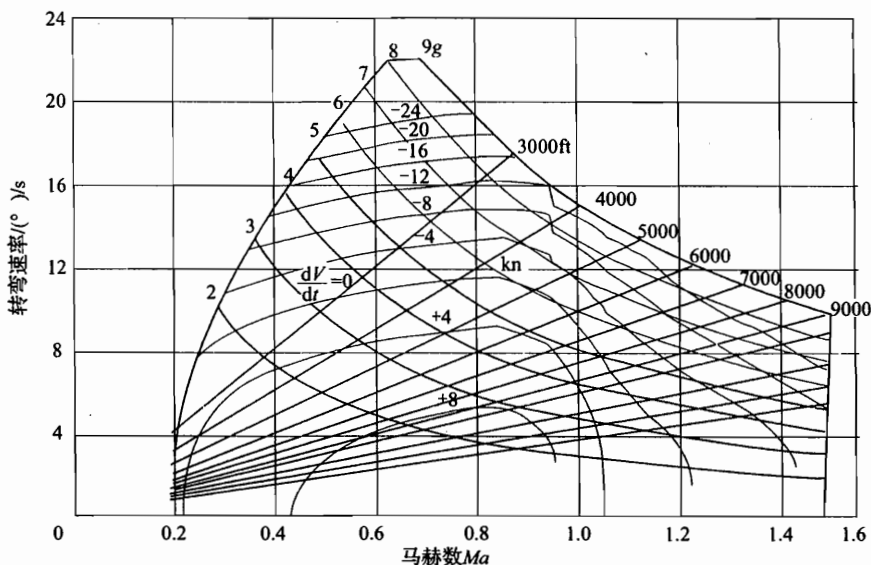
图 5-23 $H-Ma-P_s-g$ 包线图

图 5-24 转弯速率与特殊剩余推力关系图

图 5-25 机动性能图 ($W-Ma-H-n_x-n_z$ 包线图)

5.7 本章小结

(1) 在型号研制过程中, 首飞是一个非常重要的节点。首飞前的地面试验是首飞准备工作的重要内容, 其中高速滑行试验风险性大, 应像首飞一样, 做好安全保障工作。对于现代飞机首飞, 应安装试飞测试设备, 包括遥测监控设施。首飞试飞员的信心是首飞放飞的重要条件。首飞高度应适当高, 一般不应在低高度进行首飞。首飞前试飞队伍应进行专门的岗位培训。一般说来, 首飞应有伴飞飞机飞行。

(2) 大气数据校准试飞是保证新机和新系统试飞正确性和有效性的基础。校准试飞有很多方法, 包括沿塔飞行、拖锥测量、雷达测量、光电经纬仪测量、GPS 测量等, 当前来说 GPS 测量是一种最方便简捷的方法。对于大迎角状态的气动参数校准和非突出传感器的气动校准, 采用一种非突出大气数据测量系统为宜; 对于动态状态下的校准可以采用轨迹重构的方法利用相应的数学处理技术进行计算校准。

(3) 飞机性能是飞机平台研发的终极目标, 飞机性能试飞包括起飞、加速至爬升速度、爬升、加速、巡航、减速、下降、着陆等各个阶段。飞行中, 飞机要进行持续加速和减速转弯以及其他特定的动态机动。所有的试飞数据要进行校准, 试飞结果应进行换算。换算的基本方法是相似原理和微分修正方法。飞机性能离不开发动机性能, 飞机性能工程师和发动机性能工程师应密切合作, 才能真正完成飞机性能试飞任务。在发动机性能模型具备的情况下, 试飞工程师应将阻力和推力分开, 给出各自的绝对值。

(4) 发动机试飞的主要目的是检查发动机的工作特性 (或使用特性) 和与飞机的相容性, 包括进气道与发动机相容性、结构相容性和系统相容性。为了得到发动机性能或推力, 飞行试验必须与地面试验相结合, 试飞工程师必须与发动机和飞机研制方相结合, 否则任何一方都得不到真正发动机性能数据, 从而也得不到完整的飞机性能数据。发动机试飞应包括

稳态和动态试飞。

(5) 为了更好地为用户服务,除按战技指标给出试飞结果外,飞机性能和发动机性能工程师应该从能量的观点出发,向使用方提供完整的使用性能包线,包括高度、马赫数、速度、能量和过载等包线图。这些包线图可以通过数学模型计算得到,但这些数学模型必须通过试飞来验证和确认。这些包线图对于试飞工程师选择试飞状态,安排试飞计划也具有重要意义。

第6章 飞行品质试飞

6.1 概述

6.1.1 飞行品质要求

1903年12月17日,莱特兄弟的历史性飞行持续了12s,飞行距离仅36m,主要原因是飞机是鸭翼操纵的静不稳定构型飞机,没有良好的飞行品质。根据莱特飞行器的经验,美国陆军信号部队规范首次提出了飞行品质要求,即“任何时候能完好地操纵和平衡”。这句话成了飞行品质要求的经典,因为无论后来飞行品质规范如何发展,其核心还是这句话。为了对飞机飞行品质设计和验证提供具体的依据和指导,1954年美国空军颁布了第一部“飞行品质规范”,即MIL-F-8785,首次提出了操纵性和稳定性要求。随着飞控技术发展,增稳和电传操纵对飞行品质的影响越来越大,1969年和1980年分别颁布了MIL-F-8785B和C规范。这两部规范考虑了飞控系统的影响,而且提出了人机闭环飞行品质的概念,并把库珀-哈珀驾驶员评定标准作为试飞员主观评定的量化依据。由于航空技术迅速发展,各类飞行器之间功能和性能要求差异也非常大,1997年美国空军颁布了MIL-HDBK-1797,采用空格方式,由采办方根据自身采办产品特点去选择合适的飞行品质条款,而上述那些飞行品质规范和其他研究文献则作为背景材料供采购者和研制者选择应用。

俄罗斯也有自己的飞行品质规范,随着航空技术不断发展,该规范也在不断修订,大体发展脉络与美国基本一致。

综合各类关于飞行品质(Flying Qualities)和操纵品质(Handling Qualities)的描述,飞机飞行品质的基本含义是:对于驾驶员操纵,飞机能保证安全、顺利和轻松地完成操纵任务的那些飞机特点。具体要求就是:

- (1) 在人机闭环条件下飞机持续可控;
- (2) 飞机操纵响应足够稳定、快速和精确;
- (3) 驾驶员工作负荷足够小。

应该指出,从飞行品质观点出发,当代飞机设计师不仅是在设计一架飞机,更重要的是在设计一个人机系统,飞机本体特性必须适合和适应人的特性。从这个意义上说,飞行品质设计的出发点和最终验证都是驾驶员,这就决定了飞行品质的最终评价依赖在真实环境中的飞行试验及参与飞行试验的试飞员。试飞技术的难度和深度很大程度地体现在飞行品质试飞科目中。

6.1.2 影响飞行品质的基本环节

飞行品质本质上是一种人机闭环回路特性,这个人机闭环回路如图6-1所示。

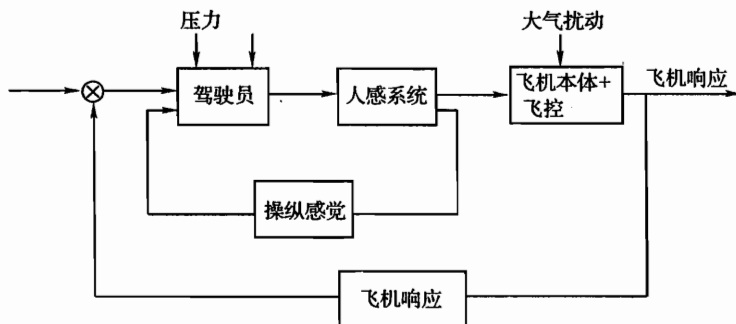


图 6-1 人机闭环回路

图中回路中的每一个环节特性都影响飞机飞行品质。其中包括以下几个环节。

(1) 驾驶员

驾驶员是一个最复杂的环节，他本身就是一个传感器、处理器和作动器的集成体。

第 3 章公式 (3-1) 给出了驾驶员的描述函数形式。并且指出驾驶员特性可以通过培训和实践飞行来完善优化，但它是设计师无法改变的。对于好的飞机飞行品质来说，驾驶员所使用的超前或滞后补偿很小，即驾驶员的工作负荷很小， T_L 和 T_I 趋于 0。因此驾驶员工作负荷是衡量飞行品质的重要参数。

(2) 人感系统

人感系统为驾驶员提供操纵力和位移的感觉，人感特性直接反馈到驾驶员的手和脚上，对飞行品质影响非常重要。忽视人感系统设计，不可能得到满意的飞行品质。

人感系统可用如下数学模来描述：

$$F_p = m\ddot{X}_p + C\dot{X}_p + KX_p + f_b \quad (6-1)$$

式中： F_p ——操纵力；

X_p ——操纵位移；

m ——等效质量；

C ——等效阻尼；

K ——载荷弹簧刚度；

f_b ——启动力。

无论是静态操纵力（取决于 K ）还是动态操纵力（取决于 m 和 C ， f_b 中的库仑摩擦亦可等效为阻尼力），都影响飞行品质。

应该指出，当今世界上的有些飞机设计师和试飞工程师，或多或少地不重视人感系统的特性，从而带来不少飞机操纵品质问题，这种倾向必须克服。

(3) 飞机本体 + 飞控

之所以将这两项合并是因为现代飞机的动态特性不仅取决于飞机本体，而且很大程度上取决于飞控系统控制律，特别对采用电传操纵系统的飞机更是如此，如图 6-2 所示。

设飞机本体运动方程为:

$$\dot{X}_a = A_a X_a + BU \quad (6-2)$$

引入反馈 $K_a X_a$ 后, 运动方程变为:

$$\dot{X}_a = (A_a + BK_a) X_a + BU \quad (6-3)$$

式中: X_a ——飞机响应矢量;

U ——飞机操纵矢量;

A_a ——飞机特征阵;

B ——飞机控制阵;

K_a ——响应反馈增益阵。

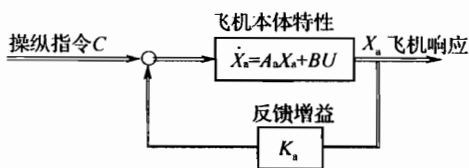


图 6-2 飞机增稳控制回路

反馈增益 K_a 对飞机动态响应具有重大影响, 静不稳定的本体可以增为稳定, 欠阻尼可增为满意阻尼。

(4) 飞机响应对驾驶员的反馈特性

在动态飞行中, 特别是在紧急情况下, 驾驶员主要凭感觉和经验对飞机操纵。驾驶员对飞机响应通过视觉和触觉来感受, 其中视觉更为主要。驾驶员对角运动比线运动的感受更为敏感, 飞机姿态控制不好直接影响对速度和高度的关注。在气象条件允许时, 驾驶员主要以天地线或外界目视物作参考来操纵飞机; 在特殊飞行状态或气象条件差的情况下, 驾驶员凭座舱显示操纵飞机, 因此座舱显示, 特别是恶劣气象和夜航条件下的座舱显示极其重要。任何情况下, 关键状态显示必须明晰和稳定, 这就是所谓人机界面问题的重要部分。

6.1.3 飞机设计过程中飞行品质规范的应用

(1) 设计阶段

新机从方案设计到试飞定型的各个阶段都必须遵循飞行品质规范, 并在全包线范围内按各项准则进行检查和评价。试飞前要根据总体、气动、飞控、气动弹性及其他相关数据, 对飞行品质进行数值计算, 进行 6 自由度仿真和地面飞行模拟试验, 包括驾驶员在环的试验。不满足飞行品质规范则对总体气动布局和操纵系统, 包括控制律进行修改。在这个阶段, 试飞工程师应密切关注和参与相关设计和试验工作。

(2) 试飞阶段

试飞是对飞行品质的验证。如果试飞发现不满足飞行品质规范要求, 要采取措施解决。例如, 米格-29 在试飞中发现纵向力矩特性有严重的非线性, 从而导致纵向稳定性在某些情况下不足, 为此修改了飞控系统, 增加了纵向增稳通道。应该指出的是, 飞行品质试飞实际上从首飞, 甚至新机滑行阶段就已经开始, 所有试飞工程师, 即使是负责航电系统试飞的工程师, 也必须关注飞机飞行品质, 因为飞行品质与飞行安全息息相关, 同时也影响武器投射效能。

(3) 定型以后

飞机在使用过程中仍可能暴露出一些飞行品质缺陷, 这时仍要尽可能地采取补救措施。对那些影响飞行安全的严重缺陷, 飞机研制者必须改进, 如果实在无法改进, 至少要在飞行员手册中对有缺陷的包线部分加以限制。米格-21 改型型号发现在某些特定的外挂状态和飞行条件下纵向静稳定性不足, 此时已难以在飞机上采取补救措施, 为了保证飞行安全, 在

飞行员使用手册中对这些状态进行了详细的说明和限制。为使用负责, 为飞行安全负责, 这是设计师和试飞工程师的天职。

6.1.4 飞行品质规范等级的应用

MIL-F-8785B 和 C 对不同类的飞机和不同的飞行阶段, 提出了不同等级的飞行品质要求。根据库珀-哈珀十分制标准, 飞行品质分为三级:

等级 1: 1~3 分, 明显地适合完成飞行任务;

等级 2: 4~6 分, 适合于完成飞行任务, 但飞行员的工作负担有所增加或任务的效果有所降低, 或者两者兼有;

等级 3: 7~9 分, 仅能满足安全地操纵飞机, 但飞行员的工作负担过重或任务效果不好, 或者两者兼有; A 种飞行阶段能安全地结束, B 种和 C 种飞行阶段能够完成任务。

该标准明确 1~6 分可以接受, 7~9 分不可以接受。但决不应将任何一个飞行品质参数降低到等级 3 界限以外, 即 10 分, 因为这将意味着飞行员难以安全地操纵飞机。

在正常状态下, 在使用包线规范内的飞机应该满足等级 1 的要求。经验表明, 当代飞控技术发展使得飞行品质达到这一要求是完全可能的。

飞机飞行品质的好坏和飞机的飞行事故概率有着密切的关系。飞行品质差的飞机不见得每次飞行都会发生事故, 但飞行品质越差, 出现飞行事故的概率越高。

6.2 飞行品质试飞的典型操纵

通过试飞来评价飞机飞行品质的方法有两种, 即开环试飞和闭环试飞。一般说来, 开环试飞所得到的结果是定量数据, 大部分数据可以与飞行品质要求指标相对应; 闭环试飞所得到的结果是试飞员的主观评定, 这种定性评定也要按相关标准, 例如, 库珀-哈珀操纵品质评定标准, 驾驶员诱发振荡评定标准等进行量化。当然这种处理方法不是绝对的。事实上在试飞员进行开环试飞过程中, 他对飞机的操纵响应也有一定的预期, 因此飞机对他的操纵响应也就形成了他的感性判断, 他就会给出飞行品质的主观评价。同样试飞员在执行闭环操纵任务时, 他对飞机响应也有一定的感受, 把这些量以一定形式统计后, 也可以形成一些定量结果, 它们可以作为试飞员定性评价 HQR (操纵品质评定等级) 的支持和参考数据。

下面给出飞机飞行品质试飞中常用的一些试飞方法和操纵动作, 也就是飞机飞行品质试飞中的操纵输入设计。

(1) 单脉冲操纵

对给定的飞机构型和飞行状态, 对纵向、横向和航向进行脉冲操纵。操纵幅值由 1/4、1/2 到驾驶杆 (脚蹬) 的全行程, 逐步加大行程, 如图 6-3 所示。操纵动作完成后稳定 3~7s。

这种操纵的目的是:

- 检查飞机初始响应和等效时间延迟;
- 检查飞机短周期模态频率和阻尼;
- 参数辨识。

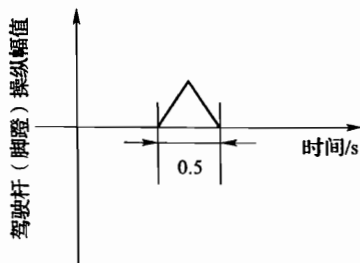


图 6-3 单脉冲操纵

(2) 倍脉冲操纵

这个动作的操纵要领和目的与单脉冲操纵相同,只是双向连续操纵,如图6-4所示。

(3) 阶跃操纵

对于给定的飞机构型和飞行状态,迅速操纵至指定幅值,并保持3~7s,幅值分别为1/4, 1/2 和驾驶杆(脚蹬)全行程,如图6-5所示。为了保证飞行状态不发生过大变化,对于纵向操纵,可以先进行适度反向操纵(如推杆),然后逆向阶跃操纵(如拉杆)。

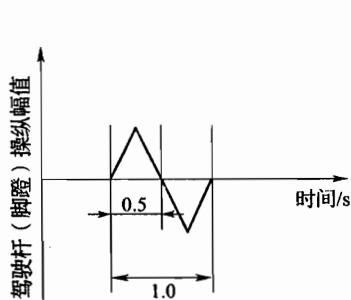


图 6-4 倍脉冲操纵

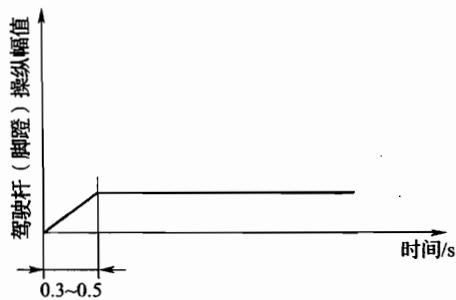


图 6-5 阶跃操纵

阶跃操纵的目的是：

- 检查飞机初始响应和等效时间延迟；
- 检查飞机模态特性；
- 参数辨识；
- 操纵梯度。

(4) “3211” 操纵

对于给定的飞机构型和飞行状态,采用一组织向时间序列的阶梯操纵,拉杆3s、推杆2s、拉杆1s、推杆1s,最后回中,拉杆推杆的幅值相同。完成操纵后稳定3~7s,如图6-6所示。

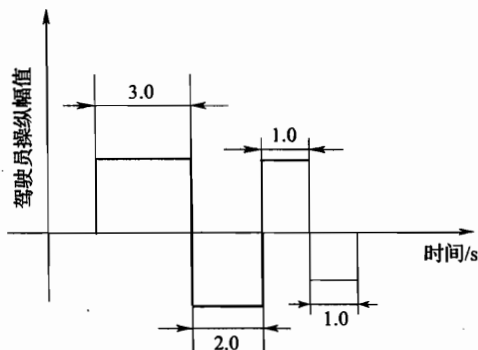


图 6-6 “3211” 操纵

这个动作的目的主要是为了参数辨识,同时可检查飞机初始响应、跟随性和稳定性。

(5) 正弦扫频

对于给定的飞行构型和飞行状态,对驾驶杆进行等频或变频操纵。频率范围为0.2~5Hz。这种扫频操纵可以是驾驶员手工扫频,也可以由特定的信号发生器产生。

这种试验的目的主要是测量飞机系统的动态品质,包括飞控系统稳定裕度测量,也可用来进行参数辨识,特别是频域参数辨识。

(6) 绕紧转弯 (Wind-up-Turn)

保持马赫数不变,逐步压杆增加滚转角,拉杆到底逐步增加法向过载,直至最大过载和迎角。

这种试验的目的是验证最大过载和迎角,检查杆力梯度,检查操纵协调性。

(7) 减速转弯

保持高度不变,分别以不同的发动机状态(军用、加力等),减速水平转弯,逐步增加滚转角,拉杆至最大行程。

这种试验的目的是检查迎角和过载限制器性能,检查随迎角和过载变化的操纵力。

(8) 迅速进入转弯

对于给定高度,通过油门保持速度不变,迅速进入转弯并拉杆到底,达到最大迎角和法向过载,本试验目的是检查水平机动能力,操纵协调性和操纵力。

(9) 筋斗

对于给定的飞机构型,在对称平面内拉杆到底并保持,直到俯仰角改变 360° 。本试验目的是检查迎角和法向过载限制器,检查纵向机动能力和操纵力。

(10) 最大滚转和俯仰组合操纵

对于给定飞机构型,快速拉杆后压杆,逐步增加、纵横向操纵幅值,直至拉杆到底和压杆到底。

本试验目的是检查在纵、横向运动耦合情况下的迎角限制器性能,纵、横向操纵协调性,最大操纵力和最大速率,同时检查结构强度和载荷。

(11) 加减速飞行

保持高度不变的 $1g$ 飞行,通过油门加减速飞行,测量杆力和杆位移变化。本试验的目的是检查飞机速度稳定性。

(12) 全滚

对于给定的飞机构型和飞行状态,迅速压杆并达到滚转角 360° ,然后回杆。驾驶杆幅值分别为: $1/4$ 、 $1/2$ 和全行程,逐步增加。这个试验的目的是检查飞机滚转初始响应、横向等效时间延迟、横向操纵杆力、飞机滚转速率、滚转中的 n_x 、 n_y 和 β 响应以及恢复品质。

(13) 从一侧到另一侧定值滚转,并保持俯仰姿态角不变

保持高度和速度不变,压杆滚转到某一角度(如 30°),稳定后迅速反向压杆至飞机反向滚转到同一角度(如 -30°),稳定后,恢复水平飞行。在滚转过程中保持俯仰角不变。

这种试验的目的是检查飞机协调性、横向操纵响应、综合姿态控制能力。

(14) 从一侧到另一侧定值滚转,并保持法向过载不变

操纵要领同上,只是在滚转过程中,保持法向过载为常数。这种试验的目的是检查飞机协调性、横向操纵响应,综合姿态和过载控制能力。

(15) 协调侧滑

对于给定的飞机构型,保持高度和速度不变,压杆蹬舵,保持飞行航向不变。

本试验的目的是检查飞机纵、横向和航向的操纵协调性,检查稳态侧滑品质和侧风着陆修正能力。

(16) 拉杆并保持到俯仰角 30°

对于给定的飞机构型和飞行状态,迅速拉杆至俯仰角 30° ,并保持 $3 \sim 5s$ 。本试验的目的是检查俯仰控制的预测性、稳定性和精确性。

(17) 拉杆并保持到俯仰角 10°

操纵要领和达到的目的与上相同,仅俯仰角范围小。此时中立位置的非线性影响更显著。

(18) 推杆并保持到俯仰角 -30°

操纵要领和达到的目的与上述动作相同,仅方向相反,俯仰角为 -30° 。

(19) 推杆并保持到俯仰角 -10°

操纵要领和达到的目的与上述动作相同,俯仰角为 -10° 。重点检查中立位置附近操纵性。

(20) 空/空跟踪

对于给定的飞机构型和飞行状态,以初始操纵激进的和截获后精确的方式跟踪目标。目标运动可以是真实的飞机目标,也可以是平显显示的模拟目标,或者是其他可视标志,如云、天地线等。目标运动规律可以是离散的,也可以是连续的,或者是两者结合。目标运动和飞机操纵可以是单自由度,也可以是三自由度,取决于鉴定内容。

本试验的目的是检查人机闭环飞行品质,操纵协调性和作战效能。

(21) 空/地和空/海跟踪

操纵要领与上述相同,目标为地面或海面可视标志,如车辆、舰船、桥梁等。当目标为缓慢运动或静止不动时,可操纵飞机人为造成较大偏差,然后迅速操纵截获和跟踪保持。

(22) 密集编队

与其他飞机进行密集编队,所谓密集编队是指与目标飞机之间最小间隔保持在 $1 \sim 5m$ 范围。本试验的目的与空/空、空/地跟踪相同,检查人机闭环飞行品质。

(23) 空中加油

与加油机配对编队飞机,按加油机的加油方式完成受油或模拟受油任务,包括硬式加/受油和拖曳伞套加油。正式加油之前应与加油机进行密集编队演练,逐步达到实际加油作业。

(24) 精确进场/着陆或着舰

首先按照导引的进场航线精确保持下滑轨迹,然后按照跑道上划定的着陆标志进行着陆或着舰。有时在着陆或模拟着舰前,故意偏离跑道中心线,然后迅速修正到跑道中心线或指定标志点进行着陆或模拟着舰。

本试验的目的是检查进场着陆或着舰的人机闭环飞行品质。

上述这些飞行品质试飞机动动作大体上可分为三类:从(1)~(11)为开环操纵,试飞结果以定量评定为主;从(12)~(14)为开环和闭环复合操纵,即在开环操纵的同时,还必须达到和保持指定的目标值,试飞结果从定量和定性两方面来评定;从(15)~(24)为闭环操纵,即要求试飞员在起始段要激进操纵,在结束段应精确保持在既定目标上。尤其是从(21)~(24),这些是典型的高增益操纵任务,试飞结果以试飞员主观评定为主。除

开环操纵任务外,其他操纵任务结束,试飞员都要按照库珀-哈珀标准给出量化的评定等级及主观评述意见。对于(21)~(24),除按库珀-哈珀等级打分外,还应按PIO评定等级给出PIO评定等级和评述意见。具体操纵要领和其他机动要求见附录I。

6.3 飞行品质开环试飞

所谓飞行品质开环试飞是指试飞员按照事先设计的驾驶动作准确地、一次到位地操纵飞机,一旦驾驶操纵完成就按照试飞任务单的规定保持飞机操纵,等待一定的时间,无论飞机响应如何,一般都不再反复干预,直到该次机动完成。这种试飞的主要目的是按照飞行品质规范要求,通过试飞结果数据,验证飞机飞行品质指标的符合性,对飞机飞行品质评定结果以定量为主。

目前关于飞机飞行品质要求有许多版本和判据,美国操纵品质军用手 MIL-HDBK-1797 采用填空方式让采购方选择,但是截至目前,对于新机飞行品质鉴定试飞而言,世界大多数国家仍然以 MIL-F-8785C 为主要依据,逐项进行检查试飞,只不过根据不同飞机,有不同的取舍和补充。

按照 MIL-F-8785C 要求,主要试飞检查的项目包括以下几方面。

(1) 纵向飞行品质试飞

- 纵向静稳定性;
- 长周期稳定性;
- 飞行轨迹稳定性;
- 飞机短周期响应
- 机动飞行中的操纵感觉;
- 纵向操纵。

(2) 横航向飞行品质

- 横航向模态特性;
- 横向-航向动态响应特性;
- 滚转操纵性能;
- 航向操纵特性;
- 定常侧滑时的横航向特性;
- 复飞中横航向操纵;
- 俯冲中横航向操纵;
- 非对称推力时横航向操纵。

应该指出,上述这些项目主要针对军用陆基飞机的飞行品质要求提出的,对于民用飞机、水上飞机、舰载飞机、无人机等,这些要求不尽完全相同。但这些要求应该大部分适用,其他类型飞机只是做一些特殊的补充项目试飞。有些规范指标要求和符号定义请读者翻阅相关文献,这里不占过多篇幅。

由于相关的论述著作很多,这里只是对其中一些重点内容作简单叙述。

6.3.1 纵向稳定性

纵向稳定性又称飞机按速度的稳定性,即飞机在水平直线飞行时,随着飞行速度变化,为保持飞机直线水平飞行,驾驶杆的操纵是均匀的,而且随着速度增加,驾驶员需要推杆;速度减少,驾驶员需要拉杆,这种飞机就称之为具有纵向稳定性。

对于没有在飞控系统中采取特殊措施的飞机,也就是对飞机本体特性而言,在跨声速区要满足这种稳定性是困难的,因此在规范中允许有一定程度的放宽,也就是图6-7中跨声速区的负斜率有一定的限制。

习惯上将图6-7称为平衡曲线。图中小于 Ma_1 和大于 Ma_2 的区域称为具有纵向稳定性,而 Ma_1 至 Ma_2 的区域,即跨声速区域称为不具有纵向稳定性,但这种不稳定性只要不严重,驾驶员可以适应,还是允许的。20世纪60年代,歼6飞机由于这种“勺”区太深、太陡,不满足规范要求,摔过不少飞机。

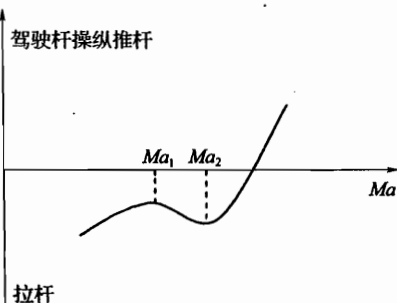


图6-7 平衡曲线

具有电传操纵系统的现代飞机通过控制律调整,对于解决这种问题非常容易,有些电传操纵飞机在整个飞行包线范围内都可以实现飞机始终自动配平,即随着速度范围变化,驾驶员无须操纵驾驶杆就可以保持直线平飞;而有些电传操纵飞机则在进场着陆阶段还保持随速度变化而有意让驾驶员实施操纵,以适合传统操纵习惯。当然这种操纵随速度变化必须是正梯度,即速度增加,推杆;速度减小,拉杆。

平衡曲线试飞方法较为简单,通常采用三种方法,即定常直线水平飞行,即等高等速的水平直线飞行;定常直线飞行,即等速直线上升和下滑飞行,又称“锯齿飞行”;水平直线加减速飞行。从试飞效率而言,水平直线加减速飞行可以大大提高试飞效率,只是它属于一种非定常飞行,数据处理中应考虑过载的变化和舵面运动的动态影响。

对于具有电传操纵系统的现代飞机来讲,通过第三种试飞方法是合适的,也可以通过在某一配平速度下进行推拉杆的方法来检查杆力和杆位移与速度变化的关系。

飞机平衡曲线与飞机构型和飞行状态密切相关,因此应该选择一些典型的构型和典型飞行状态进行鉴定和验证试飞。

6.3.2 飞机短周期响应特性试飞

飞机纵向动稳定性是指飞机平衡状态下受到扰动后的飞机自由扰动运动特性。飞机纵向自由扰动运动一般具有两种模态:短周期运动模态和长周期运动模态,长周期模态又称沉浮运动模态。短周期运动模态主要指由于驾驶员操纵和大气扰动,飞机俯仰角速率、迎角和法向过载的变化;长周期运动模态主要指由于驾驶员操纵和大气扰动,飞机速度、高度等变化。之所以能将这两者分开是因为两种模态的频宽相差较大,对战斗机而言,短周期频带约为1Hz,而长周期模态频率约为0.1Hz甚至更低。正是由于这种快与慢的差别人们对短周期特性特别关注,一方面这种特性影响飞行安全,同时这种特性影响飞机作战效能,包括目标

跟踪、截获和瞄准。短周期特性对飞控系统内环控制律也有直接关联,从某种意义上讲,飞机短周期特性是飞行品质的核心问题之一。至于长周期特性,由于飞机响应慢,驾驶员有时间来得及修正,加上现代飞控系统完全有能力抑制这些缓变参数变化,因此在飞行试验中通常不把长周期运动特性作为重点加以研究,很多情况下飞机长周期特性不予安排专门试飞。

MIL-F-8785C 对飞机短周期特性有非常明确的要求。实际上是将短周期特性简化为一个二阶环节,因此,主要指标就是短周期频率和阻尼要求。图 6-8 为某战斗机短周期频率在战斗状态,即 A 阶段飞行时的要求形式。对于 B 阶段和 C 阶段要求形式相同,但数值要求不一样。

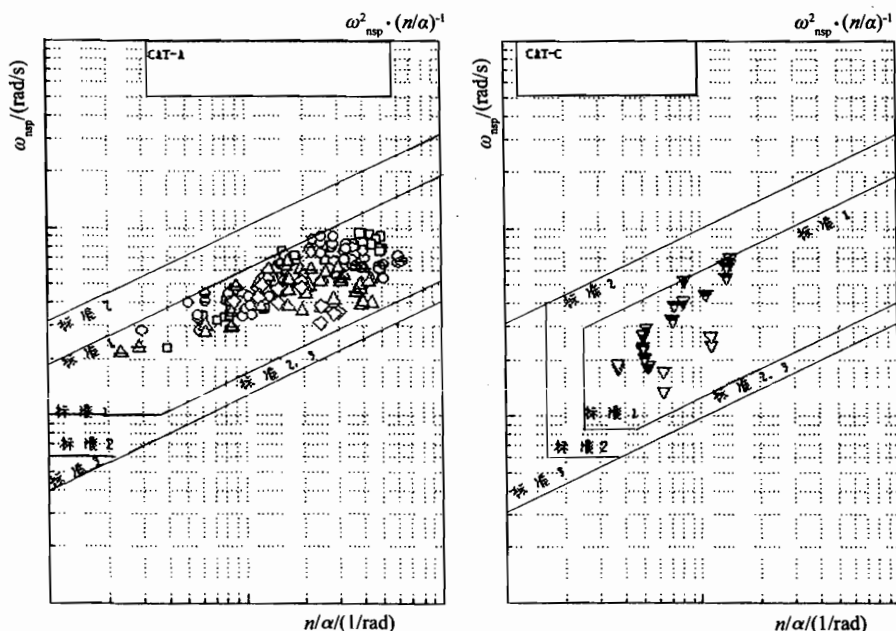


图 6-8 某机短周期频率试飞结果

但是这种要求形式不是简单的频率要求,因为研究表明,短周期特性不仅与传递函数的分母(极点)相关,而且与传递函数的分子(零点)相关,也就是要考虑单位迎角变化产生法向过载的变化,即与升力和重量特性相关。除此之外,短周期频率要求中引入了操纵期望参数(CAP)的概念,即图中飞行品质边界线的斜率:

$$CAP = \frac{\omega_{nsp}^2}{\Delta n_z / \Delta \alpha} \quad (6-4)$$

经推导

$$CAP = \frac{\omega_{nsp}^2}{\Delta n_z / \Delta \alpha} = \frac{\Delta F}{\Delta n_z} \cdot \frac{\dot{q}_0}{\Delta F} \quad (6-5)$$

式中: ΔF 为操纵杆力;

$\dot{q}_0$ 为飞机初始俯仰角加速度。

因此操纵期望参数 CAP 的物理意义是:飞机纵向短周期响应特性与杆力梯度(单位过载杆力)和飞机响应初始角加速度相关。这就构成了短周期频率的边界要求。

图6-8中某飞机短周期频率满足一级飞行品质要求。

飞机短周期阻尼是一个极其重要的参数,下表列出了飞行品质规范对战斗机短周期阻尼特性要求。

表6-1 飞行品质规范对战斗机短周期阻尼特性要求

飞行品质标准 ζ_{sp}	航行阶段 (B 阶段)		战斗和起降阶段 (A&C 阶段)	
	最大	最小	最大	最小
1	2.00	0.30	1.30	0.35
2	2.00	0.20	2.00	0.25
3	—	0.15 ^①	—	0.15 ^①
注: “—” 表示没有要求。				
① 经订货部门同意, 高空飞行短周期阻尼比 ζ_{sp} 可适当减小。				

短周期特性的试飞方法有三种, 即单脉冲操纵升降舵, 倍脉冲操纵升降舵和阶跃操纵升降舵。事实上为了尽可能抑制长周期模态, 使用较多的是倍脉冲操纵升降舵的方法。上节飞行品质试飞的典型操纵中给出了单脉冲、倍脉冲和阶跃输入的时间和幅值要求。但应该指出的是, 这些时间和幅值对于不同的飞机, 不同的飞机构型和不同的飞行状态应该是不同的, 原则上要求能充分激起飞机的短周期模态, 一般说来, 短周期频率越高, 要求激励的脉冲宽度越小。

关于短周期特性试飞的数据处理, 一般有三种方法: 一种方法是按照典型的二阶响应曲线计算出无阻尼自然频率和阻尼比; 另一种方法是用参数辨识方法, 识别出短周期数学模型, 求出输出和输入频率特性, 得出无阻尼自然频率和阻尼比; 第三种方法是对于任意合适频宽的输入和输出响应进行傅里叶变换求出系统的频率特性, 从而得出短周期频率和阻尼比。对于第三种方法来说, 对驾驶员的输入可能是随机的任意信号, 但数据处理要求高。

还应该特别指出的是, 短周期特性概念是从早期机械操纵飞机的特征引出的, 舵面作为输入, 飞机响应作为输出, 短周期特性只取决于飞机本体特性。驾驶杆的运动就是舵面运动, 完全不用顾及驾驶杆到舵面操纵杆系的动态特性影响。但是高增强的飞行控制系统出现, 尤其是电传操纵系统的系统, 飞控系统动态特性就不能不考虑了。从理论上讲, 驾驶员通过电传系统已经不是在控制飞机舵面, 而是在控制飞机响应。如果以传递函数形式来描述从驾驶杆到飞机响应, 那是一个超过20阶的高阶系统。同时电传操纵的时间延迟, 包括数字计算的延迟等也不得不考虑, 在这种情况下, 为了不使系统分析过于复杂, 尤其是通过飞行试验数据提取典型飞机特性的过程和算法不过于复杂, 也便于应用已有飞行品质规范的结果, 引入了等效系统的概念。

等效系统的概念就是沿用传统的短周期特性概念, 将原来的舵面输入改为驾驶杆输入 (驾驶杆位移或驾驶杆力), 飞机响应输出不变, 传递函数仍以二阶振荡环节形式, 只不过增加一个纯延迟环节 $e^{-\tau_{eq}}$, 等效传递函数的表达形式为:

$$\frac{q(s)}{\delta_{es}(s) \text{ 或 } F_{es}(s)} = \frac{K_\theta S \left(s + \frac{1}{T_{1\theta}} \right) e^{-\tau_{es}}}{s^2 + 2\xi_{sp}\omega_{nsp}s + \omega_{nsp}^2}$$

$$\frac{n_z(s)}{\delta_{es}(s) \text{ 或 } F_{es}(s)} = \frac{K_n e^{-\tau_{es}}}{s^2 + 2\xi_{sp}\omega_{nsp}s + \omega_{nsp}^2} \quad (6-6)$$

除 $e^{-\tau_{es}}$ 以外, ω_{nsp} 和 ξ_{sp} 与前面讨论的规范要求相同。

τ_e 为等效系统的延迟。对于 IV 类飞机, τ_e 的要求是: 1 级飞行品质的 τ_e 为等于或小于 0.1s; 2 级飞行品质 τ_e 为等于或小于 0.2s; 3 级飞行品质要求 τ_e 为等于或小于 0.25s。

对于真实的飞机响应, 用低阶系统的判据去匹配高阶系统响应有许多数学处理方法, 包括频域拟配法和时域拟配法。在匹配参数的选择上有单参数匹配法和双参数匹配法。所谓单匹配法是通过俯仰速率 q 或法向过载 n_z 的匹配求出 ω_{sp} 、 ξ_{sp} 和 τ_e ; 所谓双匹配法是通过俯仰速率和法向过载 n_z 同时拟配求出 ω_{sp} 、 ξ_{sp} 和 τ_e 。究竟哪种方法合适取决于具体飞机对象和使用者经验。

6.3.3 机动飞行中的操纵感觉和稳定性

机动飞行中的操纵感觉和稳定性实际上是飞行速度保持不变情况下的飞机按过载的稳定性和操纵性的问题。试飞的主要内容是确定飞机的机动点、操纵力梯度、操纵位移梯度和舵偏梯度, 即单位过载所需要的驾驶杆力、驾驶杆位移或舵偏度。对于具有强增稳能力的现代飞机, 单位过载所需要的舵偏可能是等效舵偏角, 因为操纵飞机俯仰运动的舵面可能不只一个, 可能是多舵面的合成, 如平尾、升降舵、升降副翼和鸭翼等。

经常使用的试飞方法有四种: 阶跃法、稳定盘旋、减速转弯和收敛转弯。阶跃法又称稳定拉起法, 即飞机保持定常无倾斜直线飞行, 试飞员突然施行俯仰阶跃操纵, 在预定达到的法向过载值保持 3~5s。通过数据处理, 即可得到相关的操纵梯度。稳定盘旋法是使飞机保持常值飞行速度 (或马赫数), 保持预定法向过载, 完成无侧滑稳定转弯, 即稳定盘旋。通过数据处理, 也可以得到相对应的操纵梯度。减速转弯法是飞机由允许的最大速度开始, 完成法向过载为常值的减速转弯飞行。通过试飞数据处理, 可以得到不同速度下的相关操纵梯度。收敛转弯法是保持马赫数不变的绕紧转弯, 即飞机滚转角逐步增加、法向过载也逐步增加, 直至最大值。通过试飞数据处理可以建立某一马赫数下法向过载与纵向操纵量的关系, 求出操纵梯度值。

原则上讲, 上述四种方法均可得到纵向操纵梯度, 要根据不同飞机构型和试飞者的习惯选择。阶跃法适用于长周期频率低的状态, 这样阶跃操纵数据有效段内飞机速度来不及变化。稳定盘旋法所得到的精度较高, 每个稳定盘旋都可以得到一组稳定的法向过载和操纵参数, 但耗费的试飞时间较多。收敛转弯 (WUT) 和减速转弯 (SDT) 试飞效率高, 一次机动可以得到一个系列的数据点, 但要注意动态特性影响, 因为这里所述的操纵梯度指标是稳态指标。WUT 和 SDT 还可以结合其他试飞科目综合试飞, 因为试飞过程中这种类型的机动飞行科目相当多。

应该特别指出的是, 飞机飞行品质规范中除稳态杆力梯度、杆位移梯度要求外, 动态操纵梯度, 特别是动态杆力梯度的试飞测量也很重要, 它是分析人机闭环稳定性的重要依据之

一,无论是飞机本体、飞控系统和人感系统都对该指标有重要影响。所谓动态杆力梯度实际上法向过载对输入杆力的幅频特性,可以结合其他动态特性试飞,通过数据处理获得该指标值。

6.3.4 横航向模态特性

与纵向短周期模态特性的性质相同,模态特性是与输入无关的飞机固有特性,满足模态特性要求是飞机具有良好飞行品质的前提。一般飞机的横航向模态特性包括荷兰滚模态、滚转模态和螺旋模态。

荷兰滚模态是一种具有偏航、滚转和侧滑三个运动量的短周期模态。它的主要特征是荷兰滚频率 ω_{nd} 、荷兰滚阻尼比 ξ_d 和阻尼 $\omega_{nd}\xi_d$ 以及振动过程中各个运动量之间的振幅比和相位差。

飞机滚转模态是以典型一阶环节的时间常数 τ_R 来表征的, τ_R 大小直接影响驾驶员的滚转操纵灵敏度。

飞机螺旋模态实际上是一种长周期的不稳定发散模态,因此它是以最小倍幅时间作为判据来评定的,也就是对发散的速度加以限制。归结起来,飞行试验的主要目的是测定荷兰滚频率 ω_{nd} 、荷兰滚阻尼比 ξ_d 、滚转时间常数 τ_R 和螺旋模态倍幅时间 T_{2s} 。

按照美国军标 MIL-F-8785C 对荷兰滚模态要求,对歼强类飞机荷兰滚模态最小无阻尼自然频率和阻尼比的要求见表 6-2。

表 6-2 歼强类飞机荷兰滚模态阻尼比要求

标准	ξ_d 最小值	$\omega_{nd}\xi_d$ 最小值 / (rad/s)	ω_{nd} 最小值 / (rad/s)
1	0.19	0.35	1.0
2	0.02	0.05	0.4
3	0		0.4

由于驾驶员对荷兰滚模态特性的要求与另一个重要参数 $\left|\frac{\gamma}{\beta}\right|_d$ 密切相关,因此上表中还要根据地 $\omega_{nd}^2 \left|\frac{\gamma}{\beta}\right|_d$ 是否大于 20rad/s 而进行修正。

对于歼强类飞机, MIL-F-8785C 对 τ_R 的要求是:1级标准为 1.0s,2级标准为 1.4s,3级标准为 10s。

规范对螺旋模态要求不分飞机类型,总的要求是,当飞机受到不大于 20°滚转角的初始扰动后飞机响应发散的倍幅时间 T_{2s} 不小于表 6-3 规定的值。

表 6-3 螺旋模态倍幅时间要求

飞行阶段	标准 1	标准 2	标准 3
A, C	12s	8s	4s
B	20s	8s	4s

横航向模态的试飞方法主要用脉冲方向舵方法,即在给定的飞行高度和速度上,配平飞机,稳定水平直线飞行约 10s,然后试飞员脉冲蹬舵约 $1/3 \sim 1/2$ 总行程,记录飞机自由运动,通过数据处理求取飞机模态特性。对于现代飞机飞行试验,可以用标准的信号发生器驱动方向舵,或通过飞控计算机设置试验信号驱动方向舵运动,因为用脚操纵方向舵难以准确控制到要求的方向舵偏度。

对于电传操纵飞机,可以仿效纵向短周期特性的方法,应用等效系统概念,将高阶系统响应匹配为低阶传递函数形式,再用上述指标要求对横航向模态进行评定。同样要附加一个等效时间延迟要求,其要求值同于纵向短周期等效延迟 τ_e 。

6.3.5 横航向动态响应特性

横航向动态响应特性是根据飞机对于大气扰动响应以及在规定滚转和转弯机动飞行中允许的滚转速率振荡、侧滑幅值、副翼和方向舵驾驶操纵力等来评定。

美国军标 MIL-F-8785C 要求对大气扰动的响应应考虑 ω_{nd} 、 ξ_d 、 τ_R 、 $\left|\frac{\gamma}{\beta}\right|_d$ 、 $\angle\frac{\omega_z}{\beta}$ 对突风的敏感性以及飞控系统非线性对于飞机在大气扰动中响应和操纵特性的综合影响。特别是对侧滑会引起大的滚转力矩的飞机,应研究其滚转加速度、角速度及倾斜角对侧向阵风响应。对于现代大后掠小展弦比的高速飞机,横向静稳定性导数 M_x^β 增大、转动惯量 I_x 减小,对大气扰动的敏感性增加。

大气扰动中的飞行品质还与另外一个模态特性参数 $\left|\frac{\gamma}{\beta}\right|_d$ 有关, $\left|\frac{\gamma}{\beta}\right|_d$ 是滚转侧滑比, $\left|\frac{\gamma}{\beta}\right|_d$ 过大,说明飞机滚转运动对侧滑角响应强烈。

当然大气扰动中横航向响应特性与飞控系统控制律相关,在人机闭环操纵情况下,分析起来十分复杂,也没有独立的指标,但是却非常重要,试飞员应该在飞行试验中加以注意体验,试飞工程师也要及时分析相关数据。

规范对滚转角速率振荡有明确要求,在试飞中应在指定的高度和速度上作水平直线飞行,稳定几秒后,阶跃副翼操纵,至少保持到滚转角达到 90° 。此时飞机滚转不应出现反向,而且在滚转角速度振荡响应中的第一个最大值与第一个最小值之比不应小于规范要求。

规范除对滚转角速率振荡要求外,还对滚转角的振荡也提出了要求。为了验证滚转角振荡是否满足规范要求,与上述操纵方法不同,本科目应采取脉冲操纵副翼,以形成明显的滚转角振荡响应,这种响应形式也容易测量滚转速率相对侧滑角响应的相位滞后 ψ_β ,这是规范指标中应用的重要参数。

规范还对阶跃副翼所产生的侧滑角变化量有明确要求,试飞方法与阶跃副翼所产生的滚转速率振荡验证试飞相同,阶跃过程中要求达到的滚转角可以小一些,只要大于 60° 即可。

规范对定常协调转弯和定常侧滑转弯的能力进行了规定,前者是以规范要求的倾斜角,如歼强类飞机为倾斜角 60° 转弯时,利用脚蹬操纵保持侧滑角为零,检查此时脚蹬力和副翼操纵力是否满足规范要求。后者是不用脚蹬操纵,只用副翼操纵,按规范要求的倾斜角,如歼强类飞机为倾斜角 60° 转弯,检查此时副翼操纵力是否满足规范要求。

6.3.6 横航向的操纵性能

试飞中应该确定飞机的滚转操纵性能,包括在满行程副翼操纵下的最大操纵力,滚转到不同角度(如 30° 、 50° 、 90° 等)所需的时间、单位操纵力所形成的滚转角速度等。确定滚转性能的主要方法是阶跃副翼操纵,由于滚转响应的起始时间是阶跃施加的时间,同时为了不至引起过大的其他附加运动,阶跃操纵应尽可能快。如果在未达到规定滚转角之前有过大的侧滑产生,可以适当用方向舵加以修正。

在航向操纵方面,对于速度变化产生偏航所需的方向舵修正、不对称装载引起的方向舵操纵、定常侧滑所需的方向舵操纵、复飞中的横航向操纵、俯冲中的横航向操纵、侧风中的横航向操纵、非对称推力下的横航向操纵等,规范均有相应的要求,应该根据规范要求进行相应的操纵试飞。

这里着重对非对称推力时横航向操纵试飞做一些说明,包括地面最小操纵速度、中断起飞、继续起飞、空中最小操纵速度等项目试飞。地面最小操纵速度试验是在跑道上的滑行试验。工作发动机处于最大起飞推力或功率状态,选择最不利的飞机重量和重心位置,飞机处于配平状态。飞机沿着跑道中线滑行,试飞员用一定的推力保持前轮不离地,在某一预期速度上收油门至慢车,用方向舵保持飞机平行于跑道中心线滑行。试飞员评价这个过程的飞机可操纵性。当确认该速度点可操纵后,进行下一个速度点的操纵性检查,直至偏离跑道中心线横向距离30ft(9.14m)的那个速度,称之为地面最小操纵速度。

中断起飞试验是指在滑行过程中,关键发动机停车,当故障速度小于决策速度时,中断起飞。首先飞机按正常起飞状态加速滑行,在当量速度未到决策速度之前,关闭关键发动机油门,用方向舵、副翼制止偏航和倾斜运动,防止急剧偏转。同时向前推杆,压住前轮,保持方向,迅速将工作发动机的油门拉至零位或收到与关停发动机相同的状态。必要时使用相应的减速措施刹停飞机。中断起飞试验的速度虽小于决策速度,但应接近决策速度,或等于决策速度。

继续起飞试验是指按正常起飞速度滑跑,当速度大于决策速度时,切断发动机油门,向工作发动机的方向蹬舵和压杆,保持滑行方向,直到离地起飞。离地速度应比正常起飞速度大7%左右。

空中最小操纵速度试验的目的是确定多发飞机关键发动机停车后的可操纵限制,确定一台或二台发动机不工作时的静偏航力矩,也就是确定关键发动机不工作时能保持飞机操纵的最小速度。试飞应在最不利的重量和重心位置上进行。为了保证飞行安全,该试飞应从较高高度开始,逐渐下降试飞高度。所谓飞机可以操纵是指在关键发动机收到慢车后为保持飞机平飞所用的方向舵和副翼操纵满足规范要求。空中最小操纵速度确定后要用关停关键发动机的状态进行演示试飞。

侧风中的起飞和着陆特性是一项值得关注的试飞项目。尤其对那种主轮距比较窄,飞机垂尾高的歼击机更应该进行试飞检验,确定允许的最大正侧风值。通常这种试飞是地面飞行模拟难以替代的,因为相对空中飞行而言,地面滑跑或贴近地面飞行的仿真逼真度更难以保证。侧风着陆试飞应遵循循序渐进的原则,由小侧风到大侧风,进场和着陆速度由大到小,逐步进行。进场着陆时,通常采用交叉法和平行法结合进行,即进场时机头对准来风,飞行航迹对准跑道中心线,飞机机体轴与跑道中心线交叉,当飞机即将着地之前将机体轴对准跑

道,与跑道中心线平行。飞机着陆后应根据跑道长度,不放减速伞或晚放减速伞避免追风效应,使飞机滑偏出跑道。这种试飞应选择跑道较长而经常有侧风的机场进行。

6.4 驾驶员诱发振荡

6.4.1 驾驶员诱发振荡现象

驾驶诱发振荡(PIO)又称飞机驾驶员耦合(APC)。许多人之所以主张称之为 APC 是避免把 PIO 现象的原因和责任归咎于驾驶员。不过 PIO 成为更多人的习惯说法,故本文仍用 PIO。

MIL-STD-1797A 标准把 PIO 定义为:“由于驾驶员试图操纵飞机而引起的持久的或不可控的飞机振荡”。其实质是飞机动力学与驾驶员动力学之间的不良耦合。它是一种十分罕见、难以预测和突然发生的振荡或发散的运动。说它十分罕见是指同一型号飞机,许多驾驶员飞过许多架次都未遇到 PIO 或 PIO 趋势,而某一驾驶员却遇到,而且这个驾驶员不一定是没有经验或水平不高的驾驶员。甚至于同一驾驶员,许多次飞行未曾遇到,但某一次飞行中却遇到,而且这一次似乎客观条件并无大的变化。也正因为如此就更加危险,因为人们对此放松了思想和技术准备。事实上在航空发展进程的全局中,PIO 现象并不罕见。几乎所有新研型号,尤其是现代飞机都发生过 PIO 和 PIO 趋势。早在百年之前的莱特飞机就出现过 PIO 或 PIO 趋势,驾驶员在飞行过程中始终都处在一种不稳定的过操纵状态,飞机俯仰姿态发散的倍幅时间约 0.6s。自那以后,许多传统的飞机和现代飞机都出现过 PIO 或 PIO 趋势。特别是具有电传操纵系统的现代飞机,由于具有高阶性、高增益和附加时间延迟,PIO 趋势更为严重,发生的概率相当高,其中包括 YF-16、航天飞机、苏-27、F-18、JAS39、YF-22、B-2、A320、波音 777、C-17 等;其中苏-27、JAS39、YF-22、A320 等都因此摔过飞机,有的还不止摔一架。我国飞机试飞史上也曾出现过 PIO 事件,包括歼教 7、歼轰 7、某电传试验机 and 某型号电传飞机等,也曾摔过飞机。

6.4.2 驾驶员诱发振荡原因分析

造成 PIO 的原因十分复杂,本文只是以若干例子,说明与 PIO 相关的一些原因。

(1) 飞机基本飞行品质参数不满足规范要求

飞机的基本飞行品质参数对 PIO 影响很大。例如,歼教 7 飞机由于高空短周期阻尼小而造成纵向振荡;某电传操纵飞机由于超声速短周期阻尼小造成纵向振荡等。人感特性的不良有时也会造成人机耦合振荡,某电传操纵试验机由于没有人感阻尼装置,使驾驶员感觉“杆轻”,结果造成进场着陆时出现 PIO,等等。

(2) 触发是 PIO 的诱因

有的飞机的飞行品质虽不是最佳,只要没有特殊的触发(Trigger)也许不会出现 PIO,但有时这种触发就可能发生,形成 PIO,例如,歼轰 7 在一次飞行中由于关断自动驾驶仪造成的飞机瞬态响应,驾驶员条件反射紧急修正,从而造成剧烈的 PIO,所幸没有摔飞机。

(3) 综合原因造成 PIO

有的飞机试飞检查所有开环飞行品质指标都是合格的,甚至都在一、二级标准之内,但

仍然可能出现人机组合不稳定事件。这里的组合包括驾驶员特性与飞机特性组合,包括各种飞行品质指标特性之间的组合。例如,某电传操纵飞机,横航向飞行品质都满足一级飞行品质指标,但在一次进场着陆中,由于侧风扰动,试飞员急剧修正操纵,形成了严重的横向耦合振荡。在离地 $1 \sim 2\text{m}$ 情况下,滚转角振荡幅值近 $\pm 20^\circ$ 。由于试飞员事前进行过专门培训,尤其是用变稳飞机进行过低空 PIO 专题培训,使试飞员熟悉 PIO 机理,判断准确,处理及时正确,停止横向驾驶修正,推油门拉杆复飞成功,挽救了飞机。从振荡开始到振荡停止前后仅 5s 。从图 6-9 可以看出,振荡过程中,滚转速率响应对于横向操纵输入的相位滞后 180° ,横向操纵位移信号和副翼舵机速率都出现饱和现象。那么是什么原因造成横向耦合振荡呢?原因是:

- 飞机处在进场着陆的接地拉平阶段,驾驶员处在高增益操纵状态;
- 正在这时出现侧风扰动,从记录曲线看出,由于突风扰动,飞机出现 $0.05g$ 的侧向载荷脉冲响应;
- 在驾驶员横向快速操纵下,舵面出现速率饱和;
- 飞机横航向飞行品质的指标虽然都在一级范围,但它们的组合不一定是最佳,比如,滚转时间常数为一级偏小的下限,从杆位移计算的等效时间延迟尚不满足一级标准要求,如果以杆力计算,时间延迟可能会更大一些。

以上这些综合因素造成了 PIO。

(4) 航面速率饱和可能造成 PIO

从设计观点来看,舵面速率饱和是造成耦合振荡的关键因素。从世界上发生的 PIO 的记录和美国军用飞机操纵系统规范描述来看,飞控系统舵面速率饱和对人机耦合振荡是最值得关注的因素。

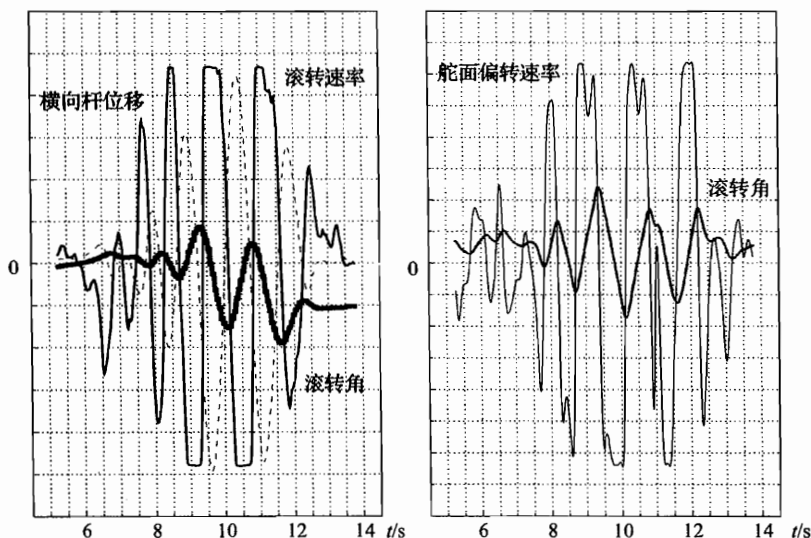


图 6-9 某 FBW 飞机横向 PIO 曲线

1990 年和 1994 年, JAS39 两次由于 PIO 而摔飞机。摔飞机的主要技术原因都是由于舵机速率饱和和限制而造成的。第一次进场着陆时由于副翼舵机速率饱和,造成严重附加操纵延迟而出现 PIO,飞机失控。第二次 PIO 是由于横向和纵向操纵都达到了舵偏速率饱和而造成

的,首先是横向操纵速率饱和,然后是纵向操纵速率饱和。据分析表明,俯仰驾驶杆操纵与俯仰响应之间的有效时间延迟从小于 100ms 突增到 800ms;由于飞机本体是静不稳定的,舵面饱和使得飞控增稳功能失效,造成飞机失控。图 6-10 为第二次 PIO 时左右升降副翼速率饱和的情况,由于 JSA39 是升降副翼结构,左右舵面同时饱和说明横向和纵向操纵均达到饱和状态。

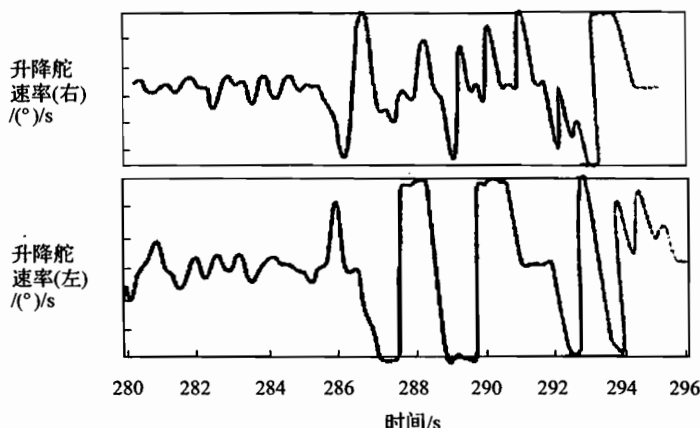


图 6-10 JAS39 第二次 PIO 时舵面速率饱和曲线

(5) PIO 中的驾驶员因素

由于 PIO 是飞机动力学和驾驶员动力学不利耦合而造成的,上面分析了一些只是由于飞机及其飞控系统特性,尤其是飞控系统非线性造成的 PIO,那么驾驶员动态特性与 PIO 的关系是什么呢?据分析 PIO 产生与驾驶员下述因素相关:

- 驾驶员增益和带宽属性:例如, JAS39 两次 PIO 是同一个飞行员,他是一名空军表演飞行员,但他是属于高增益和高频型的飞行员,他的这种特性正好容易与 JAS39 当时的飞控状态相耦合。

- 驾驶员的补偿和平衡能力:关于人机描述函数的表达式中,驾驶员希望飞机加上人的传递函数形成一个最佳的 K/S 模型,以实现真正的“机头随杆而动”的操纵。这个目标的实现一方面依靠飞机设计师的设计方案,另一方面也取决于驾驶员的平衡和补偿能力。从技术上讲,设计方案一方面要完全消除各种非线性和延迟环节是不可能的;另一方面人的特性也千差万别,要适应每个驾驶员的习性也是不可能的,因此响应性能的最佳化,取决技术方案,也取决于驾驶员的补偿和平衡能力,包括增益、超前和滞后补偿能力。

- 驾驶员的适应能力:在突如其来的振荡响应环境中,对飞机振荡响应和控制系统非线性的适应能力非常关键,包括心理和生理适应能力。首先是心理决策,紧接着是生理反应快慢,手臂与决策的耦合,神经肌肉系统对人感动态特性的阻抗,飞机运动引起的手臂惯性耦合等都会影响 PIO 的产生或抑制。

- 试飞员的培训:应该指出,驾驶员在紧急情况下的操纵反应是凭他的感觉和经验,甚至是凭他的条件反射来实施的,因此试飞员的培训极为重要。前面讲到许多 PIO 例子,有的试飞员处理得及时和正确,挽救了飞机,如我国的某电传操纵飞机进场着陆时发生的 PIO、YF-16 起飞时发生的 PIO、航天飞机无动力进场着陆发生的 PIO 等都是试飞员在关键

时刻挽救了飞机的例子,究其原因,这些试飞员都非常有经验,而且经过专门的培训,尤其是他们都毫无例外地经过了变稳飞机的空中模拟培训。

(6) 其他方面的因素

为了防止 PIO 事件的发生,首要的任务是从优化飞机设计着手,尤其是飞控系统设计。几十年来人们都在试图寻求防止 PIO 发生的判据,尤其是电传操纵系统的广泛应用更加刺激了这方面的研究,美国 NASA 甚至成立了一个专门的研究委员会。迄今为止,虽然并没有找到一个公认有效的预测方法,但也得出了一些有用的结论,其中良好的飞行品质是消除 PIO 的基础。除了相应的飞行品质规范外,应该特别强调如下几个方面的飞行品质要求:

- 人感系统特性:包括人感系统类型、操纵力和操纵位移大小及其梯度、起动力(含回中性、死区和滞环)、阻尼、惯性、配重等;
- 舵面特性:包括操纵面效率、速度和带宽、从人感系统到舵面的传递特性等;
- 动态特性:包括纵向短周期和长周期特性、滚转和偏航响应特性,有效时间延迟、操纵协调性等;
- 稳态特性:包括单位过载杆力、平衡特性、横航向操纵特性、滚转速率和滚转操纵效率;
- 模态转换:包括模态转换时间、转换过程中的交感特性以及转换瞬态响应等。

6.5 PIO 判据及其应用

为了评定 PIO 的特性,作为飞机飞行品质规范的补充,国内外开展了许多关于电传操纵飞机飞行品质的研究判据,有一部分是开环判据,另一部分是闭环判据,它们的共同特征是寻求飞机综合响应特征代替各项单独的分离的指标。这里列举其中部分判据作为飞机飞行品质研究和评定的参考。

6.5.1 姿态带宽准则

姿态带宽准则(又称 Hoh 准则),是通过姿态角对驾驶员杆力输入的开环频域响应计算带宽和时延两个特征值。并以此为依据,进行 PIO 趋势评估。

(1) 输入需求

姿态角($^{\circ}$)对驾驶员杆力(lbf)输入的频域响应。

(2) 评估参数计算

带宽:带宽计算示意图见图 6-11。

相位带宽 $\omega_{BW\text{phase}}$ 定义:相位为 -135° 处的频率值,单位为 rad/s。

幅值带宽 $\omega_{BW\text{gain}}$ 定义:幅值为“相位 -180° 处的幅值抬高 6dB”处的频率值,单位为 rad/s。

带宽定义为: $\omega_{BW} = \min(\omega_{BW\text{gain}}, \omega_{BW\text{phase}})$, 单位为 rad/s。

时延: $\tau_p = -\frac{\varphi_{2\omega_{180}} + 180}{57.3 \times 2 \times \omega_{180}}$, 单位为 s。

式中: ω_{180} 为相位 -180° 处的频率,单位为 rad/s;

$\varphi_{2\omega_{180}}$ 为相位 -180° 处的频率 2 倍处的相位值,单位为 ($^{\circ}$)。

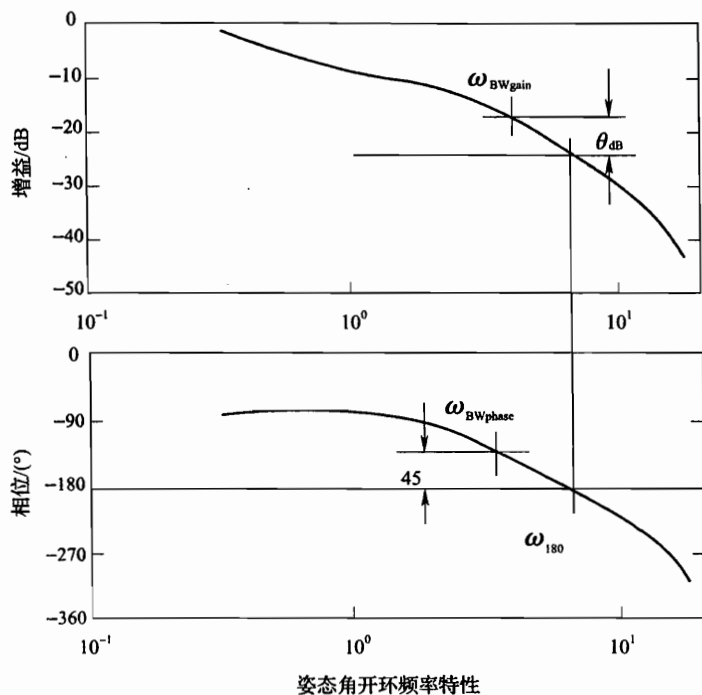


图 6-11 带宽计算示意图

(3) 评估方法

将带宽、时延的计算结果，画到姿态带宽准则评估图上，可得到相应的飞行品质等级或 APC 评分。美国及俄罗斯分别使用的两套不同的姿态带宽准则评估图，每一套评估图分为空中飞行和起飞着陆两种飞行阶段，见图 6-12 ~ 图 6-15（图中 L 代表等级，PIOR 代表驾驶员诱发振荡评定等级）。

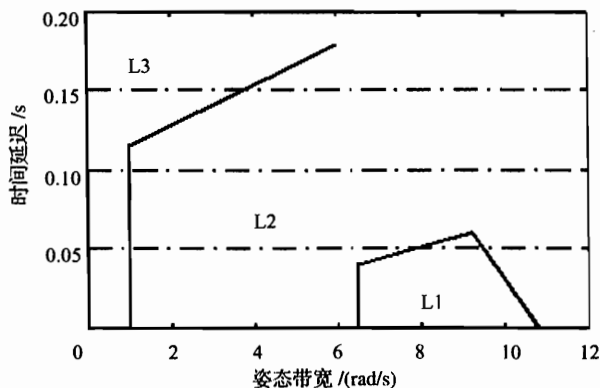


图 6-12 姿态带宽评估图（空中飞行阶段）（俄罗斯）

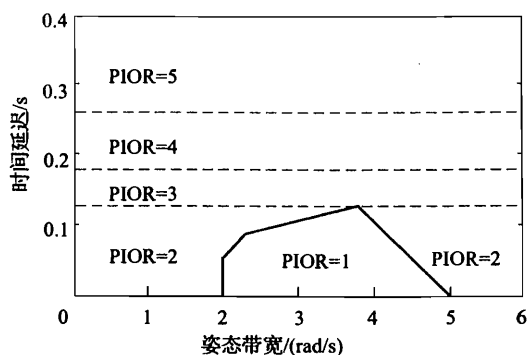


图 6-13 姿态带宽评估图（起飞着陆阶段）（俄罗斯）

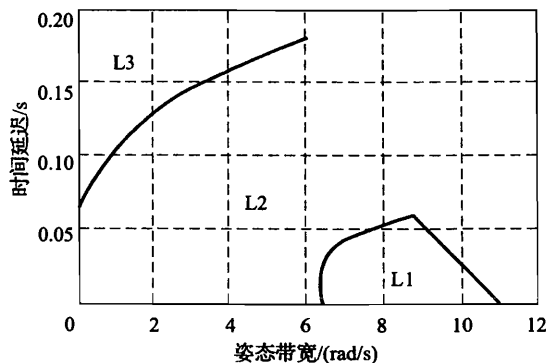


图 6-14 姿态带宽评估图（空中飞行阶段）（美国）

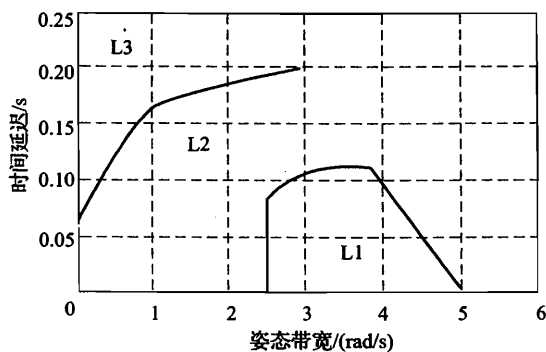


图 6-15 姿态带宽评估图（起飞着陆阶段）（美国）

6.5.2 Gibson 平均相位速率准则

Gibson 平均相位速率准则，是通过姿态角对驾驶员杆力输入的开环频域响应计算 ω_{180} （相位 -180° 处的频率）和平均相位速率两个特征值。并以此为依据，进行 PIO 趋势评估。

(1) 输入需求

姿态角 ($^\circ$) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应。

(2) 评估参数计算

ω_{180} 定义：相位 -180° 处的频率，单位为 Hz；

平均相位速率 APR (Average Phase Rate)，单位为 $(^\circ)/\text{Hz}$ ；

$$\text{APR} = - \frac{\varphi_{2\omega_{180}} + 180}{\omega_{180}} \quad (6-7)$$

式中： $\varphi_{2\omega_{180}}$ —— (相位 -180° 处的频率 $\times 2$) 处的相位值。

(3) 评估方法

将 ω_{180} 、平均相位速率 APR 的计算结果，画到 Gibson 平均相位速率评估图上，可得到相应的飞行品质等级，评估图见图 6-16。

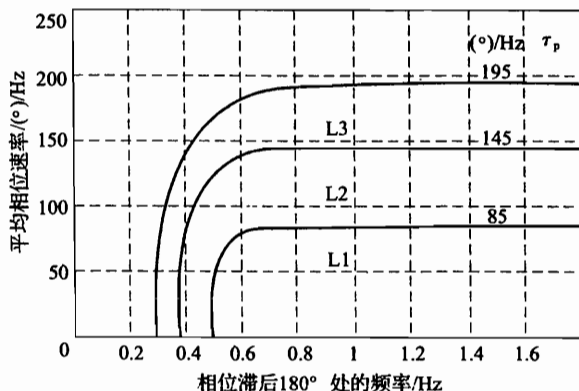


图 6-16 Gibson 平均相位速率准则评估图

6.5.3 Gibson 最大 PIO 频率增益准则

Gibson 最大 PIO 频率增益准则，是将姿态角对驾驶员杆力输入的开环频域响应画到 Nichols 图 (相位、幅值图)。并以此为依据，进行 PIO 趋势评估。

(1) 输入需求：

姿态角 $(^\circ)$ 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应。

(2) 评估参数计算：

MAG_{180} 定义：相位 -180° 处的幅值，单位为 dB。

(3) 评估方法：

将姿态角 $(^\circ)$ 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应曲线，画到 Gibson 最大 APC 频率增益准则评估图上，可得到相应的飞行品质等级，评估图见图 6-17。

6.5.4 Smith - Geddes 准则

该准则以俯仰姿态角相频特性在穿越频率 ω_c 处的相位角 $\angle \vartheta / F_{\omega_c}(j\omega_c)$ 以及对驾驶员处法向过载的相位参数 $\angle n_{yp} / F_{\omega_c}$

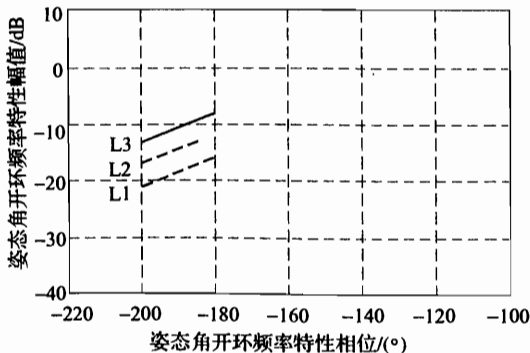


图 6-17 Gibson 最大 PIO 频率增益准则评估图

$(j\omega_c) - 14.3\omega_c$ 作为评定参数, 来预测飞机的 PIO 趋势。

(1) 输入需求

- 姿态角 ($^\circ$) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应;
- 法向过载 (飞行员处) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应。

(2) 评估参数计算

- 穿越频率 ω_c

$\omega_c = 6.0 + 0.24m$, 单位为 rad/s

其中, m 为在穿越区域等效飞机的“平均坡度”, m 可近似通过下式获得:

$$m = 1/5 \left(\left| \frac{\partial}{F_c}(4j) \right| + \left| \frac{\partial}{F_c}(5j) \right| + \left| \frac{\partial}{F_c}(6j) \right| - \left| \frac{\partial}{F_c}(1j) \right| - \left| \frac{\partial}{F_c}(1.5j) \right| - \left| \frac{\partial}{F_c}(2.5j) \right| \right),$$

单位为 (dB/倍频程)。

- $\angle \partial/F_{cs}(j\omega_c)$ 和 $\angle n_{yp}/F_{cs}(j\omega_c) - 14.3\omega_c$
- ——姿态角相频特性在穿越频率 ω_c 处的相位角 $\angle \partial/F_{cs}(j\omega_c)$, 单位为 ($^\circ$);
- ——驾驶员处法向过载相位参数: $\angle n_{yp}/F_{cs}(j\omega_c) - 14.3\omega_c$, 单位为 ($^\circ$)。

(3) 评估方法

Smith - Geddes 准则给出了驾驶员评分 (库珀 - 哈珀评分) 与 $\angle \partial/F_{cs}(j\omega_c)$ 的关系。

- 如果 $\angle \partial/F_{cs}(j\omega_c) \geq -165^\circ$, 无 PIO 趋势;
- 如果 $\angle \partial/F_{cs}(j\omega_c) \leq -180^\circ$, 有 PIO 趋势;
- 如果 $-180 \leq \angle \partial/F_{cs}(j\omega_c) \leq -165^\circ$,
- 且 $\angle n_{yp}/F_{cs}(j\omega_c) - 14.3\omega_c \geq -180^\circ$, 无 PIO 趋势;
- 如果 $-180 \leq \angle \partial/F_{cs}(j\omega_c) \leq -165^\circ$,
- 且 $\angle n_{yp}/F_{cs}(j\omega_c) - 14.3\omega_c \leq -180^\circ$, 有 PIO 趋势。

Smith - Geddes 准则评估图见图 6-18 和图 6-19。

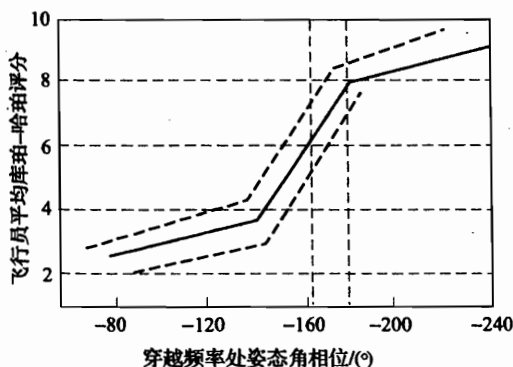


图 6-18 Smith - Geddes 准则评估图

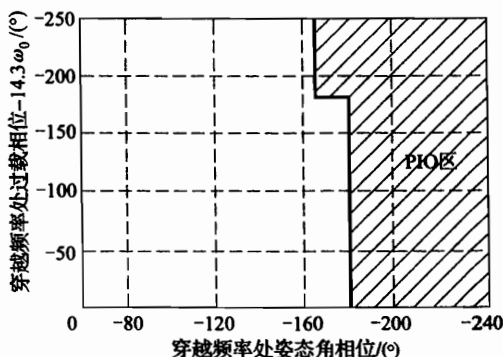


图 6-19 Smith - Geddes 准则评估图

6.5.5 R. Smith 准则

该准则以在人机闭环回路中在共振频率 ω_R 处的法向过载 (驾驶员处) 与俯仰速率幅值之比, 及在共振频率 ω_R 处的法向过载 (驾驶员处) 相位储备作为评定参数, 来预测飞机的

PIO 趋势。

(1) 输入需求

- 姿态角 ($^{\circ}$) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应;
- 法向过载 (飞行员处) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应;
- 俯仰速率 ($^{\circ}/s$) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应。

(2) 评估参数计算

- 穿越频率 ω_c :

$$\omega_c = 6.0 + 0.24m, \text{ 单位为 rad/s}$$

式中, m 为在穿越区域等效飞机的“平均坡度”, m 可近似通过下式获得:

$$m = 1/5 \left(\left| \frac{\partial}{\partial F_c}(4j) \right| + \left| \frac{\partial}{\partial F_c}(5j) \right| + \left| \frac{\partial}{\partial F_c}(6j) \right| - \left| \frac{\partial}{\partial F_c}(1j) \right| - \left| \frac{\partial}{\partial F_c}(1.5j) \right| - \left| \frac{\partial}{\partial F_c}(2.5j) \right| \right),$$

单位为 dB/倍频程。

- 共振频率 ω_R

给定飞行员模型为

$$Y_p(j\omega) = K_p(T_L j\omega + 1)e^{-j\tau_p\omega} \quad (6-8)$$

式中, $\tau_p = 0.3s$, $T_L = 0.5s$, $K_p = \frac{1}{\sqrt{1 + (T_L\omega_c)^2}} \frac{1}{A_\phi(\omega_c)}$, 单位为 lbf/ $^{\circ}$

其中, $A_\phi(\omega_c)$ 为姿态角开环频率特性在 ω_c 处的幅值, 单位为 $^{\circ}/\text{lbf}$ 。由姿态角开环频率特性和飞行员模型求闭环频率特性得到谐振峰值, 即为求共振频率 ω_R 。

- 准则参数 A_{SM} 、 ϕ_{SM}

A_{SM} : 共振频率 ω_R 处的法向过载 (驾驶员处) 与俯仰速率幅值之比。

$$A_{SM} = \left| \frac{n_{yp}/F_{ca}(j\omega_R)}{\dot{\vartheta}/F_{ca}(j\omega_R)} \right|, \text{ 单位为 } s^2/\text{rad} \quad (6-9)$$

ϕ_{SM} : 共振频率 ω_R 处的法向过载 (驾驶员处) 相位储备。

$$\phi_{SM} = \angle n_{yp}/F_{ca}(j\omega_R) + 180, \text{ 单位为 } (^{\circ}) \quad (6-10)$$

(3) 评估方法

R. Smith 准则给出了驾驶员诱发振荡评分等级 (PIOR) 与 A_{SM} 、 ϕ_{SM} 的关系。

- 如果 $\phi_{SM} \geq 15^{\circ}$, $\text{PIOR} = 1$;
- 如果 $\phi_{SM} < 15^{\circ}$, 且 $A_{SM} \leq 0.012$, $\text{PIOR} = 1$;
- 如果 $\phi_{SM} < 15^{\circ}$, 且 $0.012 < A_{SM} \leq 0.015$, $\text{PIOR} = 2$;
- 如果 $\phi_{SM} < 15^{\circ}$, 且 $0.015 < A_{SM} \leq 0.019$, $\text{PIOR} = 3$;
- 如果 $\phi_{SM} < 15^{\circ}$, 且 $A_{SM} \geq 0.019$, $\text{PIOR} = 4$;

R. Smith 准则评估图见图 6-20。

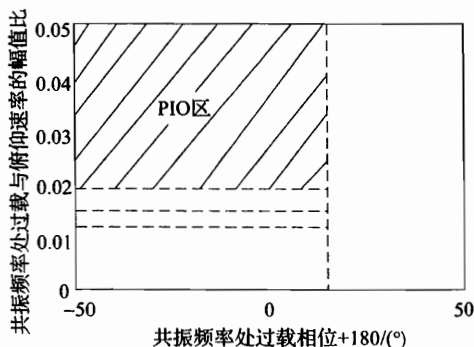


图 6-20 R. Smith 准则评估图

6.5.6 回路分离参数法 (LSP) 准则

以 $\hat{\omega}_{Lsp} = \hat{\omega}_\theta - \hat{\omega}_\gamma$ ($\hat{\omega}_\theta$ 与 $\hat{\omega}_\gamma$ 分别为俯仰姿态角回路和航迹角回路的闭环共振频率) 作为评定参数并且它直接与 Cooper-Harper 驾驶员评分相关, 该准则尤其适用于 C 种飞行阶段。通过预测驾驶员在控制姿态与控制航迹两种操纵方式之间转换的容易性, 来预测飞机的 PIO 趋势。

(1) 输入需求

- 姿态角 ($^\circ$) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应;
- 航迹角 ($^\circ$) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应。

(2) 评估参数算法

$\hat{\omega}_\theta$ (俯仰姿态角回路闭环共振频率)

姿态角回路驾驶员模型:

$$K_{p\theta}(T_{L\theta}S + 1)e^{-\tau_\theta s} \quad (6-11)$$

式中: $T_{L\theta} = 0.55 \text{ s}$, $\tau_\theta = 0.2 \text{ s}$ 。

调整回路增益 $K_{p\theta}$, 使开环频率特性 (指驾驶员模型 + 飞机) 在穿越频率 (幅值为 0) 处相位角为 -140° , 得到 $K_{p\theta}$, 单位为 lbf/ $^\circ$ 。计算俯仰姿态角回路闭环共振频率 $\hat{\omega}_\theta$, 单位为 rad/s。

$\hat{\omega}_\gamma$ (航迹角回路闭环共振频率)

航迹角回路驾驶员模型:

$$K_{p\gamma}(T_{L\gamma}S + 1)e^{-\tau_\gamma s} \quad (6-12)$$

式中, 取 $\tau_\gamma = 0.2 \text{ s}$, 调整 $T_{L\gamma}$, 使开环频率特性 (指驾驶员模型 + 飞机) 在 $\omega = 2.2 \text{ rad/s}$ 处的相位滞后为 -140° , 得到 $T_{L\gamma}$, 把 $T_{L\gamma}$ 限定在大于 0.2 s , 并且小于或等于 5.0 s 。调整 $K_{p\gamma}$ 使 $\omega = 2.2 \text{ rad/s}$ 成为穿越频率 (幅值为 0)。计算航迹角回路闭环共振频率 $\hat{\omega}_\gamma$, 单位为 rad/s。

• 准则参数 $\hat{\omega}_{Lsp}$

计算准则参数, 俯仰姿态角回路闭环共振频率与航迹角回路闭环共振频率之差:

$$\hat{\omega}_{Lsp} = \hat{\omega}_\theta - \hat{\omega}_\gamma, \text{ 单位为 rad/s} \quad (6-13)$$

(3) 评估方法

通过准则参数 $\hat{\omega}_{Lsp}$, 在回路分离参数法 (LSP) 准则评估图上, 可得到相应的飞行品质评分, 评估图见图 6-21。

6.5.7 进场着陆最优姿态响应准则

进场着陆最优姿态响应准则是通过直接检查俯仰姿态角幅相特性曲线的形状, 来预测飞机的 PIO 趋势。

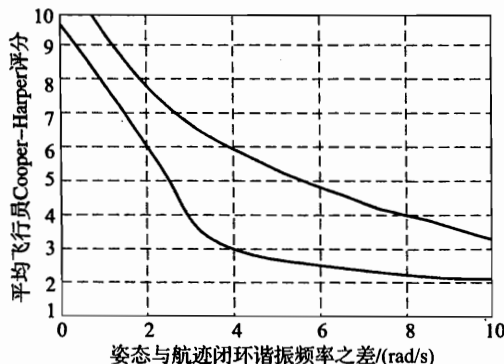


图 6-21 回路分离参数法 (LSP) 准则评估图

(1) 输入需求

姿态角 ($^{\circ}$) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应。

(2) 评估参数算法

准则要求姿态角开环频率特性穿越点 (幅值为 0dB) 处的相位角为 -110° , 相当于加入一个纯增益的驾驶员模型, 调整该驾驶员增益, 使穿越点 (幅值为 0dB) 处的相位角为 -110° 。计算出调整以后的姿态角开环频率特性, 供准则评估使用。

(3) 评估方法

将调整以后的姿态角对驾驶员杆力输入的频域响应曲线, 画到进场着陆最优姿态响应准则评估图上, 可得到相应的飞行品质等级, 评估图见图 6-22。

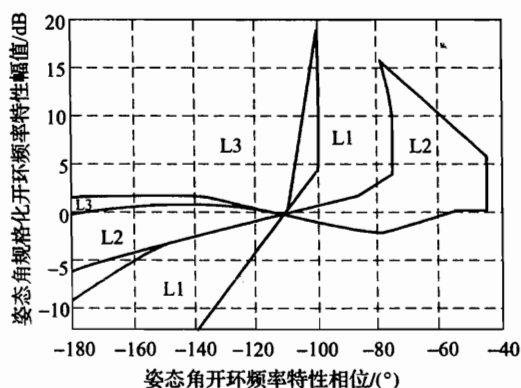


图 6-22 进场着陆最优姿态响应准则评估图

6.5.8 航迹带宽准则

以姿态带宽、航迹带宽作为评定参数, 来预测飞机的 PIO 趋势。

(1) 输入需求

- 姿态角 ($^{\circ}$) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应;
- 航迹角 ($^{\circ}$) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应。

(2) 评估参数算法

- 姿态带宽 $\omega_{BW\theta}$

使用姿态角 ($^{\circ}$) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应, 带宽计算示意图见图 6-11。

——相位带宽 $\omega_{BW\text{phase}}$ 定义: 相位为 -135° 处的频率值, 单位为 rad/s。

——幅值带宽 $\omega_{BW\text{gain}}$ 定义: 幅值为“相位 -180° 处的幅值抬高 6dB”处的频率值, 单位为 rad/s。

姿态带宽定义为: $\omega_{BW\theta} = \min(\omega_{BW\text{gain}}, \omega_{BW\text{phase}})$, 单位为 rad/s。

- 航迹带宽 $\omega_{BW\gamma}$

使用航迹角 ($^{\circ}$) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应, 航迹带宽的计算方法同姿态带宽。

(3) 评估方法

将计算出来的准则参数：姿态带宽 $\omega_{BW\theta}$ 和航迹带宽 $\omega_{BW\gamma}$ ，标注在航迹带宽准则评估图中，标注点落在评估图中不同的位置，表明飞机不同的姿态、航迹响应特性。评估图见图 6-23。

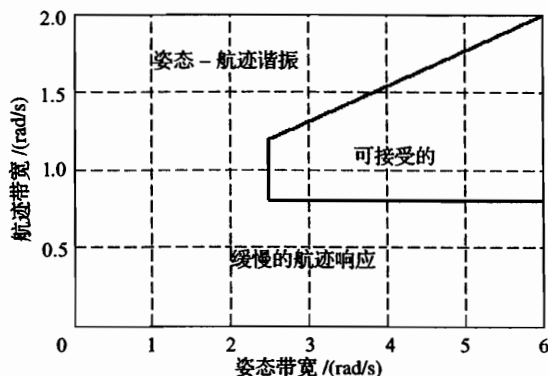


图 6-23 航迹带宽准则评估图

6.5.9 Neal - Smith 准则

该准则以闭环共振峰值和带宽处驾驶员的相位角（对应于驾驶员补偿）作为评定参数，评定飞机的飞行品质。

(1) 输入需求

姿态角 ($^{\circ}$) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应。

(2) 详细算法

• 驾驶员模型

采用简单的驾驶员模型：

$$K_p \frac{T_1 s + 1}{T_2 s + 1} e^{-\tau s} \quad (6-14)$$

式中，取 $\tau = 0.3s$ ；

并且 T_1 、 T_2 满足以下条件：

$$T_2 = 0.01 \quad (T_1 > T_2)$$

$$T_2 = 1/(\omega_{bw}^2 T_1) \quad (T_1 < T_2)$$

T_1 、 T_2 单位为 s 。

对闭环频率特性的要求有两点：第一是带宽值 ω_{bw} 一般规定为 $3rad/s$ ；第二是幅值特性下降 (Droop) -3dB。图示见图 6-24。

其中带宽 ω_{bw} 定义为闭环频率特性相位为 -90° 处的频率值。根据闭环频率特性要求采用最小二乘法 (Matlab 软件包含标准程序，在此不再赘述) 寻优求得 K_p 、 T_1 、 T_2 ，确定驾驶员模型。

• 闭环共振峰值、驾驶员补偿相位角

使用得到的驾驶员模型，计算人机系统闭环频率特性，可得到闭环共振峰值： $\left| \frac{\partial}{\partial_c} \right|_{\max}$ ，

单位为 dB;

驾驶员补偿相位角的计算公式如下:

$$\angle PC = 57.3 \times (\arctan(T_1 \times \omega_{bw}) - \arctan(T_2 \times \omega_{bw})), \text{ 单位为 } (^{\circ}) \quad (6-15)$$

(3) 评估方法

将计算出来的准则参数: 闭环共振峰值 $\left| \frac{\partial}{\partial_c} \right|_{\max}$ 、驾驶员补偿相位角 $\angle PC$, 标注在 Neal - Smith 准则评估图中, 标注点落在评估图中不同的位置, 对应不同的飞行品质评分。评估图见图 6-25。

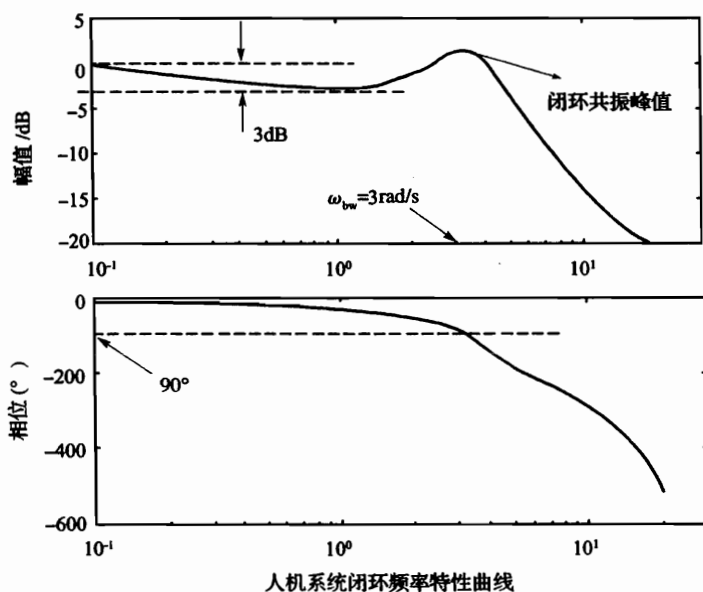


图 6-24 Neal - Smith 准则闭环频率特性要求

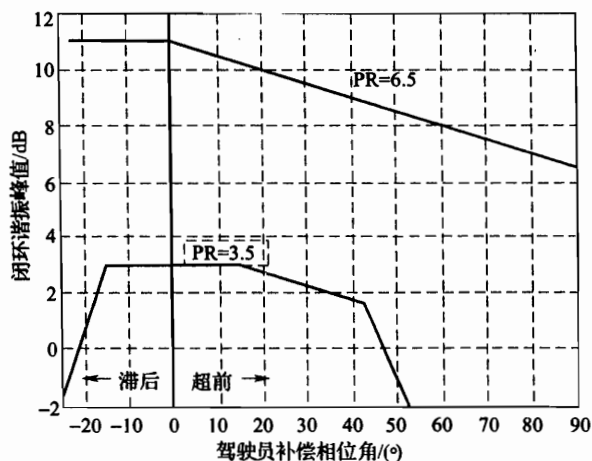


图 6-25 Neal - Smith 准则评估图

6.5.10 等效系统参数准则 (时域)

基于等效拟配原理, 根据飞机俯仰速率对驾驶员杆力阶跃输入的时域响应, 将飞机 (高阶系统) 等效为标准的二阶系统, 取该等效二阶系统的特征变量作为评估参数, 预测飞机的 PIO 趋势。

(1) 输入需求

俯仰速率 ($^{\circ}/s$) 对驾驶员杆力 (lbf) 阶跃输入的时域响应。

(2) 评估参数算法

• 等效拟配

根据俯仰速率对驾驶员杆力阶跃输入的时域响应曲线, 采用“极大似然法”将其拟配成如下形式的二阶系统:

$$\frac{\dot{\vartheta}}{F_s} = \frac{K_{\vartheta}(T_{\vartheta 2}s + 1)}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} e^{-\tau s} \quad (6-16)$$

得到特征参数: ζ 、 ω_n 和 $T_{\vartheta 2}$ 。

• 准则参数 $\omega_n T_{\vartheta 2}$

(3) 评估方法

将计算出来的准则参数: 短周期阻尼比 ζ 、短周期频率与分子时间常数乘积 $\omega_n T_{\vartheta 2}$, 标在等效系统参数准则评估图中, 预测飞机的 PIO 趋势。评估图见图 6-26。

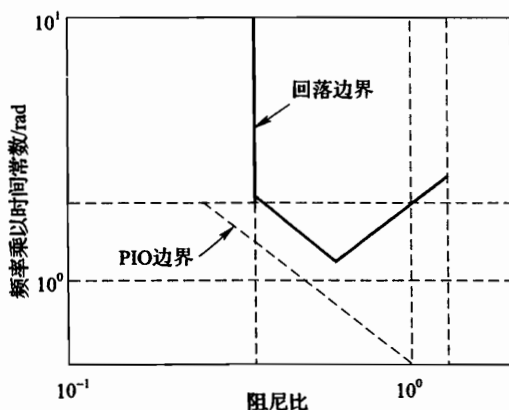


图 6-26 等效系统参数准则评估图

6.5.11 等效系统参数准则 (频域)

基于等效拟配原理, 根据飞机俯仰速率对驾驶员杆力输入的频域响应, 将飞机 (高阶系统) 等效为标准的二阶系统, 取该等效二阶系统的特征变量作为评估参数, 预测飞机的 PIO 趋势。

(1) 输入需求

俯仰速率 ($^{\circ}/s$) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应。

(2) 评估参数算法

• 等效拟配：根据俯仰速率对驾驶员杆力输入的频域响应，采用“最小二乘法”将其拟配成公式(6-18)表示的二阶系统，得到特征参数： ζ 、 ω_n 和 $T_{\theta 2}$ 。

• 准则参数 $\omega_n T_{\theta 2}$ 。

(3) 评估方法

将计算出来的准则参数：短周期阻尼比 ζ 、短周期频率与分子时间常数乘积 $\omega_n T_{\theta 2}$ ，标注在等效系统参数准则评估图中，预测飞机的 PIO 趋势。评估图见图 6-26。

6.5.12 姿态回落准则（时域）

根据姿态角、俯仰速率对驾驶员矩形输入的时域响应，将俯仰速率响应峰值与稳态值之比、姿态角回落值与俯仰速率稳态值之比作为评定参数，来预测飞机的 PIO 趋势。

(1) 输入需求

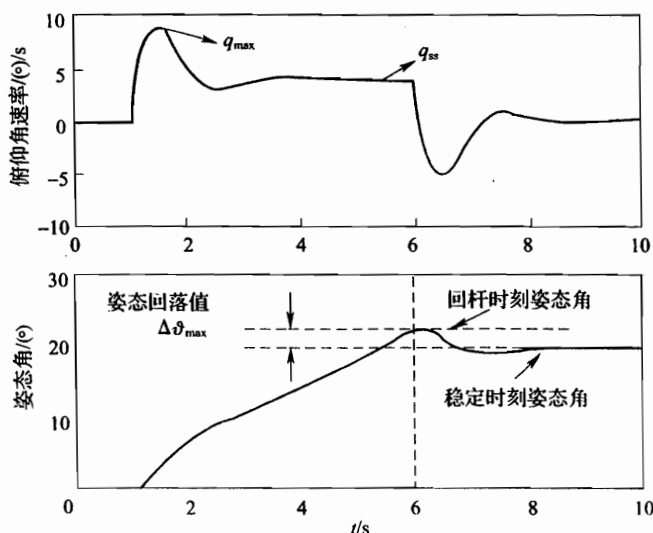
- 俯仰速率 ($^{\circ}/s$) 对驾驶员杆力 (lbf) 矩形输入的时域响应；
- 姿态角 ($^{\circ}$) 对驾驶员杆力 (lbf) 矩形输入的时域响应。

(2) 评估参数算法

- $q_{\max}$ ：俯仰速率阶跃输入响应曲线的峰值（见图 6-27）；
- q_{ss} ：俯仰速率阶跃输入响应曲线的稳态值（见图 6-27）；
- $\Delta\vartheta_{\max}$ ：姿态角落值（见图 6-27）；
- $\Delta\vartheta_{\max}$ = 回杆时刻姿态角 - 稳定时刻姿态角；
- 准则参数 $\frac{q_{\max}}{q_{ss}}$ 、 $\frac{\Delta\vartheta_{\max}}{q_{ss}}$ 。

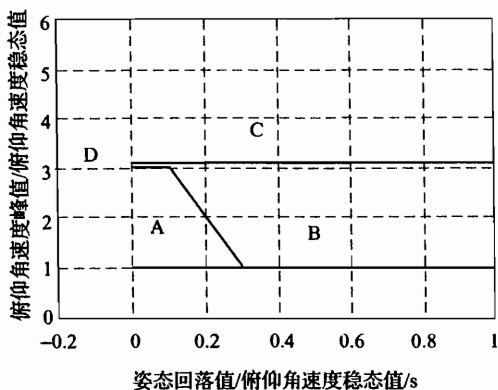
(3) 评估方法

将计算出来的准则参数 $\frac{q_{\max}}{q_{ss}}$ 、 $\frac{\Delta\vartheta_{\max}}{q_{ss}}$ ，标注在姿态回落准则评估图中，标注点落在评估图中不同的位置，表明飞机不同的姿态回落特性。评估图见图 6-28。



俯仰角速率、姿态角矩形输入时域响应

图 6-27 姿态回落准则计算



A区:令人满意的回落特性(Satisfactory);
B区:有突然的跳跃趋势(Abrupt Bobble Tendency);
C区:有连续的跳跃趋势(Continuous Bobbling);

图 6-28 姿态回落准则评估图

6.5.13 GM/PM 准则

GM/PM 准则是假定飞行员模型为增益 1 的前提下，将人机系统的幅值储备 GM、相位储备 PM 作为评定参数，来评估飞机的飞行品质及 PIO 趋势。

(1) 输入需求

姿态角 ($^{\circ}$) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应。

(2) 评估参数算法

GM (幅值储备)、PM (相位储备)。计算方法示意图见图 6-29。

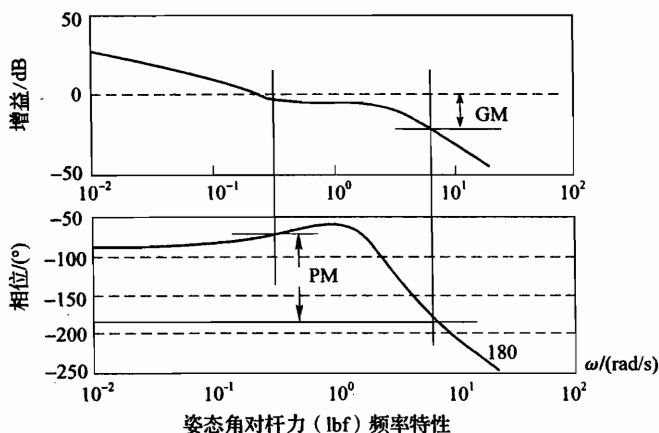


图 6-29 GM/PM 准则算法示意图

(3) 评估方法

将计算出来的准则参数 GM (幅值储备)、PM (相位储备)，标注在 GM/PM 准则评估图中，标注点落在评估图中不同的位置，表明飞机属于不同的飞行品质等级。评估图见图 6-30。

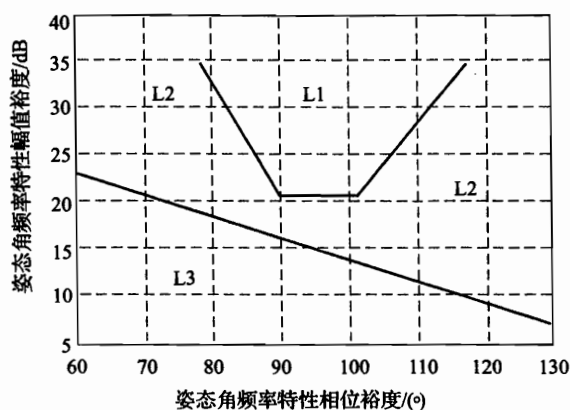


图 6-30 GM/PM 准则评估图

6.5.14 航迹超调准则

该准则是以航迹超调 σ 作为评定参数，并给出航迹超调 σ 与驾驶员评分之间的关系。

(1) 输入需求

航迹角 ($^{\circ}$) 对驾驶员杆力 (lbf) 矩形输入的时域响应。

(2) 详细算法

- 航迹角的峰值 γ_p (见图 6-31)；
- 松杆时刻航迹角 γ_R (见图 6-31)；
- 航迹超调 σ

$$\sigma = \frac{\gamma_p - \gamma_R}{\gamma_R} \times 100 \quad (6-17)$$

(3) 评估方法

将计算出来的准则参数 σ ，标注在航迹超调准则评估图中，可得到相应的飞行品质评分。评估图见图 6-32。

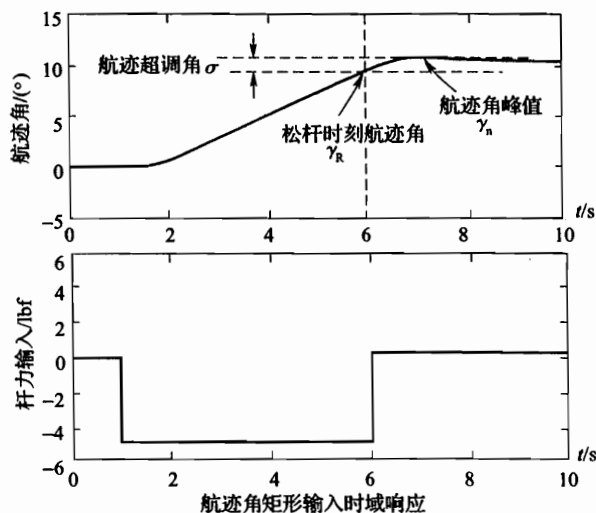


图 6-31 航迹超调准则计算示意图

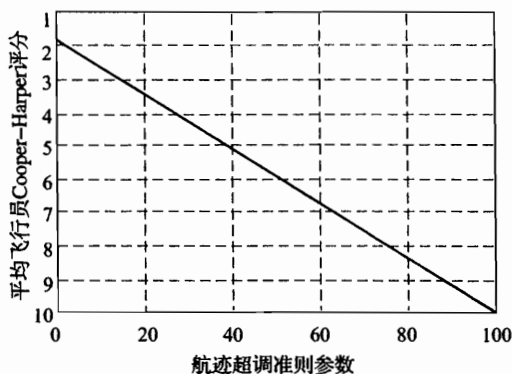


图 6-32 航迹超调准则评估图

6.5.15 姿态带宽（频域）加回落（时域）准则

该准则是将频域的姿态带宽准则与时域的姿态回落准则结合起来，以姿态带宽准则的带宽 ω_{BW} 、时延 τ_p 和回落准则的 $\frac{q_{\max}}{q_{ss}}$ 、 $\frac{\Delta\vartheta_{\max}}{q_{ss}}$ 作为评定参数，构成一个很有效的 PIO 准则。

(1) 输入需求

- 姿态角 ($^{\circ}$) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应；
- 俯仰速率 ($(^{\circ})/s$) 对驾驶员杆力 (lbf) 矩形输入的时域响应；
- 姿态角 ($^{\circ}$) 对驾驶员杆力 (lbf) 矩形输入的时域响应。

(2) 评估参数算法

- 带宽

带宽计算示意图见图 6-11。

相位带宽 $\omega_{WBphase}$ 定义：相位为 -135° 处的频率值，单位为 rad/s。

幅值带宽 ω_{WBgain} 定义：幅值为“相位 -180° 处的幅值抬高 6dB”处的频率值，单位为 rad/s。

带宽定义为： $\omega_{BW} = \min(\omega_{WBgain}, \omega_{WBphase})$ ，单位为 rad/s。

- 时延

时延定义为： $\tau_p = -\frac{\varphi_{2\omega_{180}} + 180}{57.3 \times 2 \times \omega_{180}}$ ，单位为 s。

式中： ω_{180} ：相位 -180° 处的频率，单位为 rad/s；

$\varphi_{2\omega_{180}}$ ：(相位 -180° 处的频率 $\times 2$) 处的相位值，单位为 ($^{\circ}$)。

- $q_{\max}$ ：俯仰速率阶跃输入响应曲线的峰值（见图 6-27）；
- q_{ss} ：俯仰速率阶跃输入响应曲线的稳态值（见图 6-27）；
- $\Delta\vartheta_{\max}$ ：姿态角落值（见图 6-27）；
- $\Delta\vartheta_{\max} = \text{回杆时刻姿态角} - \text{稳定时刻姿态角}$ ；

- 准则参数 $\frac{q_{\max}}{q_{ss}}$ ， $\frac{\Delta\vartheta_{\max}}{q_{ss}}$ 。

(3) 评估方法

将计算得到的准则参数（带宽准则的带宽 ω_{BW} 、时延 τ_p 和回落准则的 $\frac{q_{\max}}{q_{ss}}$ 、 $\frac{\Delta\vartheta_{\max}}{q_{ss}}$ ）画到带宽加回落（时域）准则评估图上，评估图见图 6-33，PIO 趋势的评估方法如下：

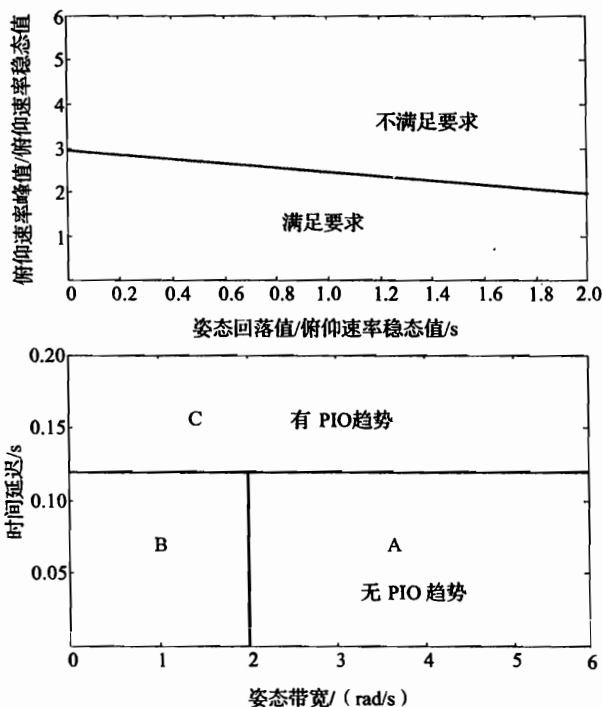


图 6-33 带宽加回落（时域）准则评估图（空中飞行阶段）

- 如果标注点落入 A 区，则飞机无 PIO 趋势；如果回落不满足要求，则飞机有跳跃趋势 (bobble)；如果回落满足要求，则飞机无跳跃趋势。
- 如果标注点落入 B 区，且回落不满足要求，则飞机有 PIO 趋势；如果标注点落入 B 区，但回落满足要求，则飞机无 PIO 趋势。
- 如果标注点落入 C 区，则飞机有 PIO 趋势。

6.5.16 姿态带宽（频域）加回落（频域）准则

该准则又名 Unified Bandwidth (Hoh) 准则，是将带宽准则与体现姿态回落的频域参数 $\Delta G(q)$ 结合起来，以姿态带宽准则的带宽 ω_{BW} 、时延 τ_p 和体现姿态回落的频域参数 $\Delta G(q)$ 作为评定参数，构成一个有效的 PIO 准则。

(1) 输入需求

- 姿态角 ($^{\circ}$) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应；
- 俯仰速率 ($^{\circ}/s$) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应。

(2) 详细算法

- 带宽：带宽计算示意图见图 6-11。

相位带宽 $\omega_{WBphase}$ 定义：相位为 -135° 处的频率值，单位为 rad/s。

幅值带宽 ω_{WBgain} 定义：幅值为“相位 -180° 处的幅值抬高 6dB”处的频率值，单位为 rad/s。

带宽定义为： $\omega_{BW} = \min(\omega_{WBgain}, \omega_{WBphase})$ ，单位为 rad/s。

• 时延

时延定义为： $\tau_p = -\frac{\varphi_{2\omega_{180}} + 180}{57.3 \times 2 \times \omega_{180}}$ ，单位为 s。

式中： ω_{180} ：相位 -180° 处的频率，单位为 rad/s；

$\varphi_{2\omega_{180}}$ ：(相位 -180° 处的频率 $\times 2$) 处的相位值，单位为 $(^\circ)$ 。

• $\Delta G(q)$

$\Delta G(q)$ 为俯仰速率对驾驶员杆力输入的频域响应幅值特性的峰值与稳态值之差，单位为 dB。计算示意图见图 6-34。

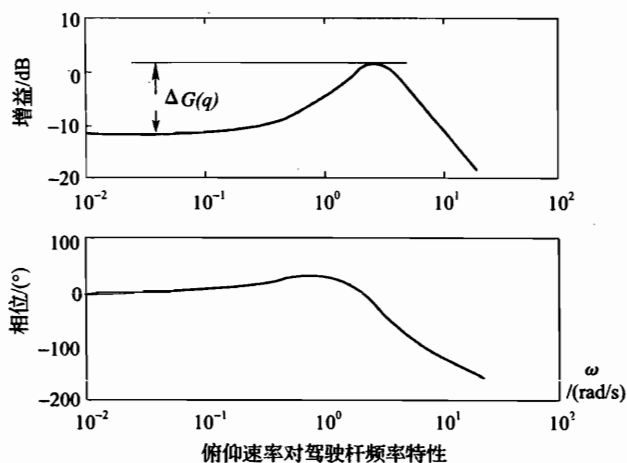


图 6-34 $\Delta G(q)$ 算法示意图

(3) 评估方法

将计算得到的准则参数（带宽准则的带宽 ω_{BW} 、时延 τ_p ）画到带宽加回落（频域）准则评估图上，评估图见图 6-35，PIO 趋势的评估方法如下：

• 如果标注点落入 A 区，则飞机无 PIO 趋势；如果参数 $\Delta G(q)$ 大于 9dB，则飞机有跳跃趋势（Bobble）；如果参数 $\Delta G(q)$ 小于 9dB，则飞机无跳跃趋势。

• 如果标注点落入 B 区，且参数 $\Delta G(q)$ 大于 12 dB，则飞机有 PIO 趋势；如果标注点落入 B 区，但参数 $\Delta G(q)$ 小于 12 dB，则飞机无 PIO 趋势；

• 如果标注点落入 C 区，则飞机有 PIO 趋势。

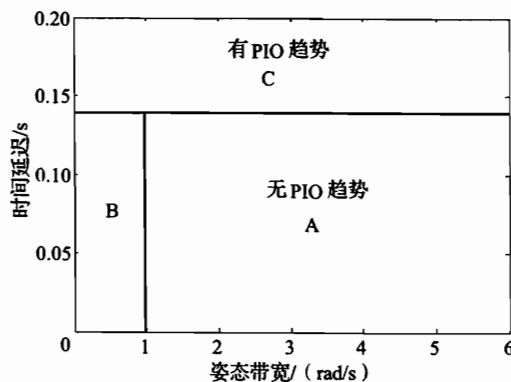


图 6-35 带宽加回落（频域）准则评估图

6.5.17 杆力梯度、阻尼比准则

该准则是以杆力梯度、短周期阻尼比作为评定参数，构成 PIO 趋势评定准则。该准则主要针对杆力梯度、短周期阻尼比都过小的情况，在此情况下，飞机发生 PIO 的可能性很大。

(1) 输入需求

- 俯仰速率 ($^{\circ}/s$) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应；
- 法向过载 (飞行处) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应。

(2) 评估参数算法

• ζ (阻尼比)：根据俯仰速率对驾驶员杆力输入的频域响应，采用“最小二乘法”将其拟配成公式 (6-13) 表示的二阶系统，得到特征参数 ζ 。

• P^{ny} (杆力梯度)：计算杆力梯度值，取自法向过载 (飞行处) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应。取频率最低点处的幅值 $MAG_{\omega=0}$ ，单位为 dB，认为它为单位杆力过载的稳态值，利用下面的公式计算杆力梯度值。

$$P^{ny} = \frac{-1}{10^{(MAC_{\omega=0} - 20 \times \lg(0.454))/20}}, \text{ 单位为 kgf} \quad (6-18)$$

(3) 评估方法

将计算得到的准则参数 (杆力梯度 P^{ny} 、短周期阻尼比 ζ) 画到杆力梯度、阻尼比准则评估图上，来评估飞机的飞行品质，评估图见图 6-36 (图中两个边界条件分别适用于 A 种、C 种飞行阶段)。

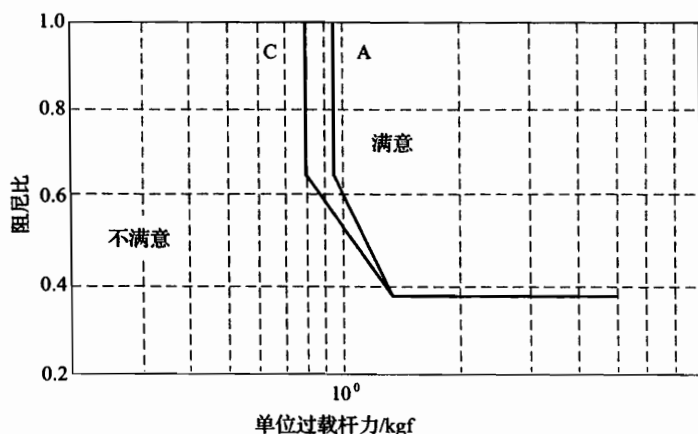


图 6-36 杆力梯度、阻尼比准则评估图

6.5.18 俄罗斯 A 准则

俄罗斯 A 准则是 ЦАГИ 在总结已有的认识和新的试验数据的基础上，开发的飞机在纵向通道执行跟踪和稳定任务时，驾驶杆特性和操纵灵敏度对 PIO 趋势影响的准则。

(1) 输入需求

- 法向过载 (飞行处) 对驾驶员杆力 (lbf) 输入的频域响应。
- 单位迎角对应过载 n_y^a ，单位为 g/rad 。

- 飞机真速 V ，单位为 m/s 。
- 单位杆位移的杆力 P^x ，单位为 kgf/mm 。
- 驾驶杆气动力（预载） P_0 ，单位为 kgf 。

(2) 详细算法

- X^{n_y} （杆位移过载梯度）

计算杆位移过载梯度 X^{n_y} ，需要使用法向过载对驾驶员杆力（ lbf ）输入的频域响应。取频率最低点处的幅值 $\text{MAG}_{\omega=0}$ ，单位为 dB ，认为它为单位杆力过载的稳态值，利用下面的公式计算杆位移过载梯度值。

$$X^{n_y} = \frac{-1}{10^{(\text{MAG}_{\omega=0} - 20 \times \lg(\frac{0.454}{P^x})) / 20}}, \text{ 单位 mm/g} \quad (6-19)$$

- $X_{\text{opt}}^{n_y}$ （最优杆位移过载梯度值）

$$X_{\text{opt}}^{n_y} = A \cdot X^{n_y} \left| \frac{n_y}{X_p}(j\omega_*) \right| \cdot \left\{ 1 + \frac{V_0}{g} \sqrt{\left(\frac{g}{V} \right)^2 + \left(\frac{\omega_*}{n_y} \right)^2} \right\}, \text{ 单位 mm/g} \quad (6-20)$$

式中： $V_0 = 140 \text{ m/s}$ ，为飞机的转换速度； $A = 20 \text{ mm/g}$ ； $\omega_* = 1.5 \text{ rad/s}$ ，为 A 准则的准则频率； $\left| \frac{n_y}{X_p}(j\omega_*) \right|$ 的计算公式如下：

$$\left| \frac{n_y}{X_p}(j\omega_*) \right| = 10^{(\text{MAG}_{\omega_*} - 20 \times \lg(\frac{0.454}{P^x})) / 20}, \text{ 单位 g/mm} \quad (6-21)$$

- $P_{\text{opt}}^{n_y}$ （最优杆力过载梯度值）

$$P_{\text{opt}}^{n_y} = X_{\text{opt}}^{n_y} \cdot P_{\text{opt}}^x, \text{ 单位 kgf/g} \quad (6-22)$$

式中： $P_{\text{opt}}^x = 0.1 \text{ (kgf/mm)}$ ，最优杆力、杆位移梯度。

- 算出无量纲量及 $\bar{P}_0$

$$\bar{X}^{n_y} = \frac{X^{n_y}}{X_{\text{opt}}^{n_y}}, \bar{P}^{n_y} = \frac{P^{n_y}}{P_{\text{opt}}^{n_y}}, \bar{P}^x = \frac{P^x}{P_{\text{opt}}^x}, \bar{P}_0 = \frac{P_0}{P_{\text{opt}}^x} \text{ (mm)}$$

(3) 评估方法

使用图 6-37，由 $\bar{X}^{n_y}$ 查出飞行品质评分增量 ΔPR_1 、PIO 趋势评分的增量 ΔPIOR_1 （此处 $\Delta \text{PIOR} = \text{PIOR} - 1$ ）；

使用图 6-38，由 $\frac{P_0}{P_{\text{opt}}^x}$ 、 $\bar{P}^x$ 查出 $\bar{P}^x$ 偏离最佳值时的增量 ΔPIOR_2 ；

使用图 6-39，由 $\bar{P}^x$ 查出 $\bar{P}^x$ 偏离最佳值时的增量 ΔPR_2 。

6.5.19 俄罗斯 N 准则

俄罗斯 N 准则，是在全面考虑控制系统、舵机、人感系统中的非线性环节的前提下，计算驾驶员杆力输入不同幅值情况下的人机系统稳定储备的变化，并以此作为评定参数，来预测飞机的 II 类（非线性）PIO 趋势。

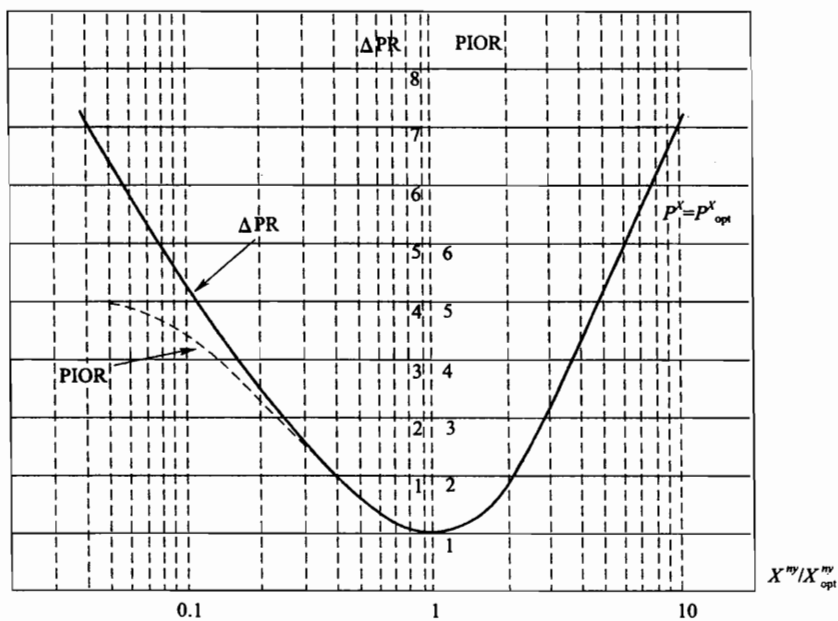


图 6-37 ΔPR 和 $PIOR$ 随 X^{ny}/X^{ny}_{opt} 的变化曲线

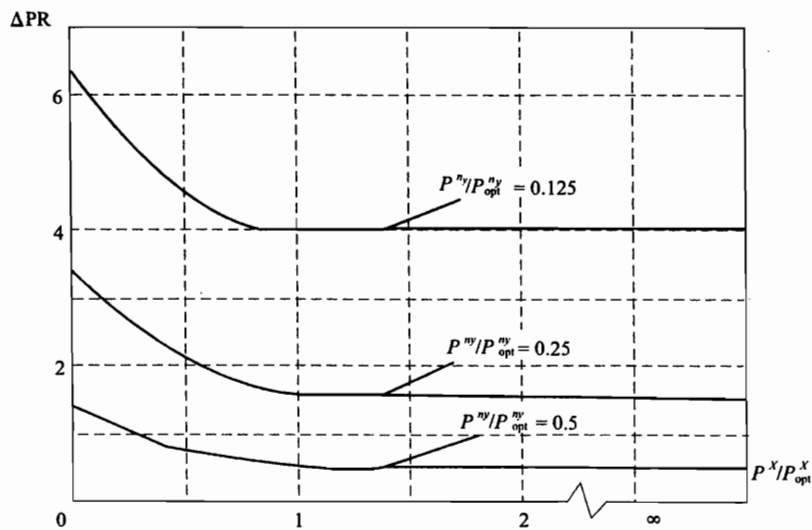
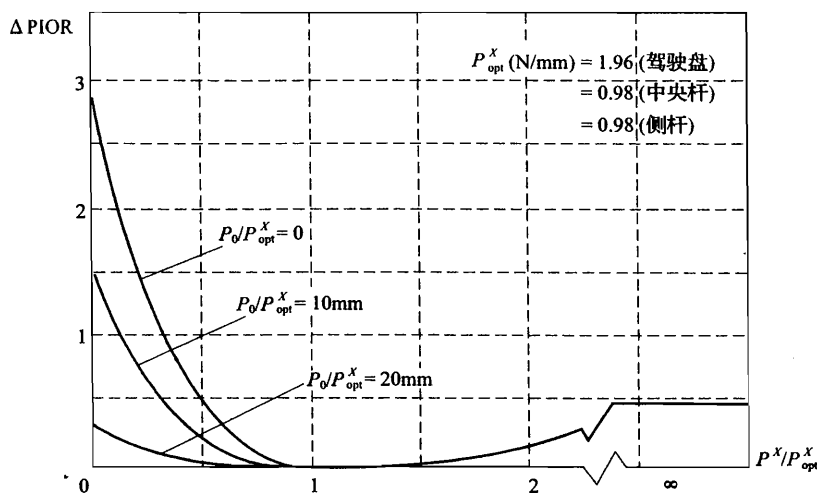


图 6-38 $\Delta PIOR$ 随 P_0 和 P^x 的变化曲线

图 6-39 ΔPR 随 P^y 和 P^x 的变化曲线

(1) 输入需求

- 驾驶杆最大杆力 F_{zmax} ，单位为 lbf；
- 杆力特性线性和非线性模型（Simulink 框图）；
- 控制律线性和非线性模型（Simulink 框图）；
- 舵机线性和非线性模型（Simulink 框图）；
- 飞机（包括表 6-4 中 10 个数据）；
- 驾驶员杆力输入幅值列表（应至少包括小、中、大 3 个杆力幅值）单位为 lbf。

表 6-4 准则计算需要的飞机参数

数据名称	单位
$\bar{Y}^\alpha$	1/s
$\bar{Y}^{\delta_z}$	1/s
$\bar{M}_z^\alpha$	1/s ²
$\bar{M}_z^{\delta_z}$	1/s ²
$\bar{M}_z^{\omega_z}$	1/s
$\bar{M}_z^\alpha$	1/s
高度	m
马赫数	
飞机重心到驾驶员处的水平距离	m
飞机重心到法向过载传感器处的水平距离	m

(2) 评估参数算法

- 驾驶员模型：驾驶员模型定义为公式 (6-12) 的形式，其中 $\tau_p = 0.3 \text{ s}$, $T_1 = 0.1 \text{ s}$ ，调整 K_p 、 T_2 ，使人机系统稳定储备（在线性范围内，杆力特性、控制律、舵机均使用线性模型）满足：

——幅值储备等于 6dB;

——相位储备等于 50° 。

• 频率特性分析: 使用非线性系统模型 (杆力特性、控制律、舵机均使用非线性模型), 针对驾驶员杆力输入幅值列表中的各个输入幅值, 采用扫频计算的方法, 并结合使用一阶近似傅里叶级数展开的手段, 计算人机系统开环频率特性, 得到不同驾驶员杆力输入幅值条件下的系统稳定储备。图 6-39 给出了一个俄罗斯 N 准则的示例, 杆力输入幅值分别为 1、5、9、13、17、21 lbf。

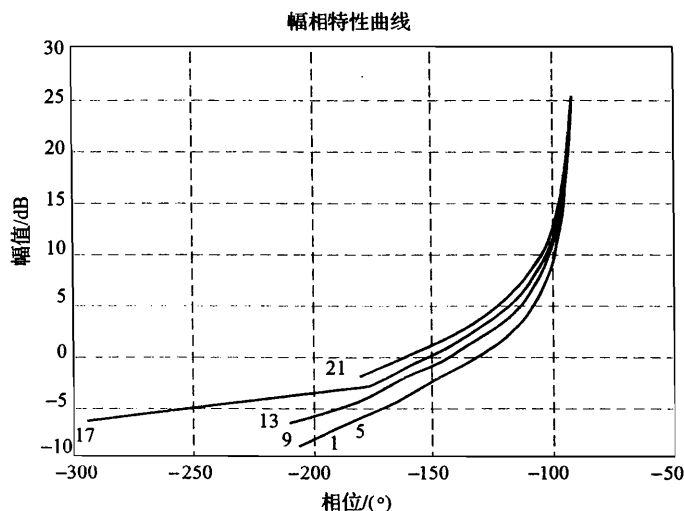


图 6-39 俄罗斯 N 准则计算示例

扫频具体方法介绍如下:

给非线性模型输入频率为 ω (rad/s) 幅值为 A_m 的正弦信号, 从输出端口测得输出信号, 待输出信号稳定后 (即本周期与上一周期的波形基本一致), 取出稳定后的一个周期的输出数据 $f(t)_{t=0 \rightarrow T}$ 。其中 T 为输入信号的周期。

周期为 T 的函数 $f(t)$, 可以展开成三角形式的傅里叶级数, 即:

$$f(t) = a_0 + \sum_{n=1}^{\infty} [a_n \cdot \cos(n \cdot \omega \cdot t) + b_n \sin(n \cdot \omega \cdot t)] \quad (6-23)$$

其中: 直流分量幅度: $a_0 = \frac{1}{T} \int_0^{T} f(t) dt$

余弦分量幅度: $a_n = \frac{2}{T} \int_0^{T} f(t) \cdot \cos(n \cdot \omega \cdot t) dt$

正弦分量幅度: $b_n = \frac{2}{T} \int_0^{T} f(t) \cdot \sin(n \cdot \omega \cdot t) dt$

近似地取傅里叶级数的一阶展开:

$$f(t) = a_0 + a_1 \cdot \cos(\omega \cdot t) + b_1 \sin(\omega \cdot t)$$

其中:

$$a_1 = \frac{2}{T} \int_0^T f(t) \cdot \cos(\omega \cdot t) dt$$

$$b_1 = \frac{2}{T} \int_0^T f(t) \cdot \sin(\omega \cdot t) dt$$

时间步长为 dt ，则一个周期内输出数据个数为 $n = T/dt + 1$ ，具体应用时 a_1 、 b_1 的算法如下：

$$a_1 = \frac{2}{T} \sum_{i=1}^n f((i-1)dt) \cdot \cos(\omega \cdot (i-1)dt) dt$$

$$b_1 = \frac{2}{T} \sum_{i=1}^n f((i-1)dt) \cdot \sin(\omega \cdot (i-1)dt) dt$$

则得到在频率为 ω ，输入幅值为 A_m 条件下，频率特性中的幅值为：

$$\text{MAG}(\omega) = \frac{\sqrt{a_1^2 + b_1^2}}{A_m}$$

相位为：

$$\text{PHA}(\omega) = \text{atan2}(a_1, b_1) \times 57.3$$

注： $y = \text{atan2}(x_1, x_2)$ 这个函数表示同时满足两个条件：

$\tan(y) = \frac{x_1}{x_2}$ 并且 y 在 (x_2, x_1) 所在的象限内并且满足 $-\pi \leq y \leq \pi$ 。

(3) 评估方法

得到不同驾驶员杆力输入幅值下的系统稳定储备，如果在所有可能的驾驶员杆力输入幅值情况下，系统的稳定储备变化范围很大（幅值裕度变化超过 6dB、相位裕度变化超过 50° ），则在此情况下，驾驶员如果仍按线性范围的操纵规律操纵，则可预测出飞机的 PIO 趋势。准则评估图见图 6-40，图中给出了结果示例，结果与图 6-39 对应。

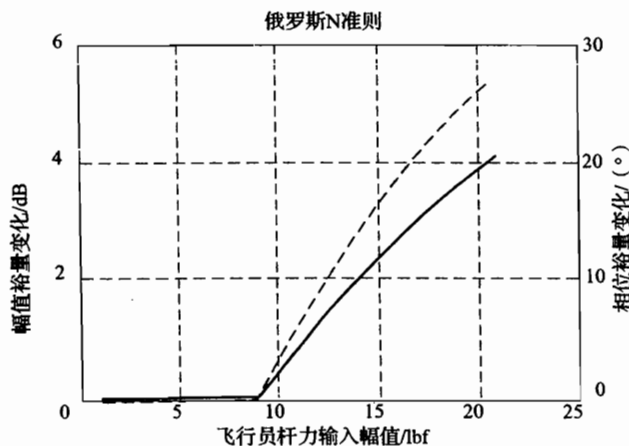


图 6-40 罗斯 N 准则评估图

6.5.20 OLOP 准则

OLOP 准则，是针对飞机系统（包括控制系统、舵机、人感系统等环节）中存在速率限制环节的情况下，利用人机开环系统在闭环频率发生点处的频率特性，来预测速率限制环节引起的飞机的 II 类（非线性）PIO 趋势。本软件系统中的 OLOP 准则仅适用于评估舵机存在速率限制的情况，其他位置上的速率限制环节暂不考虑。

(1) 输入需求

- 驾驶杆最大杆力, 单位为 lbf;
- 杆力特性线性和非线性模型 (Simulink 框图);
- 控制律线性和非线性模型 (Simulink 框图);
- 舵机线性和非线性模型 (Simulink 框图);
- 飞机 (包括表 6-4 中 10 个数据);
- 驾驶员杆力输入幅值列表 (应至少包括小、中、大 3 个杆力幅值) 单位为 lbf;
- 选择线性范围内人机系统相位储备值取 70° (对应低的驾驶员增益) 还是 20° (对应高的驾驶员增益)。

(2) 详细算法

- 舵机最大速率 $\dot{\delta}_{\max}$ 、最大偏度 $\delta_{\max}$

由舵机非线性模型, 经过时域计算可得到最大速率 $\dot{\delta}_{\max}$ 、最大偏度 $\delta_{\max}$ 。

- $\dot{\omega}_{\text{onset}}$ (频率发生点)

如图 6-41 所示, 计算输出到输入的幅频特性 (杆力特性、控制律、舵机均采用线性模型), 乘以飞行员杆力输入最大幅值, 并考虑舵机最大偏度限制, 最后得到幅频曲线, 如图 6-10 中的“舵面速率饱和曲线”所示。在图 6-42 中, 经过 (舵机最大速率值, 0dB) 点作斜率为 -20dB/dec (dec 为十倍频) 的辅助线, 与幅频曲线的交点处的频率即为 $\dot{\omega}_{\text{onset}}$ 。

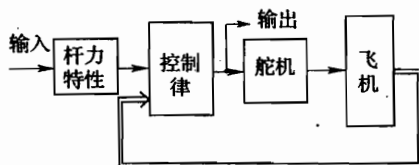


图 6-41 算法原理框图

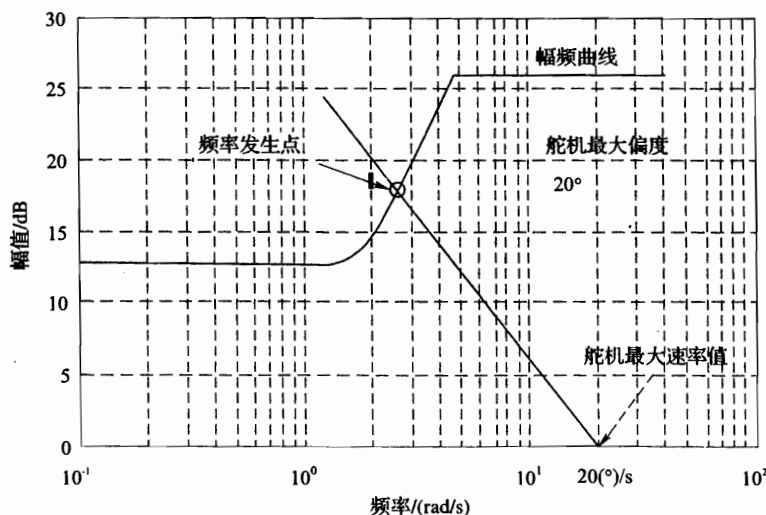


图 6-42 $\dot{\omega}_{\text{onset}}$ 算法示意图

- 驾驶员模型: 驾驶员模型为纯增益 K_p , 调整增益 K_p , 使人机系统相位储备 (在线性范围内, 杆力特性、控制律、舵机均使用线性模型) 满足输入规定值: 70° (对应低的驾驶员增益) 或 20° (对应高的驾驶员增益)。

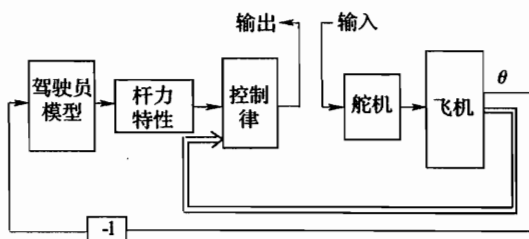


图 6-43 OLOP 准则计算原理框图

• OLOP 准则参数：计算如图 6-43 所示的频率特性（在线性范围内，杆力特性、控制律、舵机均使用线性模型），得到在频率 ω_{onset} 处的幅值和相位。

(3) 评估方法

将计算得到得频率 ω_{onset} 处的幅值和相位，标注到 OLOP 准则评估图中，标注点落在不同区域，可判断出速率限制是否会引起飞机 PIO 的发生。OLOP 准则评估图见图 6-44。另外当使用高的驾驶员增益（相位储备为 20° ）计算时，准则判断无 PIO 趋势，则可确认该飞机速率限制引起 PIO 的可能性很小；相反，当使用低的驾驶员增益（相位储备为 70° ）计算时，准则判断有 PIO 趋势，则可确认该飞机速率限制引起 PIO 的可能性很大。

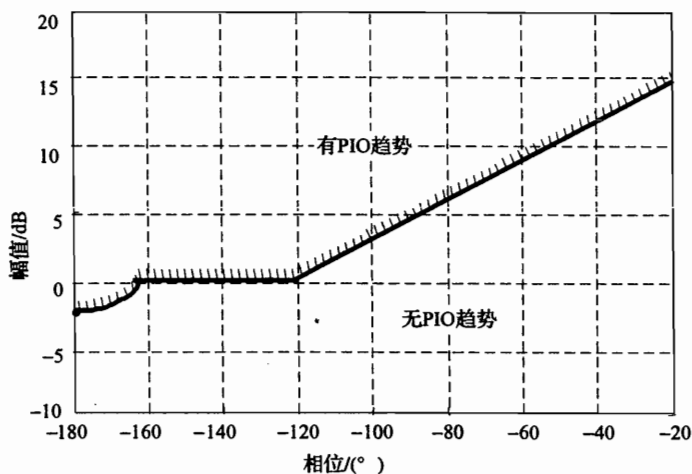


图 6-44 OLOP 准则评估图

6.5.21 横航向 PIO 的预测准则

虽然军用飞行品质规范规定了横、航向 PIO 的要求，但是迄今为止还没有见到专门针对横、航向 PIO 的预测准则。

为防止设计时潜在横航向 PIO 易感性，军用飞行品质规范规定了滚转操纵力梯度上限，并且考虑非线性力—偏度特性的影响。有些情况下，在输入较大时系统能满足规范要求，但是在输入较小时系统会产生无法接受的高灵敏度。许多现代战斗机装备了指令增益系统 (CAS)，在高权限滚转情况下，有极好的操纵精确性；在湍流中，改善了松杆飞行特性；但是，也出现一些问题：如对小操纵输入过灵、驾驶员诱发振荡，以及“棘齿”现象等。图 6-45 为全权限滚转速率指令增益系统的典型框图，指令滚转速率和杆力之间的梯度 P_c/F_{as} 。

是高增益、高权限系统存在对小操纵输入过灵、对大操纵输入滚转性能不足问题的关键环节,是饱和度和小 T_F 造成的。一种解决办法是通过非线性成形网络在小输入是降低 P_C/F_{as} , 大输入是允许较高的 P_C/F_{as} 。图 6-46 为通过飞行试验得到的驾驶员可接受的 IV 类飞机、A 种飞行阶段非线性滚转指令形成的网络范围。

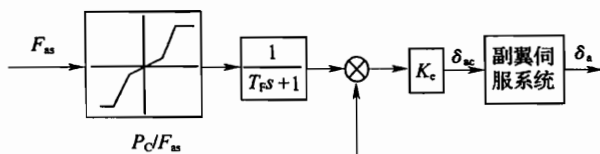


图 6-45 全权限滚转速率指令增益系统的典型框图

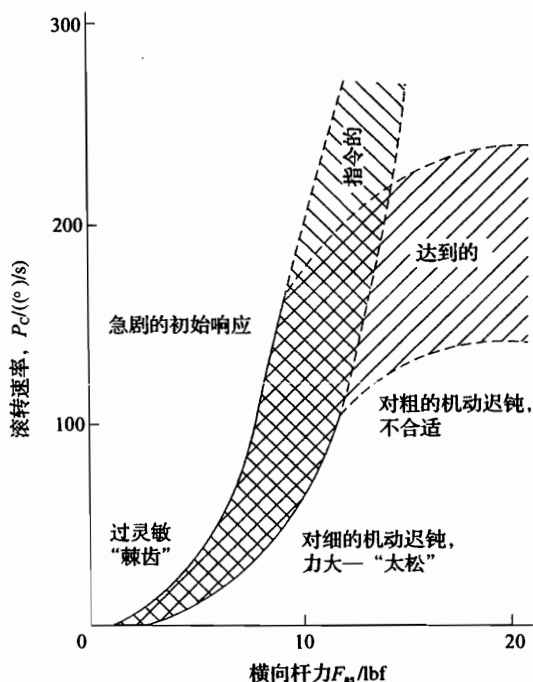


图 6-46 驾驶员可接受的 IV 类飞机、A 种飞行阶段非线性滚转指令

美国军用飞行品质规范给出研究滚转轴“棘齿”现象的参考准则为灵敏度准则，根据横向传递函数：

$$\frac{p}{F_{as}} = \frac{L_{Fas}s(s^2 + 2\zeta_\varphi\omega_\varphi s + \omega_\varphi^2)e^{-\tau_{cp}s}}{\left(s + \frac{1}{T_s}\right)\left(s + \frac{1}{T_R}\right)(s^2 + 2\zeta_d\omega_d s + \omega_d^2)} \quad (6-24)$$

把横向操纵效率看成一个 CAS，考虑稳态滚转速率对杆力之比，此时 $T_s = \infty$, $\omega_\varphi/\omega_d = 1$ ，考虑前置滤波器并且时间延迟及执行机构延迟，于是有：

$$\frac{p}{F_{as}} = \frac{T_F L_{Fas} e^{-\tau_d s}}{\left(s + \frac{1}{T_F}\right)\left(s + \frac{1}{T_R}\right)} \quad (6-25)$$

评估使用参数为 $L_{\delta_a} - T_R$ 、 $L_{\delta_a} \delta_{amax} - T_R$ 或 $L_{Fas} - T_R$ ，图 6-47、图 6-48 为评估图示例。

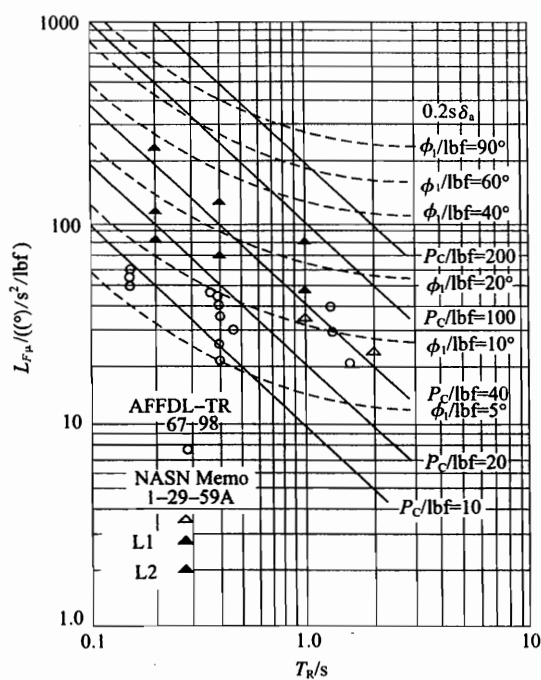


图 6-47 A 种阶段——力灵敏度

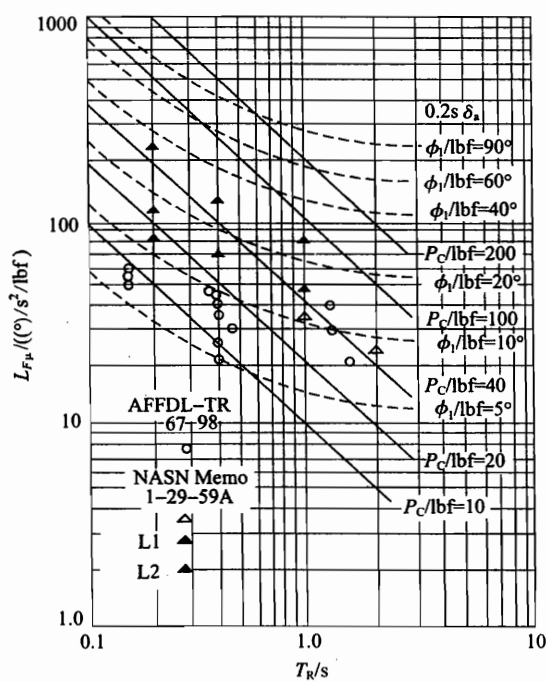


图 6-48 C 种阶段——力灵敏度

关于电传操纵飞机动态特性和 PIO 的判据很多,这里不一一列举,但应该说明的是,截至目前,尚没有一个判据是百分之百有效的,通常的做法是,根据各种飞机的具体情况选择几种判据综合评价,如果都满足更好,如果个别判据不满足就要具体问题具体分析,结合试飞员的体验和评述,可以得出较为中肯的结论。

还应说明的是,判据虽多,但对于试飞技术和试飞测试来说大体一致,只是数据处理方法有异,不增加过多的试飞成本。

6.6 人机闭环系统试飞

关于飞机飞行品质的试飞方法很多,但能够准确预测或复现实际飞行中的 PIO 是十分困难的。不过,根据国内外的经验,只要设计师对 PIO 的机理进行认真的分析研究以及充分的地面和空中飞行试验,试飞工程师精心安排飞行试验研究,PIO 不但是可预防的,而且是可以试飞鉴定的,因为 PIO 趋势总是有征兆的。原则上讲,本章 6.2 节中列出的 24 个试飞动作都能判断飞行品质,尤其是那些闭环试飞机动可以有效地评定出 PIO 趋势,这里特别强调下述几种人机耦合机动试飞方法。

(1) 突发截获

许多文献称为粗略截获,其实质是事先设定模拟目标,或者飞行中有意寻求相对固定的目标,突发地以阶跃形式操纵飞机姿态截获目标,检查过调量是否过大(如不大于 5mil^①),是否容易地在目标点上稳定住一段时间。这些目标可以是空/空和空/地目标,也可以是地平线或相对固定的云,还可以人为地在座舱显示上模拟目标运动,飞机跟踪响应参数可以是姿态角、过载值、高度值等。这种方法的核心必须是操纵动作启动快,跟踪和截获积极,才能达到评定人机闭环品质的效果。

(2) 精确跟踪

事先选定连续运动目标,这种目标运动快慢和幅值大小是随机的,试飞员操纵飞机,单自由度或多自由度地跟踪目标,评定跟踪的精度和难度。所谓精度就是跟踪误差大小,所谓难度就是试飞员的紧张程度。这种目标也可以是空/空活动目标(如目标机),也可以固定目标,如天地线、云等。对于固定目标,应该在跟踪稳定几秒后,甩掉目标再通过突发截获进行目标跟踪和保持。

(3) 模态转换

在复杂气流飞行环境下有意进行飞控系统的模态转换,如接通或切断自动驾驶仪,超控飞行,主备操纵系统转换等,检查飞机在大气湍流中,由于系统转换瞬态触发所表现出的动态响应特性。

(4) 密集编队和空中加/受油试飞

密集编队和空中加/受油本来是对飞机使用任务性能的试飞,但对人机闭环特性又是最有效的一种试飞考核。在密集编队试飞中,通常要求飞机间的最小空间距离不超过 $\pm 2\text{ft}$ (约 0.61m),在探杆式空中加/受油试飞中,受油头和加油套的偏差不超过 5mil(约 127 μm)。但对于拖锥加油的飞机,如果加油伞套与受油机之间有严重气流干扰,应该十分小

① 1mil(密耳) = 0.001in = 25.4 μm 。

心,不能轻易使用受油头去跟踪加油伞套,防止伞套打在受油机的机头上。

(5) 纠缠进场着陆/着舰

进场着陆,尤其是进场着舰阶段是驾驶员增益最高的阶段,高精度的姿态和航迹操纵要求给驾驶员造成极大的心理压力,很容易引起驾驶员过操纵。这里是 PIO 多发阶段,也是危害程度最大的阶段,应该特别加强试飞考核和考查。通常的做法是:

- 在对准跑道的进场阶段,故意偏离跑道中心线一段距离进场,当接近跑道端头时突然修正到指定的跑道中心线着陆,考核重新截获下滑线的难易程度。截获后的航迹偏差应不超过 $\pm 0.1^\circ$ 。至于与跑道中心线偏差多少,在跑道端头什么位置(高度和距离),应视跑道现场特性和试飞员技术状况而定,原则上应循序渐进,逐步达到。

航迹指引线可以是微波着陆引导系统,也可以是非涅尔灯光系统,实际飞行航迹可以用光学经纬仪测量,也可以用差分 GPS 测量。

- 在上述试飞完成后,对飞机着陆点提出更严的要求,即在飞机进场过程中,给定一定的高度和横向位置偏差,通过试飞员操纵使飞机主轮触地点落在跑道画定的标志上。对于舰载飞机来说,在舰岛引起的涡流和舰尾湍流的情况下,进行无平飘阶段的定点着舰试飞,这是对人机耦合特性最苛刻的考验,通常这种试飞应尽可能先在陆地跑道上进行模拟考核。

(6) 跟踪操纵品质(HQDT)试飞

这种跟踪试飞是一种针对性很强的人机闭环特性试飞,一般都采用座舱显示器为试飞员提供特定的目标运动信号,让驾驶员进行跟踪试飞。比如,为了测定人机闭环系统的频率特性,为试飞员提供飞机姿态(或过载)正弦指令信号,通过驾驶员正弦操纵,测出飞机真实的姿态(或过载)响应,计算人机闭环系统的频率特性;又比如,为了测定飞机地形跟踪系统动态特性,在进行真实的贴地跟踪试飞之前,在显示器上设定地形模型,让试飞员操纵跟踪该显示模型等。

应该指出,采用座舱模拟目标显示的方法进行人机闭环跟踪飞行试验是值得提倡的。对于现代型号飞机来说,一般都具有平显和电子屏幕显示,对于试验研究机来说也可以改装一台专用电子显示屏,这都容易实现。英国人试飞 EF2000 战斗机时就在平显上模拟目标运动,进行人机闭环特性评定试飞。这种方法的好处是:

- 有利于试飞安全;
- 设定目标和本机响应参数可同步采集记录,便于数据处理;
- 目标运动可以随机设置,且可重复,便于试飞结果分析比较;
- 对人机系统的驾驶员输入特性提供准确的数据;
- 能按不同的强度为驾驶员提供操纵负荷等级;
- 节约试飞资源,不需要提供目标机、火控雷达等硬件资源。

当然要使用这种方法,试飞工程师应与飞机系统设计师密切配合,因为试飞中要产生、测取和显示信息,需要利用机载硬件和软件资源。

人机系统闭环试飞可以使用三种试飞设施:地面飞行模拟、空中飞行模拟和试验机试飞。对于一个具有完善航空技术发展体系的国家来说,这三种试验手段都应该具有和应用,它们之间的关系是相互印证和相互补充。

地面飞行模拟的最大优点是安全、高效和低成本。在地面模拟试验中可以任意设置数学模型和系统故障。地面飞行模拟的最大缺点是动态感觉和视景缺乏真实性,因而对某些试验内

容,特别是人机闭环动态特性内容,试验结果不可靠。正因为地面模拟试验永远是安全的,驾驶员的心理负担小,空中飞行试验中的驾驶员高增益很难形成,这就是许多在实际试飞中已经发生过的驾驶员诱发振荡现象在地面模拟试验中复现不出来的主要原因。有人根据这种地面模拟试验结果推论出实际发生的 PIO 是试飞员操纵不当引起的,这实际上是一种误解。

空中飞行模拟在一定程度上弥补了地面飞行模拟的缺陷,它有真实的飞机运动和视景感觉,驾驶员心理紧张程度较地面飞行模拟时大得多,也可以设置各种动态特性参数和故障模式,因为空中飞行模拟具有安全驾驶员。也正因为如此,评定试飞员的最大增益与使用飞行中真正紧急情况下的飞行员紧张程度仍然有一定的差异,试飞成本也较地面模拟飞行高。

综上所述,真正的型号飞机的人机闭环特性试飞是不可替代的。正确的做法是在飞机研制过程中,先用地面飞行模拟进行广泛的飞行控制和综合显控系统试验,在此基础上选择最终状态的系统特性和没有把握的系统特性在空中飞行模拟器上进行试飞,同时要特别重视这个阶段的试飞员培训,最后在设计选定的系统状态下进行型号飞机试飞。

无论是地面飞行模拟、空中飞行模拟和型号飞机试飞,对人机闭环动态特性试飞方法是大体相同的,甚至试验数据处理方法和结果形式也是相同的。面对复杂的、高阶的、非线性的飞控系统特性,采用真实的人机闭环试飞方法是有效的。许多学者把上述这些试飞方法统归结为 HQDT,即跟踪操纵品质。评价 HQDT 首先是驾驶员的主观评定,也可以采取一些跟踪误差数据定量化的方法。图 6-50 是一项人机闭环试飞研究的例子。其基本原理是:利用驾驶舱内安装的目标跟踪显示器,人为给定随机俯仰速率(或过载)指令信号,驾驶员操纵飞机,使俯仰速率(或过载)响应跟踪指令,形成响应曲线,然后整理出瞄准时间百分比相对跟踪误差门限值的曲线,很容易判别出跟踪操纵品质的优劣。

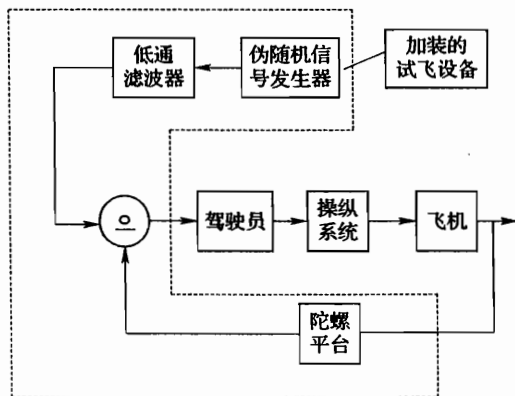


图 6-50 跟踪显示系统原理图

图 6-51 是俯仰速率跟踪的时间历程。可以看出,给定一个误差门限(如 $0.5(^{\circ})/s$),可以得出跟踪误差落入在此误差门限中的时间总和 $\sum_{i=1}^n \Delta t_i$,它与整个跟踪时间 T 的比值就

是瞄准时间百分比,即瞄准时间百分比 $= \frac{\sum_{i=1}^n \Delta t_i}{T}$,针对不同的跟踪误差门限可得出不同的瞄准时间百分比。图 6-52 示出飞机两种操纵状态所得到的试飞结果。可以看出正常操纵和应急操纵效果相差是很明显的。

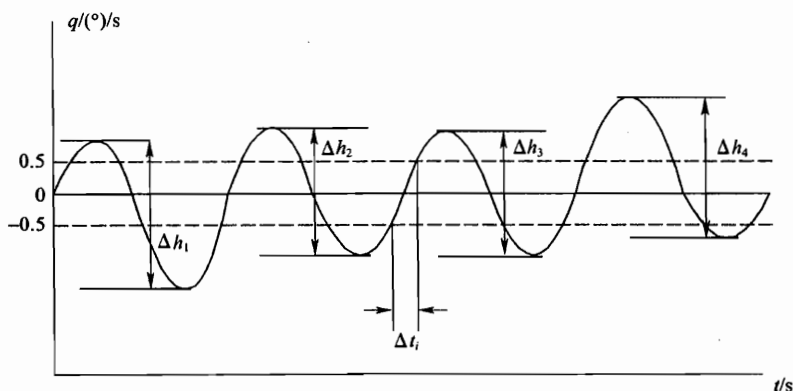


图 6-51 试验机俯仰速率跟踪时间历程

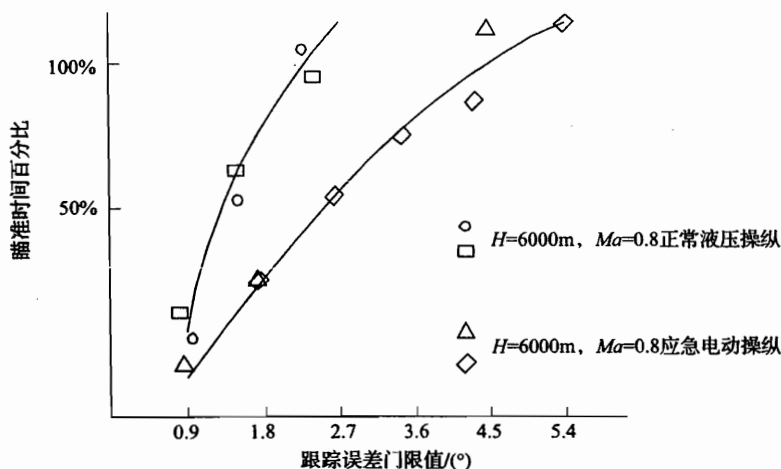


图 6-52 HQDT 空中试飞结果

除瞄准时间百分比之外，还有两个衍生指标，一个称为“跟踪效率”，定义为：

$$\eta = \frac{\int_0^T (\theta_0 - \varepsilon) dt}{\int_0^T \theta_0 dt} \quad (6-26)$$

式中： θ_0 为目标指令信号；

ε 为目标指令信号与实际飞机响应的差值；

T 为跟踪周期。

比如，我们将瞄准精度要求定义为 0.2° ，就可以计算出相应于瞄准误差小于 0.2° 的跟踪效率。当然我们还可以把每次瞄准的时间尺度加到约束中去，如每次误差小于 $0.2s$ ，且持续时间延续 $1s$ 定义为击中，那么在整个跟踪周期中可以获得“击中次数”这个指标。通过每次跟踪试飞获得的“跟踪效率”和“击中次数”，加上试飞后数据处理得到的 HQDT

曲线,即可衡量该状态的人机闭环飞行品质。

图 6-53 为 HQDT 判据之一。

图中纵坐标为均方根跟踪误差,横坐标为截获跟踪时间。

应该指出,这种试飞方法所得的结果在一定程度上取决于试飞员操纵技术和大气湍流条件,但实践表明,绝大部分的试飞结果是能说明问题的。如图 6-52 所示。这种试飞方法特别适用于多种系统特性的对比试飞,试飞结果对于系统优化具有重要意义。

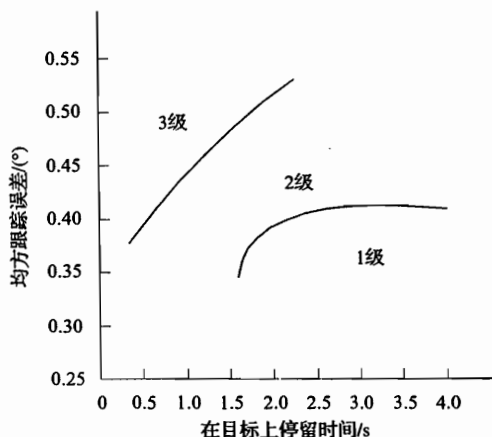


图 6-53 HQDT 判据

6.7 大迎角试飞

6.7.1 第三代战斗机的大迎角特性

第三代战斗机配备了复杂的航空电子和武器火控系统,具有多功能作战能力,强调远程精确打击能力,包括发射距离从几十到几百千米的空空导弹发射能力。但是这些丝毫没有减轻人们对第三代战斗机机动性的重视。所谓机动性就是飞机改变本身飞行状态的能力。技术指标上体现在第三代战斗机的过载能力一般为 $-3 \sim +9$; 转弯速率达 $20 \sim 30 (^{\circ})/s$; 可控迎角范围达 $25^{\circ} \sim 35^{\circ}$ 。当然机动性还应包括飞机加减速性、爬升率等技术指标。人们一般将三代机大迎角范围分为可控区和不可控区。在接近迎角限制的迎角范围称为可控大迎角区,大于迎角限制的范围称为不可控大迎角区。

飞机在大迎角飞行状态时,由于气动力非线性、非对称性和气动延迟影响,飞机稳定性会发生非常复杂的变化。这种变化与飞行状态、飞机构型、重心和重量有密切关系。从气动力观点分析,主要取决于气动导数,即 $C_{L\alpha}(\alpha)$ 、 $C_{n\beta}(\alpha)$ 和 $C_{l\beta}(\alpha)$, 它们分别是升力线斜率、航向静稳定性导数和横向静稳定系数。图 6-54 到图 6-56 是某机这三个参数随 α 和 β 变化情况。

随着 α 增加, C_n 下降,到某一个 α , C_n 变负,变成航向静不稳定。

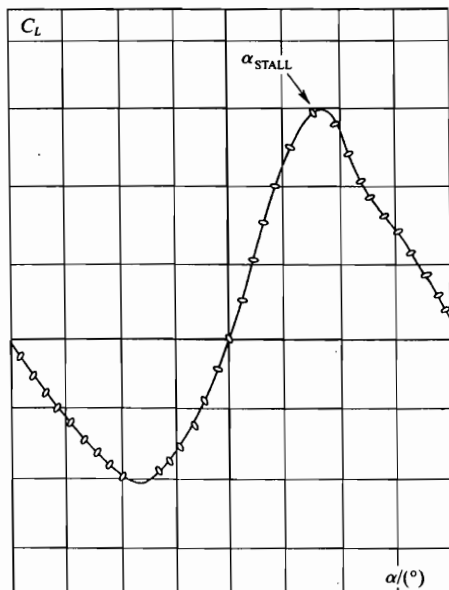
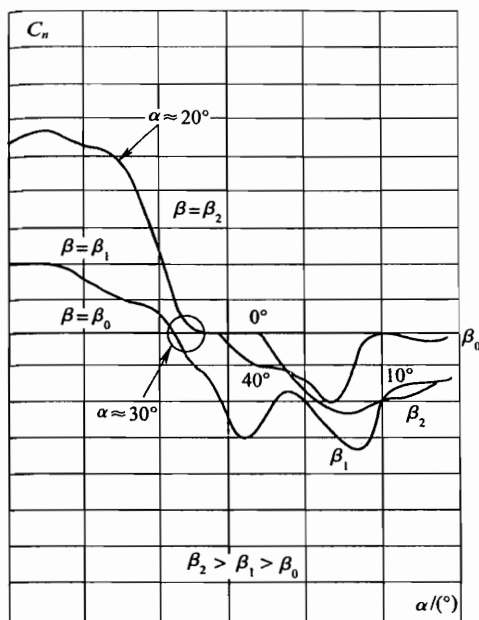
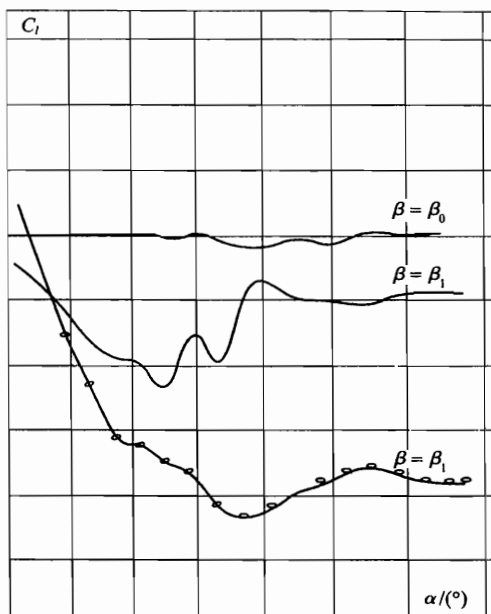


图 6-54 升力系数随 α 变化

图 6-55 航向静稳定性系数随 α 变化图 6-56 横向静稳定性随 α 的变化

第三代战斗机都要设置迎角限制器,即规定一个保障飞行安全的最大使用迎角边界。通常确定这个边界的依据是:

- 在飞机最后重心,其最小的俯仰力矩为

$$C_m < -0.06$$

- 动态航向稳定性

$$C_{n\beta\text{dyn}} > 0$$

其中:

$$C_{n\beta\text{dyn}} = C_{n\beta} \cdot \cos(\alpha) - \frac{I_z}{I_x} \cdot C_{l\beta} \cdot \sin(\alpha) \quad (6-27)$$

只要 $C_{l\beta}$ 为负,即飞机具有负的横向稳定性,航向静稳定性 $C_{n\beta}$ 就会被 I_z/I_x 和 $\sin(\alpha)$ 增强, α 越大,增强越多。 $C_{n\beta\text{dyn}}$ 判据已经用来预测偏离敏感性。

如果 $C_{n\beta\text{dyn}} < 0$ 且 $C_{l\beta}$ 较大,易形成滚转发散;如果 $C_{n\beta\text{dyn}} < 0$ 且 $C_{l\beta}$ 较小,易形成偏航发散。应指出的是,按照 $C_{n\beta\text{dyn}}$ 来确定最大使用迎角是保守的,因为通常数字飞控系统均设置了航向增稳,等效的航向静安定性还应加上一项增稳项。

另外最大迎角是在最坏的侧滑角情况下确定的,实际情况下还会好一些。

下面具体分析一下随着迎角增加飞机产生偏离而失控的过程。

- $\alpha \rightarrow -R$ 由于迎角增加,假设产生一个向左的航向偏离;
- $-R \rightarrow +\beta$ 由于向左的航向偏离,产生一个正的侧滑角;
- $+\beta \rightarrow -p$ 由于正的侧滑角,产生一个负的滚转速率;
- $+\delta_e \rightarrow -q$ 由于驾驶杆前向操纵,产生负的俯仰角速率;
- $(-q) \cdot (-p) \rightarrow -R$ 由于负的俯仰和滚转速率,惯性交感增加了向左的航向偏离;

- $(+\beta) \cdot (-p) \rightarrow \alpha$ 左滚和正的侧滑角增加了迎角;
- $(-R) \cdot (-p) \rightarrow q$ 左偏和左滚的惯性交感使飞机抬头;
- $+Q \rightarrow +\alpha$ 抬头速率增加了迎角。

从以上分析过程来看, 由于迎角过大产生飞机的左偏离, 动态的结果使迎角更进一步增大, 进一步左偏, 同时进一步左滚, 这就是飞机运动的失控过程。

同样由于迎角过大产生初始飞机右偏离, 动态结果是飞机迎角进一步增大, 飞机进一步右偏和右滚。

6.7.2 大迎角特性的有关定义

(1) 失速迎角

在给定飞行条件的升力曲线上对应的最大可用升力所对应的迎角称之为失速迎角, 超过该迎角, 气流会发生分离, 使升力下降。

(2) 失速告警

在飞行状态临近失速迎角时, 有一种告警信号提醒飞行员。这种信号可能是飞机自然特性, 也可能是人为设置的信号。如果没有自然告警信号不充分, 则必须安装人工告警。最好是触觉信号并伴随声音和灯光告警。一般来说, 失速告警和偏离告警值的大小是迎角或飞行速度的函数。

(3) 由飞机自然特性所形成的失速告警和/或偏离(失控)告警

飞机失速和/或失控前, 一般会出现以下几种现象:

- 全机或操纵而抖振: 通常这是驾驶员最希望的失速告警信号;
- 机翼摇晃: 这也是一种非指令的横航向运动, 飞行员所观测的主要是滚转振荡运动, 机翼摇晃可以是失速告警也可以是偏离告警信号;
- 机头侧偏: 这是一种非指令的横航向运动, 飞行员所观测到的就是偏航发散运动;
- 俯仰摆动: 这是一种非指令的俯仰振荡运动;
- 上仰: 一种非指令的突然抬头, 迎角增加。

(4) 过失速

飞行迎角大于失速迎角, 飞机呈现出若干特殊的运动特性, 如偏离、过失速旋转、尾旋和深失速等。

(5) 偏离

飞机偏离即飞机失控, 它是一种飞机从可控制到不可控条件的过渡, 其特征是发散的、大幅值的、非指令的飞机运动, 例如, 机头侧偏, 快速滚转和飞机抬头等。偏离会继续发展成深失速、过失速旋转和尾旋。但深失速和/或尾旋不一定都经过过失速旋转阶段。

有时迎角稍微超过一点最大可用升力迎角就会出现偏离。在这种情况下, 失速告警和失控告警并无多大差别。

有些情况下, 发生偏离的迎角远远小于最大可用升力对应的迎角, 此时不能单纯依靠飞机自然特性告警, 应该设置人工失警告警, 以保证飞行安全。然而也有些情况下, 偏离对应的迎角远远大于最大可用升力所对应的迎角, 此时自然失速告警和失警告警就要分别处理。

(6) 过失速旋转 (PSG)

偏离后发展成为绕一个或多个机体轴不可控的旋转运动。如果绕所有的轴旋转, 而且不

是随机的,可以按不同日的将过失速旋转进一步分类,如急速滚转、滚转偏离或滚转等,但均属过失速旋转。过失速旋转区别于尾旋的是它没有主导的持续的偏航运动,它呈现的是一种亚失速迎角态势。

(7) 尾旋

它是一种超过失速或失控迎角后的持续偏航旋转的运动。在偏航旋转过程中同时可叠加俯仰、滚转和偏航的振荡运动。尾旋分为初始尾旋和发展尾旋,前者为早期的过渡阶段,此时不可能判别尾旋模态;后者则成为定态运动,可以判别出尾旋模态。一个完全的发展尾旋表征是:在一圈一圈地旋转中,其运动轨迹为垂直,且尾旋特性无大的改变。尾旋模态可通过下述表征来判定:

- 平均迎角值;
- 机体轴偏航旋转角速度;
- 三轴角振荡幅值。

尾旋特征可以通过下述分类来描述:

- 指向:正尾旋和倒尾旋;正迎角为正尾旋,负迎角为倒尾旋。
- 尾旋姿态:非常陡尾旋;陡尾旋;平尾旋。

非常陡尾旋的迎角范围是从失速迎角到 35° ;陡尾旋迎角范围是 $35^\circ \sim 70^\circ$;平尾旋迎角范围是大于 70° 。

- 尾旋速率:慢尾旋,快尾旋,急尾旋。

偏航速率小于 $60^\circ/\text{s}$ 为慢尾旋;偏航速率从 $60^\circ/\text{s}$ 到 $120^\circ/\text{s}$ 为快尾旋;偏航速率大于 $120^\circ/\text{s}$ 称为急尾旋。

- 尾旋振荡:尾旋振荡可定性地划分为均匀尾旋(旋转)、轻微振荡尾旋、振荡尾旋、强振荡尾旋和剧烈振荡尾旋。

(8) 深失速

这是一种不可控的飞行状态。在此状态下,迎角持续超出失速迎角一个相当大的值,旋转速率几乎为零。它与过失速旋转的区别在于飞机没有急剧运动,只是下沉率大。

(9) 偏离阻抗

飞机大迎角的偏离特性可分为非常敏感的、敏感的、阻抗的、非常阻抗的。

在正常的单独的俯仰操纵,或者俯仰操纵加上小的横侧操纵就引起偏离,称之为非常敏感的偏离特性;如果俯仰和横侧操纵欠妥,而这种操纵欠妥在作战使用中有可能出现,这种情况下就造成偏离,称之为敏感的偏离特性;如果俯仰和横侧操纵有大的失误,或失误不大但持续时间长而引起偏离,称之为阻抗偏离特性;如果偏离仅发生在急剧的和持续的粗暴操纵、不正常操纵或拖长偏离操纵,称之为非常阻抗偏离特性。

(10) 改出

从不可控到可控飞行条件的过渡过程,称为改出。驾驶员开始操纵改出到迎角低于失速或失控迎角,并且没有大的非指令角运动的时间称为改出周期。驾驶员改出方法应该适用于正尾旋和倒尾旋。对于电传操纵飞机,飞控系统具有自动防尾旋模态,但仍然需要有驾驶员手动改出的可能,即采用直联模态人工超控。

(11) 俯冲拉起

指改出结束到恢复水平飞行的操纵过程。

(12) 总改出高度

从改出到俯冲拉起所积累的总损失高度。

(13) 改出滚转

在尾旋或过失速旋转改出过程中, 当迎角接近或低于失速或失控迎角时可能发生的非指令性滚转。

(14) 改出深失速

这是单指深失速的改出方法, 因为深失速的不可控性独特, 往往需要转到直联操纵。使用直联操纵时可应用如下技术: 延长推杆俯仰操纵, 纵向振荡操纵, 改变构型 (如放下起落架), 应用不对称推力等。倒飞深失速改出方法可能不同于正飞深失速。

6.7.3 大迎角飞行试验阶段划分

(1) 试飞目的

- 通过飞行试验, 确定最大性能机动迎角, 以及为确保飞行安全的迎角限制;
- 鉴定大迎角飞行范围内的相关特性, 包括飞机稳定性, 飞控系统特性以及发动机运行特性;
- 鉴定失速和失警告警;
- 鉴定迎角限制器特性;
- 确定所有可能的不可控现象, 并确定对其有效的改出方法。

(2) 大迎角试飞第1阶段

大迎角试飞可划分为4个阶段。

第1阶段为飞机功能检查, 主要包括反尾旋伞系统检查, 加改装反尾旋伞后的飞机稳定性检查, 座舱变化后的人机界面检查等。

(3) 大迎角试飞第2阶段

第2阶段为可控飞行范围的大迎角特性机动试飞, 这种试飞的目的是验证飞机气动力数据库的正确性; 鉴定大迎角时的飞行品质; 鉴定基本的偏离阻抗。阶段2试飞机动包括开环机动和闭环机动。开环机动的目的是评价飞机对一定的驾驶输入呈现的响应特性, 提供在剧烈驾驶作战中飞机的自然响应趋势。对于单轴而言, 这种操纵指令是:

- 稳定平飞;
- 俯仰、滚转和偏航的单脉冲和倍脉冲;
- 急剧推拉操纵;
- 俯冲改平;
- 协调侧滑;
- 收敛转弯 (WUT);
- 减速转弯 (SDT);
- 360°滚转;
- 正反定值滚转 (BTB), 包括保持俯仰角和法向过载两种情况。

闭环试飞机动的目的在于评价试飞员完成某一特定任务进行操纵时的飞机响应, 包括急剧操纵下的飞机自然响应趋势。

闭环试验的性能判据是完成指定任务的能力。

闭环试验机动包括:

- 最大俯仰速率和迎角的截获能力,如迅速拉起至指定的俯仰角和俯冲到指令高度迅速改平等;

- 基本战斗机动,平而宽的“剪刀”机动, S 转弯 (S-split) 和 “J” 转弯 (J-turn) 机动等。

通过第二阶段试飞,应该确定飞机使用中的机动限制边界。

(4) 大迎角试飞第3阶段

大迎角试飞的第3阶段为对非可控阶段进行试飞鉴定。主要鉴定内容是:

- 失速和偏离;
- 过失速旋转 (PSG);
- 尾旋;
- 深失速。

非可控阶段的试飞鉴定内容还应包括进/发匹配性鉴定。试飞应考虑如下几方面:

- 进入方法;
- 发动机设置;
- 发动机失速或熄火后的重新启动;
- 相应的测试。

按照 MIL-S-83691 规范,第3阶段的试飞包括四个步骤。这些步骤是按失速或失控后操纵状态来划分的。而这种操纵状态应包括在不可控条件下试飞员可能的错误操纵动作。试飞步骤应考虑两方面:一方面是在初期就抓住了失控运动;另一方面,试飞员在急剧错误操纵引起飞机失控后,有意延迟一段时间再进行改出。按照这个原则,大迎角试飞第三阶段的四个步骤是:

- 第一步:失控后立即改出;
- 第二步:失控后 1s 进行改出;
- 第三步:失控后 3s 进行改出;
- 第四步:失控后 15s,或者 3 圈尾旋后再改出。

试飞员在判定失控后才开始实施改出。试飞员通过如下表征来判定失控:

- 过载突变;
- 迅速的非指令性的角运动;
- 驾驶杆拉到极限,迎角停止增加;
- 持续的令人难以忍受的抖动。

一旦判定飞机失控后,试飞员即按照上述四个步骤分别进行改出,延迟 1s 改出,延迟 3s 改出和延迟 15s 或 3 圈尾旋后改出。

模拟错误操纵步骤中,根据已飞情况,为慎重起见,可以在第3和第4步之间加一个中间值,即延迟 6~9s 后再操纵改出。第4步取决于前3步试验结果。对于尾旋敏感的飞机,可以进行有限的第4步试飞。对于偏离阻抗和尾旋阻抗的飞机可以强化第4步试飞。大迎角试飞第3阶段应该确定机动限制边界。

机动限制边界包括迎角限制和过载限制边界。

第2阶段确定的迎角限制边界应逐步放开或去掉,以便能使飞机进入不可控状态。阶段3的试飞应包括大于阶段2确定边界的整个迎角范围。只有通过第3阶段试飞后才能最终确

定飞机的机动限制边界。这个最终的机动限制边界应能防止飞机从可控状态偏离。

在第3阶段对于电传操纵飞机而言,人工的和自动的改出方法均应进行试飞鉴定。同时还应鉴定所有失警告警措施,包括声响告警和抖杆(脚蹬)器。

对于电传飞机在第3阶段应进行直接链模态试飞鉴定和反尾旋模态的鉴定试飞。

(5) 大迎角试飞的第4阶段

大迎角试飞的第4阶段是战术演示阶段,主要内容是鉴定飞机敏捷性的机动飞行,作战战术动作评定以及表演飞行。

大迎角试飞第2到第4阶段试飞应考虑下述变数:

- 飞机构型,即空/空构型,空/地构型,CAP构型,ACT-A和CAT-C构型等;
- 飞机重量和重心;
- 非对称载荷,含重量不对称和气动力不对称;
- 发动机影响,含推力和陀螺力矩影响。

6.7.4 一种典型飞机的试飞情况

这是一种带电传操纵的无尾战斗机,该飞机的大迎角试飞总共有6种构型,包括干净构型、双座构型、干净构型中放减速板、带机身副油箱构型、2枚空空导弹构型和1枚空空导弹的不对称构型。这里只介绍一种干净构型的试飞结果。

试飞表明,这种飞机构型在大于限制迎角后,即产生偏离,其特征为机头侧偏。总共出现过两种偏离,一种是较温和的偏离,偏航角速度小于 $30(^{\circ})/s$,无上仰,迎角几乎不增加;另一种是较急剧的偏离,偏航角速度大于 $30(^{\circ})/s$,飞机上仰角和迎角增加很快。

图6-57和图6-58分别给出该种构形的迎角包线和迎角/偏航速率包线图。

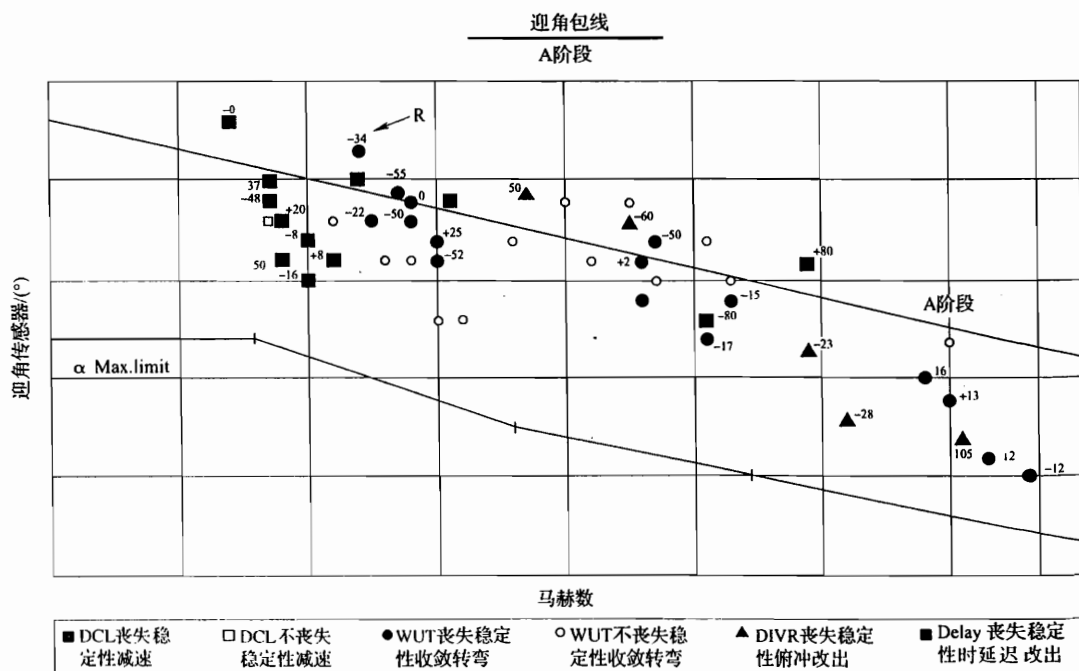


图6-57 迎角包线 (CAT-A)

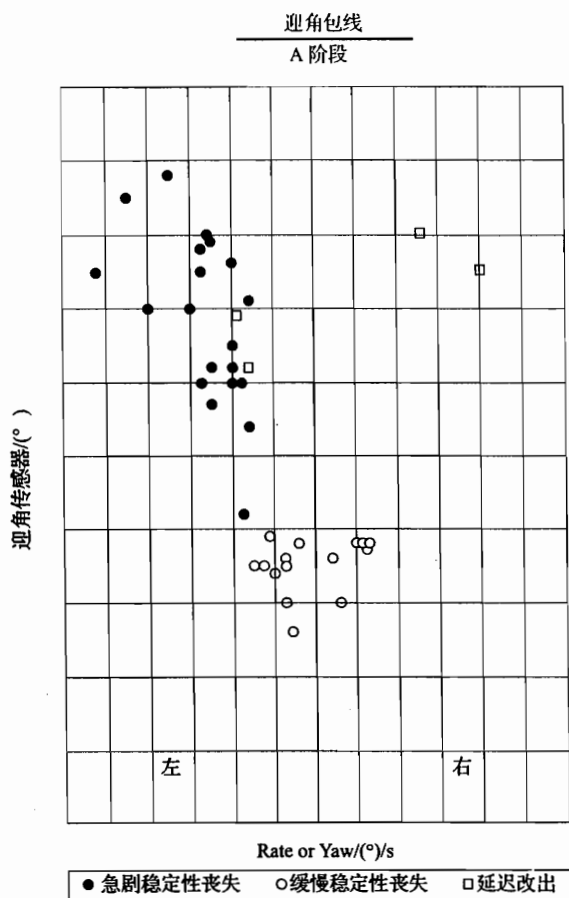


图 6-58 迎角/偏航速率包线

按照试飞步骤划分,第1步是判定飞机失控后,立即改出。采用的试飞方法包括杆回中和杆推到前极限。试飞后推荐的方法是“松杆”,如有必要将杆配平到中立位置。

在改出过程中,对温和的偏离,迎角增加立即停止;对急剧的偏离,迎角在16s之后才停止增加。

飞机从偏离到速度增加到200kn(约370km/h),即可控状态,高度损失1000~1500m。如计及飞机俯冲拉起改平需增加1500~2500m高度。对于第2~第3步骤试飞,即模拟改出操纵延误1~7s。此种试验中有2/3次数飞机旋转1/4圈,有1/3次数飞机旋转1/2圈。马赫数对偏航速率没影响,但影响偏航加速度。从驾驶杆到中立5s后,迎角停止增加,有1/3的试验次数达到10s之后,迎角中断增加。有4次试验飞机改变初始偏航方向,迎角中断增加出现在杆中立后的20s,此时飞机已旋转了2圈。

对于第4步骤试飞,即尾旋试飞,飞机出现如下特性:

- 尾旋速率非常慢,15~30(°)/s,迎角60°~65°;
- 尾旋速率慢,30~60(°)/s,迎角65°~75°;
- 尾旋速率快,60~70(°)/s;迎角大于75°。

试验中只出现正尾旋。

当延迟改出操纵时间约 15s 时, 尾旋速率增加, 但偏航和滚转方向的振荡有所抑制, 此时迎角稳定在 $70^{\circ} \sim 85^{\circ}$, 飞机转 3 圈。

试飞中出现了轻微的一般的振荡尾旋。这种尾旋振荡受驾驶杆操纵影响。例如将杆纵向回中, 而逆尾旋方向滚转操纵, 会加剧尾旋振荡。

如果飞机偏离后, 将驾驶杆拉到后极限, 不进行横向操纵, 飞机迎角保持在 $70^{\circ} \sim 75^{\circ}$, 滚转和偏航方向只有轻微振荡, 这就是深失速模态。

在改尾旋试飞过程中比较了两种改出方法:

- 杆回中;
- 纵向杆回中, 并顺尾旋方向压杆。

试飞结果表明, 第 2 种方法较好, 因为偏航速率和迎角几乎是立即停止增加, 大部分试验是 4s 后迎角停止增加, 只有 2 次是 7.5s 后停止增加。从改出操纵开始到最终迎角停止增加, 2/3 的试验飞机旋转半圈之内; 1/3 的试验, 旋转 0.5 ~ 1 圈。

从改出操纵开始到飞机低头, 速度增至 200kn (约 370km/h), 高度损失 1000 ~ 2000m; 如将飞机在 180 ~ 200 kn (约 330 ~ 370km/h) 拉起至水平飞行需要增加 1500 ~ 2000m 高度损失。

综上所述, 该飞机干净构型大迎角试飞结果是:

- 对偏离非常敏感;
- 从迎角限制到飞机偏离至少有 4° 迎角裕量;
- 偏离一般发生在横向, 在后重心可能形成俯仰发散, 方向舵对偏离特性没有影响;
- 偏航速率不受马赫数影响, 但马赫数增加, 偏航初始加速度增加;
- 向后配平对改出有影响。松杆到中立位置或 -2° 配平位置可导致飞机改出; 松杆到最大后配平位置 -7° 会导致尾旋趋势;
- 该飞机构型是尾旋阻抗的。只有错误操纵会导致尾旋, 重心对尾旋速率没有影响, 不存在倒飞尾旋。

6.7.5 反尾旋伞

大迎角试飞是一项风险极大的试飞科目, 主要原因是:

(1) 由于大迎角气动特性的非线性和滞延性, 风洞试验和计算数据均可能偏差较大, 而且大迎角的气动特性对飞机构型也相当敏感, 这些都使得对大迎角特性的理论预测和仿真试验结论的可信度不如常规迎角飞行预测可信度高;

(2) 大迎角试飞的风险还在于一个飞机一个样, 一种构型一个样, 因此很难以一种飞机的大迎角试飞经验照搬到另一种飞机上。

(3) 由于飞机处于一种失控状态, 留给飞行员处理的时间和空间受到极大约束, 在这种环境下, 试飞员心理压力很大, 这就可能使他判断有误, 操纵欠妥。而飞机大迎角下的失控模态对试飞员的错误操纵又相当敏感, 很有可能试飞员的操纵不但没有改出尾旋状态, 反而加剧了飞机所处状态的恶劣程度。这就更增大了该项目试飞的风险性。例如, 某型号模型自由飞的结论是: 该飞机有 80° 左右迎角的平尾旋, 此时如果顺尾旋方向压杆, 飞机立即改出; 如果逆尾旋方向压杆, 尾旋偏转速度可从 $50 (^{\circ}) / \text{s}$ 到 $140 (^{\circ}) / \text{s}$ (换算到本机尺寸), 这是十分危险的状态。

鉴于上述理由,大迎角试飞均应配置反尾旋装置。其中反尾旋伞被认为是一种操纵方便、适应性强和稳定可靠的反尾旋装置。一旦飞机进入失控状态,试飞员又无法操纵改出,投放反尾旋伞是一种有效改出方法。例如,美国 YF-16 在试飞中意外进入深失速,试飞员无法用人工改出,采用反尾旋伞后,飞机立即恢复到可控飞行状态。

反尾旋伞装置在飞机尾后,有的飞机就在原飞机着陆伞的位置,只是伞的面积扩大,相应地支撑结构需加强。有些飞机索性利用着陆伞作为反尾旋伞,取决于结构和它的气动效率。大部分飞机的反尾旋装置需要有专门的安装架,要求对飞机后机身结构加强。图 6-59 为 X-29 等飞机的反尾旋伞安装形式。

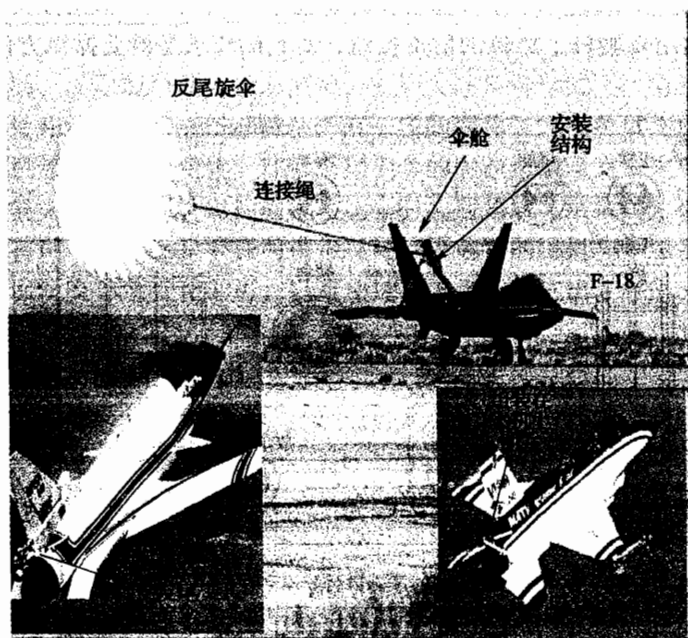


图 6-59 反尾旋伞安装

反尾旋系统是一个要求较高,结构较复杂的系统。反尾旋伞系统一般由以下几部分组成。

(1) 机械系统

机械系统包括支撑构架、伞舱、伞袋和伞系统、射伞火箭、锁钩和释放装置、弱连接装置等。

(2) 控制和显示系统

控制和显示系统包括电气控制系统和座舱显示系统。

反尾旋系统工作程序是:当飞机进入失控状态后,飞机飞控系统的自动防尾旋模态如没断开,该系统应迫使飞机返回到可控状态;如果飞机自动改出控制失效(由于系统失效或动压过低),试飞员将采用直接链模态人工改出,如“平、中、顺”和摇杆等方法;如果试飞员人工改出无效,试飞员按压放伞开关,射伞火箭点火,拖动伞袋离开伞舱,伞袋自动脱离,在气流作用下伞打开。伞张开后形成的气动力矩一方面迫使飞机低头,另一方面制止飞机偏转。当飞机停止偏转,迎角减小,飞机恢复至可控状态后,试飞员按压抛伞按钮,锁钩

和释放机构工作,将伞抛掉。抛伞应有余度措施,确保抛伞可靠性。如果机载措施无法抛伞,最终可用飞机加速飞行,拉断伞绳弱连接部分,强制将伞抛掉。

应该指出的是,为了保证系统工作可靠,电气系统、控制开关、电源、分离装置等都应有冗余设计。飞机座舱的显控部分除了采取冗余措施外,还应充分考虑人素工程,显示信息既要充分又要明晰,试飞员操纵既要方便易达,还要防止在特殊环境中出错。

图6-60为一例尾旋试飞座舱显示控制改装图。这种类型的飞机一般具有一平三下显示控制,但对于失速/尾旋试飞来说,大量的航电信息和功能选择可以去掉,故该例中将三个下显中的二个去掉,用来安装尾旋试飞专用显示控制装置。控制部分放在左边便于试飞员左手操纵,控制板下的手柄是为了在快速旋转的状况下,试飞员用来支撑身体避免过度晃动。放伞按钮开关可利用驾驶杆上原机的射击按钮,对它的要求是既要操纵方便,还要防止误操纵。

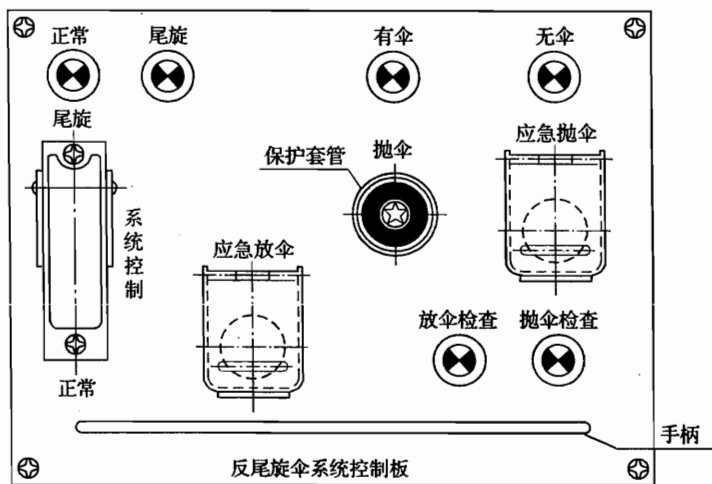


图6-60 反尾旋伞控制面板

此外尾旋试飞对弹射座椅上的试飞员绑带有特别要求,即采取相应措施将试飞员身体固牢在座椅上,但在座椅弹射过程中要可靠地脱开,避免人椅分离困难。在电气控制上,弹射时机必须晚于反尾旋伞抛放,以避免座椅弹出后与伞缠绕。一般说来,延迟时间为0.7~1s。当然只有在确认尾旋无法改出时才采取弹射逃生。

反尾旋伞伞舱的空间定位非常重要,安装支架不能与飞机后机身相干涉,而且不影响发动机拆装维护;伞舱位置还要考虑周围的温度场,不能受发动机排气温度影响;伞舱位置还要考虑开伞后,旋转运动中的伞绳不能碰到垂尾,一般要求伞绳拉直后,在机身纵向对称平面内,与机身纵轴的后视角度大于90°。

反尾旋伞的面积和绳长也非常重要,它应该通过计算、吹风或模型自由飞改尾旋来选择确定。对于现代飞机来说,通常其阻力伞面积为 $C_D S = 15 \sim 30 \text{ m}^2$;绳长为 $L = 15 \sim 30 \text{ m}$ 。

对于射伞火箭的推力也有严格要求,通常应保证射伞后到伞绳完全拉直时,伞舱相对飞机的运动速度应为10m/s左右。

反尾旋伞研制中充分的试验极为重要,这些试验应该包括:

- 方案选择试验,即通过风洞吹风、模型自由飞和地面飞行品质模拟试验确定反尾旋

伞的面积和绳长;

- 部件和子系统试验,通过投放和带飞测定伞的阻力和载荷;通过地面点火试验检验火箭推力和作用时间;通过地面试验确定爆炸分离螺栓工作可靠性,等等;

- 车载系统试验,将整个试验系统安装在汽车上进行跑车试验,测定火箭推力特性、发射轨迹,开/抛伞可靠性等;

- 机载静态试验,在飞机静止状态下,试验射伞和抛伞性能;

- 地面滑行试验,在飞机以一定速度,如 200km/h 的滑行条件下,试验射伞、开伞和抛伞性能;

- 空中平飞放伞,在平飞条件下,试验射伞、开伞、抛伞性能,以及在平飞条件下对飞机响应的影响。

通过这些试验后,反尾旋伞即可投入使用,开展大迎角特性试飞。由于改装反尾旋伞之后,飞机重心、惯量和惯矩,甚至气动特性都有一定的变化。大迎角试飞应进行吹风和仿真试验,估算相对原机动态特性的变化。在带反尾旋伞的大迎角试飞完成之后,还应该去掉反尾旋伞安装支架重复大迎角试飞,以检验带尾旋伞时大迎角试飞结果的正确性和有效性。当然不必完全重复所有试飞内容,只要证明携带反尾旋伞装置的飞机与不带反尾旋伞装置的飞机在大迎角特性方面没有本质变化即可,以避免过多试飞成本支出。

6.8 敏捷性和过失速机动试飞

6.8.1 概述

现代飞机,特别是第三代战斗机,由于气动布局优化,飞行控制系统的软硬件完善,飞机的可用迎角包线范围有很大提高,即使飞机在 30° 迎角范围也具有良好飞行品质。第四代战斗机由于采用了推力矢量技术,把可用迎角包线范围扩展到过失速区域,在迎角 70° 甚至更大仍具有可操纵性。这就给飞机设计、鉴定和使用提出了以下两个问题:

- (1) 用什么样的指标和判据去评价这种状态下飞机的机动性和飞行品质;

- (2) 如何通过飞行试验去评价和鉴定这种状态下的机动性和飞行品质。

在回答这两个问题之前,首先要回答一个必要性问题:随着航空技术发展,尤其是航空电子和武器火控技术发展,超视距作战和远程精确打击是现代航空作战模式发展的潮流,传统的近距格斗的态势还存在吗?如果不存在,没有必要进行飞机大迎角和过失速机动设计,也不必冒很大风险进行敏捷性和过失速机动的试飞研究。回答是肯定的:优良的敏捷性和过失速机动能力仍然是现代战斗机空战的需要,是设计师追求的目标,也是试飞工程师和试飞员必须去面对的试飞课题,因为:

- 电子战技术发展,干扰和反干扰技术的应用,迫使驾驶员关闭火控雷达,防止敌机发现和抢先攻击,因此超视距作战可能变成视距范围内作战。

- 技术发展使空战态势发生重大改变,以往空战往往以“咬尾”为主,占据有利态势,时间以分计算。现代空战已是全方位作战,迎头比尾后攻击概率大,时间以秒计算。第一波超视距失败后,很快就变成“短兵相接”的近距空战。

- 当代局部战争往往以“擦枪走火”的形式发生在周边地区,第一波被动挨打将造成

难以挽回的被动和损失。

- 良好的机敏性对迅速抢占有利态势，发挥全向攻击型武器的优势十分有利。

基于上述理由，研究敏捷性指标和敏捷性试飞方法对于飞机设计、鉴定和使用是十分必要的。

6.8.2 敏捷性判据及试飞评定方法

现代空战中的作战效能既取决于飞机平台特性，也取决于飞机航空电子和武器火控系统，也取决于信息战的能力。就平台特性而言，包括飞机性能、飞行品质和敏捷性。而敏捷性的组成又包括飞机性能与飞行品质，如图 6-61 所示。

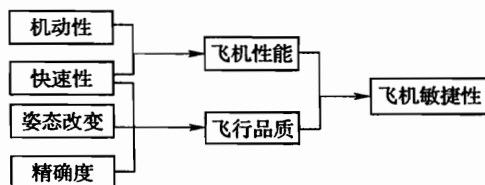


图 6-61 飞机敏捷性与飞机性能和飞行品质的关系

世界上对飞机敏捷性的研究很多，得出的基本结论相同或相近，即所谓敏捷性主要是指飞机改变飞机姿态和飞行轨迹的快速性。前者是为了实现迅速的机身对准发挥武器效能；后者是为了实现迅速占位，形成有利攻防态势，按照美国空军试飞中心研究结果，影响空战的平台特性包括 5 个要素，即：

- 飞机推重比；
- 改变飞机头部对准目标的能力，即姿态控制；
- 改变飞机相对目标飞行轨迹的能力，即过载控制；
- 改变的快速性；
- 改变的精确性。

换言之，敏捷性就是快速而精确改变飞机姿态和飞行轨迹的能力。

事实上飞机性能和飞行品质也取决于上述 5 个要素，也决定了敏捷性定义中的两个能力，因此可以说敏捷性判据是飞机性能和飞行品质要求的补充。不过，敏捷性更强调两方面的含义：飞机响应更快和人在操纵回路中。一方面说明敏捷性更强调飞机的瞬态响应，另一方面说明敏捷性不仅仅是飞机机动能力，而且必须包括与这种能力相一致的飞机操纵。

敏捷性分为两类：机头指向和航迹控制。机头指向包括俯仰和偏航指向，控制参数是俯仰角、方位角和侧滑角；航迹控制包括空速、升力和升力方向，也就是对于飞机纵轴、俯仰和滚转的控制。时间是战斗机驾驶员在空战中的关键因素，是驾驶员的主要决策依据和争取的目标，驾驶员不断地将周围的情况转换为时间。因此美国 AFFTC 敏捷性委员会把时间作为敏捷性的主要评定尺度。如对于偏航指向来说，这个尺度要求改变侧滑角所需的时间，而且还要求最大的并在最大值处停留 2s 的侧滑角及其稳态值。对于纵向来说，建议采用一种“上升时间加速度”的值来评定敏捷性，即从驾驶员输入的速率到后面某一时间点速度变化曲线的平均斜率，如图 6-62 所示， $\Delta q/\Delta t$ 即为评定敏捷性的一个尺度。

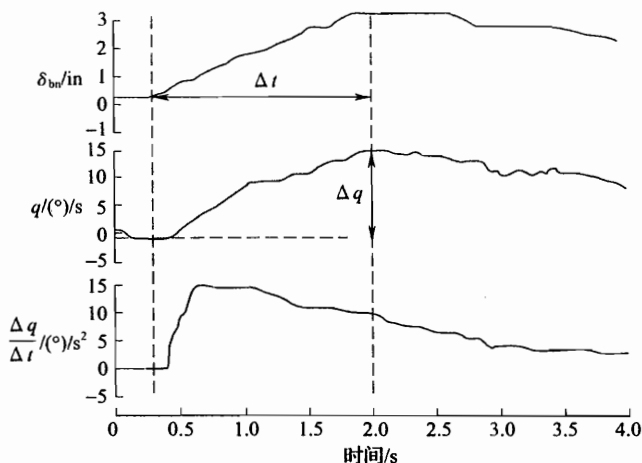


图 6-62 国外现代战斗机敏捷性试飞时间历程

美国 AFFTC 和 NASA 艾姆斯-德莱顿飞行研究中心根据他们部分试飞研究, 建议采用下述机动进行敏捷性试飞评定。

(1) 俯仰角截获

在要求的速度和高度条件, 将飞机调整到 -15° 俯仰角, 然后突然拉杆在最短的时间内达到要求的俯仰角, 在要求的俯仰角如 $\Delta\theta = 10^\circ, 35^\circ, 60^\circ$ 和 -30° 以 $\pm 2^\circ$ 误差保持 1s。

这种方法要求做一系列机动, 直到超过迎角限制 $\alpha_{c_{L_{max}}}$, 从而求出尽快完成该动作的时间以及带来的速度损失。

(2) 航向角截获

在要求的速度和高度条件下, 突然拉杆以最大法向过载或 $\alpha_{c_{L_{max}}}$ 作水平转弯, 以便在最短时间内达到指定的航向角 (如 $\Delta\psi = 25^\circ, 50^\circ, 75^\circ, -15^\circ$), 以 $\pm 2^\circ$ 误差保持 1s。

(3) 水平偏航

在要求的速度和高度进行水平 1g 飞行, 然后突然蹬满舵在最短时间内达到最大侧滑, 保持方向舵在最大侧滑值稳定 2s。在这个机动中始终保持 1g 水平飞行。

(4) 轴向瞬变

这个机动的目的是确定飞行速度变化率的最大瞬变。小于初始速度从拐角速度 V_c (即产生最大偏航速度对应的速度) 50 kn (约 92.6km/h) 开始, 猛推油门产生最大加速度达到要求的飞行速度值, 然后突然收油门和放减速板, 将飞机速度降到起始速度; 或者初始速度从大于 V_c 50kn 开始, 突然收油门和放减速板, 当飞行速度降到要求值时, 突然推油门和收减速板, 达到起始的飞行速度。在这个过程中保持初始高度和法向过载。

(5) 法向过载/迎角截获

这个机动的目的是在最短时间内改变 n_z 和 α , 并稳定在要求的值。当速度大于 200 kn (约 370km/h) 时, 从滚转角 90° 开始突然拉杆, 以便在最短时间内达到要求的 n_z 和 α , 在误差分别为 $\pm 0.5g$ 和 $\pm 2^\circ$ 范围内保持 1s, 在机动期间保持初始滚转角。

(6) 俯仰瞬变

这个机动的目的使俯仰速度产生最大的瞬变值。当速度大于 200kn 时, 滚转角从 90° 开

始,突然拉杆以便在最短的时间内达到 $n_{z\max}$ (在速度大于 V_c 时),或 $\alpha_{C_{L\max}}$ (在速度小于 V_c 时)。在 n_z 到达 $80\% n_{z\max}$ 或 $\alpha_{C_{L\max}}$ 时,迅速推杆以便在最短的时间内,在 α 小于 10° 的条件下达到 $1g$ 或小于 $1g$ 飞行。

(7) 滚转角截获

这个机动的目的是在最短时间内改变倾斜角并稳定在要求的值上。当速度大于 200kn 以及迎角小于 $\alpha_{C_{L\max}}$ 时,初始条件从滚转角 90° 开始,突然压杆,使飞机在最短时间内达到要求滚转角 (如 180° 和 360°),以 $\pm 10^\circ$ 的误差保持 1s 。当速度小于 200kn (约 370km/h) 或 α 大于 $\alpha_{C_{L\max}}$ 时,初始滚转角从 45° 开始,突然反压杆到反方向的滚转角 45° ,并保持 1s 。

(8) 滚转反向操纵截获

这个机动的目的是在最短时间内作滚转反向操纵,并稳定在初始值。当飞行速度大于 200kn 以及 α 小于 $\alpha_{C_{L\max}}$ 时,从 90° 滚转角开始,突然反向压杆直至达到反向 90° 滚转角,然后回压杆使飞机在最短时间内恢复到初始滚转角,以 $\pm 10^\circ$ 的滚转角误差保持 1s 。

当速度小于 200kn 或 α 大于 $\alpha_{C_{L\max}}$ 时,初始滚转角从 45° 开始,突然反压杆使飞机达到反向 45° 滚转角,再突然回压杆使飞机在最短的时间内,恢复至初始滚转角。

(9) 滚转瞬变

这个机动的目的是使滚转速度瞬变最大。

飞机从水平飞行开始,突然全压杆使飞机滚转 360° ,然后突然反向全压杆使飞机恢复至水平飞行,在这个过程中保持 n_z 或 α 不变。

(10) 综合敏捷性机动

将前面所述的两个或两个以上的机动综合试飞,检查更复杂状态下的飞机敏捷性。

(11) 180° 水平转弯

这个机动的目的是在最短的时间内完成 180° 的水平转弯。

在要求的高度和速度下水平直线飞行,突然用俯仰和滚转操纵以便在最短时间内实现 180° 的航向改变,在 $\pm 2^\circ$ 航向角误差范围内保持 1s 。

(12) $90^\circ/90^\circ$ 水平转弯

这个机动的目的是在最短的时间内作两个 90° 水平转弯。

在要求的高度和速度下作水平直线飞行,突然用俯仰和滚转操纵实现 90° 航向变化,然后突然反向操纵使飞机恢复至初始航向角,并以 $\pm 2^\circ$ 误差保持 1s 。

上述这些机动试飞实际上都是突出一个参数:时间。即上仰和下俯的时间,加速和减速的时间,左滚和右滚的时间,轨迹变化的时间以及飞机指向的时间。但是对于作战意义而言,仅有一个时间参数是不够的。有时还应用到一些组合参数,如时间与位置参数,如图6-63所示。三架飞机在同样的时间 T 内,都完成了 180° 航向转弯,但由于飞机 B 转弯半径小,它很快完成了对飞机 C 的对准;而飞机 A 转弯半径大,它必须花更多时间占位,才能够造成对飞机 C 的对准 (图中 $\bigcirc$ 为完成 180° 转弯的空间点, $\diamond$ 为完成对准的空间点)。因此有的资料将完成 180° 转弯的时间 T 和转弯半径或直径 D 组合起来形成乘积 TD 作为敏捷性的指标。

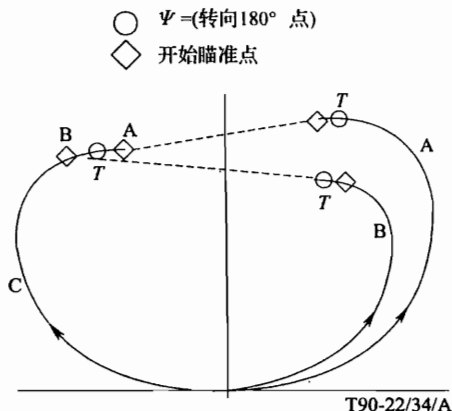


图 6-63 水平面机动中的指向-射击动作

美国 NASA 利用 F-18 大迎角研究机进行过失速机动研究试飞中对敏捷性提出三项指标：俯仰敏捷性、滚转敏捷性和空战周期时间。其中俯仰敏捷性准则是对不同的初始配平迎角，发动机处于加力状态，拉杆到底所能达到上仰角速度和角加速度，以及在初始配平迎角为 60° 时，推杆到底所能达到的下俯角速度和角加速度。滚转敏捷性准则是满压杆绕速度轴滚转 90° 所达到的最大滚转角速度、滚转时间和滚转角超调量要求。在滚转过程中的迎角和侧滑角变化范围应加以限制。

空战周期时间是以最快的方式构成对目标发射武器的能力。首先将飞机滚转至 90° 左右，全拉杆到最大法向过载，转弯到 180° 后，恢复到初始能量状态。

事实上 NASA 的这些判据和试飞方法与 AFFTC 研究的判据，以及所有其他研究结果基本相似。总的结论是：

- (1) 敏捷性与飞行品质研究的内容和方法是不可分的，同样有稳定性和快速性问题，也同时有开环和闭环两种操纵模式。
- (2) 根据目前研究状况，飞行品质已经形成一套固有的指标体系，至少 MIL-STD-1797 提供了许多可供选择的指标范围，而敏捷性目前尚无这套体系。
- (3) 敏捷性重点强调的快速性，时间是最重要的指标，似乎只要驾驶员和飞机结构能承受，响应越快越好。
- (4) 在大迎角飞行，特别是过失速机动飞行的当代飞机，飞行品质衡量敏捷性是不够的，必须应用敏捷性的概念来进行补充飞行试验，即使没有绝对统一的数据规范，但至少具有相对比较的意义；比如，不同型号飞机在同一飞行状态机动响应的定量比较，同一型号不同方案、不同构型和不同飞控模态之间的定量比较等。
- (5) 既然目前没有统一的规范标准，各设计和试飞机构可以按快速和准确原则，参考别人研究成果，创造出各种适合自己的评定判据和试飞方法。在大量经验的基础上，也许能找出为大家所公认的敏捷性指标及其试飞验证方法。

6.8.3 过失速机动试飞

随着航空技术的发展和空战需求，大迎角试飞变得更加重要。由于全方位攻击导弹的出

现,大大地提高了机载导弹命中目标的能力。所以新一代的战斗机必须具备大迎角机动飞行能力,即过失速机动能力。

最早提出过失速机动理论的是德国人沃尔夫冈·赫伯斯特博士。虽然同时期研制的第三代战斗机并没有用这一未经验证的理论来指导设计,但是第三代战斗机强调亚声速格斗机动能力,在设计上对大迎角飞行性能做了较多的考虑。20世纪90年代初,美国开始使用专门的验证机来验证过失速机动,并将结果应用到第四代战斗机F-22的研制中。这个时期使用了X-31、F-16MATV、F-18HARV以及YF-22等验证机,进行了大量的试飞研究工作,发展出了实用化的过失速机动。这其中最重要的研究是美国和德国合作进行的X-31研究计划,并逐步完成稳态过失速飞行,到稳态过失速飞行中进入绕速度矢量轴滚转(称为“锥子”),再到盘旋中进入过失速状态,最后完成瞬态拉起进入过失速后绕速度矢量轴滚转 180° 的“赫伯斯特”机动的四个阶段的扩展过失速机动研究。20世纪80~90年代,结合第四代战斗机的研制,针对大迎角过失速机动飞行特点,国外开展了过失速机动敏捷性评估动作及指标的研究。虽然许多研究机构对这些敏捷性指标尚存争议。但得到一致公认的是,近距空战要求战斗机具有较大角速率、角加速度的能力,并在较小的空间快速改变飞行方向、相对敌机重新定位的能力。这些能力可以用敏捷性指标来综合反映。

如上节所述,第二、三代战斗机也有敏捷性能力,但过失速机动能力并不是简单的几个机动动作的实现,而是代表了第四代战斗机的一种实战能力,是第四代战斗机的一种的重要标志。它可以快速实现机头指向,瞬间改变战场态势,并变被动为主动。所以,过失速机动敏捷性试飞方法研究显得尤为重要。

过失速机动空战动作可以看作是参数闭环的敏捷性研究。这些动作在操纵过程中有一定的难度,但是其实战价值很重大,并且可以把几个动作组合成一个动作群在实战中应用。

20世纪70年代以前的空战策略强调速度和高度。因此,战斗机在较宽的高度范围和较大马赫数范围进入空战,即所谓的高空高速。目前超视距作战成为可能,但视距内作战不可避免。空战的高度将由高、中空转入中、低空;空战由高能状态转入低能状态。另外,武器及火控系统的发展,飞机外形和推重比的变化,全方位近距导弹和机载火炮的应用,给实施视距内空战提供了条件。

采用全方位武器射击,迫使敌我正面交火的机会大大增加,图6-64给出导弹发射概率分布与攻击方位的关系,从图中可以看出前半圆攻击已代替了尾随攻击方式。这种正面攻击的作战方式使交战双方都处于受对方攻击的位置。对于具有机身指向与航迹解耦能力的飞机来说,在现代空战中有很大的优势。因此,无论导弹或机载火炮实施正面攻击时,保存自己消灭敌机的方法就是抢先采取攻势,即做到先敌发射。如果一次正面交锋失败,则须尽快转入另一次正面交锋,这就要求飞机具有高转弯率、优良的加减速能力。由于全方位攻击交火时间缩短,特别要求飞机具有瞬时机动能力。战斗机空战超出了原有的包线范围,向过失速扩展。图6-65表示了视距外、视距内、过失速区战斗机的空战区域。

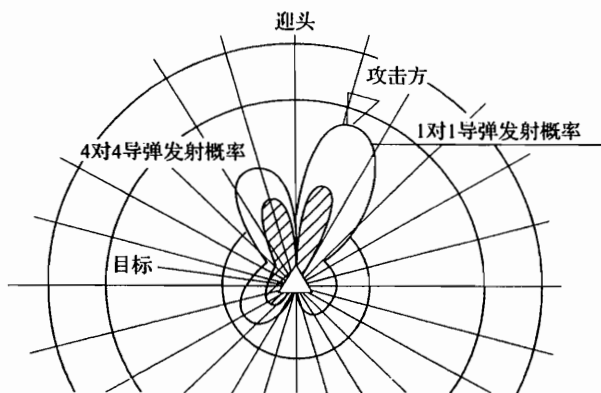


图 6-64 导弹发射概率与攻击方位角的关系

图 6-66 表示了一架常规战斗机攻击一架过失速机动战斗机，过失速机动战斗机成功防御的例子。在初始状态，过失速机动战斗机处于被攻击的位置，但由于过失速机动战斗机拉了大迎角飞行，使其进入过失速状态，飞行速度明显减小，从而甩开了常规战斗机的追击。此时，常规战斗机没有能力很快减小速度，仍以较大的速度飞行，使其冲到过失速机动战斗机的前面。其结果，改变了交战双方的位置，过失速机动战斗机由被攻击者变为攻击者，由被动变为主动。过失速机动战斗机攻击后，卸载获得能量并趁机逃离。

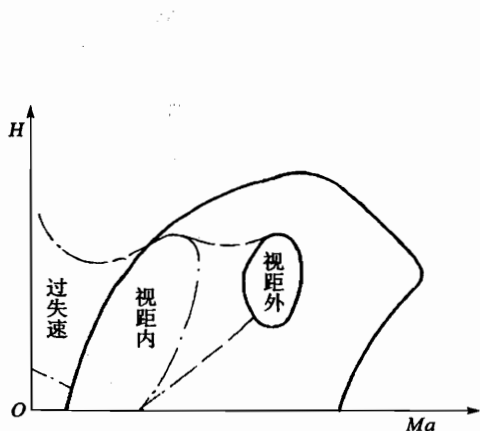


图 6-65 作战区域扩展

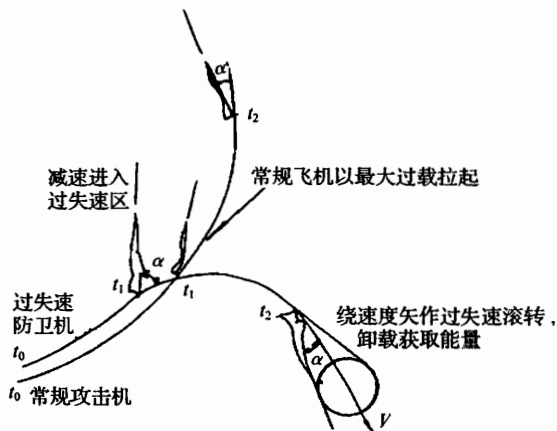


图 6-66 战斗机的过失速防御

综合以上分析，近距离格斗时过失速机动战术优势包括以下几点：

- 飞行包线低能量区进一步扩展；
- 近距离格斗攻击能力提高；
- 机动规避效果增强；
- 有效摆脱空空导弹的追踪。

经过部分飞机在过失速机动方面的研究，目前已经整理出十项过失速机动动作。这十项过失速机动动作按照操纵方式分类可以分为纯纵向操纵和纵向横向组合操纵两种，“眼镜蛇”机动为纯纵向操纵，而“赫伯斯特”和大迎角下滑倒转机动又是纵向横向组合操纵的典型代表。

(1) “眼镜蛇”机动

该机动是指飞机初始进入速度为 380 ~ 420 km/h 平飞状态，开加力，迅速拉杆到底，快

速形成大迎角（瞬态可高达 120° ），此时飞机瞬间减速，当迎角接近 90° 时推杆，使飞机下俯，恢复到正常迎角状态，见图 6-67。整个机动过程高度变化很小。动作结束后可在小速度下转弯，也可减小迎角直线加速飞行。



图 6-67 “眼镜蛇”机动动作

(2) 大迎角下滑倒转机动

该动作与常规飞机的半滚倒转操纵方法一样，唯一的区别是在拉杆的过程中形成大迎角（ 75° 左右），在高度变化很小的情况下就实现了半滚倒转机动，见图 6-68。

(3) “赫伯斯特”机动

该机动又称反向急转弯，也称 J-急转机动，是指飞机从初始一般在大约 400km/h 平飞，开加力，拉杆形成大迎角，当拉杆使飞机上升接近垂直向上状态（迎角 60° 或 70° ）机头迅速上仰，然后压杆利用推力矢量控制使飞机绕速度轴旋转，从上仰状态转为机头向下，实现飞机航向 180° 转变。然后飞机加速恢复到原有的速度和能量，完成飞机的快速掉转机动，见图 6-69。该机动可显著减少转弯时间，实施快速机头指向，机动完成后速度损失也很小。

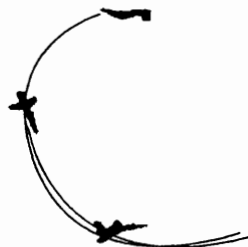


图 6-68 大迎角下滑倒转机动动作



图 6-69 “赫伯斯特”机动动作

(4) “榔头”机动

该动作初始速度约在 480km/h ，开加力进入过载 3 作筋斗机动。飞机过了垂直向上姿态后，稍松杆保持均匀的上仰旋转角速度。当飞机到达筋斗顶点时，呈倒飞状态，迎角约为 60° ，拉杆保持迎角，此时飞机速度向量迅速向下，最后的姿态是机头向下约 10° ，改出俯冲，见图 6-70。

(5) 大迎角机头转向机动

该动作是一种可操纵的类平螺旋的机动动作。实际就是一个常规飞机的小半径盘旋下降。与常规飞机相比就是可以保持一个较大的迎角盘旋，从而减小了盘旋半径。做此机动时飞机一般很稳定，没有俯仰晃动，停止旋转也很精确，见图 6-71。

(6) 倒飞转弯 180° 机动

该机动是近似在垂直平面内实现的机动，初始速度为 400km/h ，开加力，迅猛拉杆，当飞机处于倒飞状态时，保持飞机姿态，减小迎角，当迎角到达可控小迎角时，迅速压杆到底，改平，实现了高度与航向的改变，见图 6-72。整个机动过程中，它是一个近似在垂直平面内实现 180° 转弯的机动，左右发动机推力矢量的控制不完全一致，它不但提供俯仰力矩、滚转力矩，还提供了一定的侧向推力矢量偏航力矩，用于修正航迹。



图 6-70 “榔头”机动动作

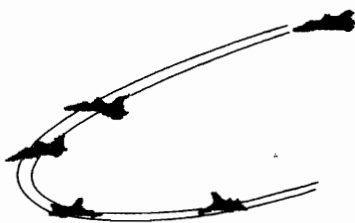


图 6-71 大迎角机头转向机动动作



图 6-72 倒飞 180°转弯机动动作

(7) “柯比特”筋斗机动

该动作又称为 360° 变向机动, 初始速度为 400km/h , 迅猛拉杆到底, 使飞机在垂直平面内滚转 360° , 然后改出机动, 见图 6-73。整个机动过程中飞机在侧向的飞行轨迹基本没有改变, 而在纵向改变了 441m , 是近似在垂直平面内实现的机动, 因此称它为 360° 变向机动, 推力矢量控制只提供俯仰力矩。



图 6-73 “柯比特”筋斗机动动作

(8) 钟式机动

该动作初始速度基本不受限制, 发动机最大或加力状态, 拉杆使飞机机头垂直向上, 垂直爬升一段时间, 在重力和空气阻力的作用下, 飞行速度逐渐减小。当飞机到达最高点时, 利用推力矢量控制使飞机在这一位置附近滞留 $2 \sim 4\text{s}$, 这时飞机看起来几乎不动, 然后拉杆使机头上仰, 并转入背部朝下的姿态, 见图 6-74。

(9) 直升机机动

该动作一般在速度 400km/h 平飞时, 发动机开加力, 连续两次大迎角后空翻后飞机呈水平姿态, 而速度矢则铅垂向下, 此时飞机速度增加不大, 发动机置于最大状态, 控制偏航推力矢量使飞机绕速度矢做向左或向右偏转, 见图 6-75。

综合以上分析,过失速机动战斗机具有常规飞机无可比拟的优势,既可以有效地进攻,又可以积极地防御,具有很好的实战应用价值。试飞员应通过对过失速机动飞行的体验,对过失速机动的性能和战术价值给予评价;试飞工程师应通过对过失速机动飞行的数据,结合相应的判据进行过失速机动的性能和战术价值分析。

6.9 本章小结

(1) 飞行品质是飞机的重要属性,它不仅影响飞行使用效率,而且影响飞行安全。飞行品质是包括驾驶员在内的人机闭环特性。当前虽然美国军用手册 MIL-HDBK-1979 成为最新的飞行品质规范,但 MIL-F-8785C 仍是使用最广泛的背景依据。除定量标准外,库珀-哈珀驾驶员评定尺度也是试飞员普遍接受的主观评定量化标准。

(2) 飞行品质试飞方法主要分开环和闭环两种方法。开环试飞方法主要针对 MIL-F-8785C 各项条款要求进行驾驶操纵,以获取飞机响应的各项定量指标,这是型号鉴定试飞的重要内容。除此之外,闭环试飞方法越来越占有重要位置,尤其是对于高增益和高阶特性电传操纵飞机的飞行品质,作为动态环节的人的特性更直接关系到飞行任务的完成和飞行安全。闭环特性试飞包括密集编队、精确跟踪、空中加油、纠偏定点着陆等高增益任务。

(3) 驾驶员诱发振荡(PIO)是飞机动力学和驾驶员动力学之间的不良组合所造成的飞机操纵响应现象,是一种危害极大的飞行品质问题,为了预测和防止这种现象,人们研究了许许多多附加的人机闭环和开环的判据和规范。但是迄今为止,尚没有一项或几项判据和规范被人们所公认。尽管如此,人们的努力还在继续,找出预测和防止 PIO 的试飞方法、数据处理方法以及评定判据是共同愿望。

(4) 大迎角试飞是飞行品质试飞中另一个技术难题,由于大迎角的非线性气动力和强耦合特性使得飞机地面仿真计算很难精确和有效,风洞试验也很难预测,因此大迎角特性试飞不但是必需的,而且试飞风险也是特别突出的问题。大迎角试飞分为可控迎角范围试飞和不可控迎角范围试飞。可控迎角范围主要是迎角限制器的试飞,不可控迎角范围试飞包括失速和偏离、过失速旋转、尾旋和深失速等。为了确保试飞安全,大迎角试验飞机上应采用反尾旋措施,当前使用方便、安全可靠的措施是安装反尾旋伞。

(5) 如果说常规大迎角试飞的目的是为了更好地发挥飞机作战性能,找出验证预防飞机进入迎角不可控区控制律的合理性,一旦进入找出恰当的改出方法,确保飞行安全;那么对于采用矢量喷管的第四代战斗机就是要充分利用大迎角区的机动优势获取空战的有利态势,从而发挥最大的作战效能。飞行试验的任务就是通过试飞考核飞机过失速操纵特性探索各种过失速机动的实用性和操纵方法,并对敏捷性评定判据及其试飞方法进行研究,完善飞机飞行品质和性能试飞规范和方法的研究。

第 7 章 飞行包线和结构完整性试飞

7.1 概述

飞行包线指的是飞机飞行的高度、速度和过载边界，在这些边界范围内飞机飞行是安全的、满意的；超出这个边界是不安全的，不满意的。飞行包线受许多条件的制约，包括飞机重量和重心范围，飞机构型等。飞行包线是民机用户合同和军机采购方的研制总要求所确定的重要指标。要求的形式是以图示方式表述速度对高度、速度对过载、迎角对侧滑角的关系。在这些规定的范围之内，飞机所有方面，如操纵品质、发动机特性、结构完整性以及各种系统特性均是可接受的。图 7-1 和图 7-2 分别为民机和军机飞行机动包线要求的典型格式。

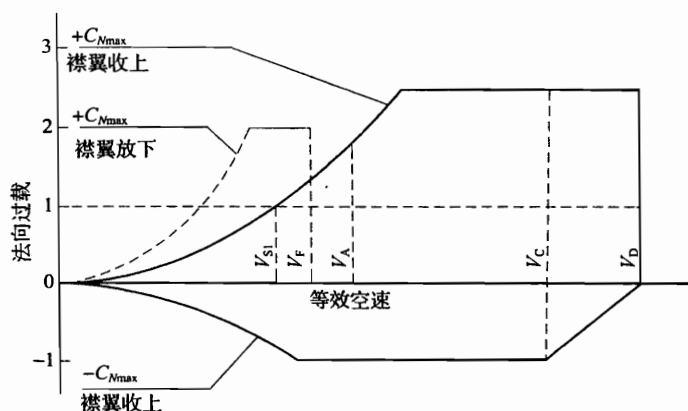


图 7-1 典型的民机机动包线

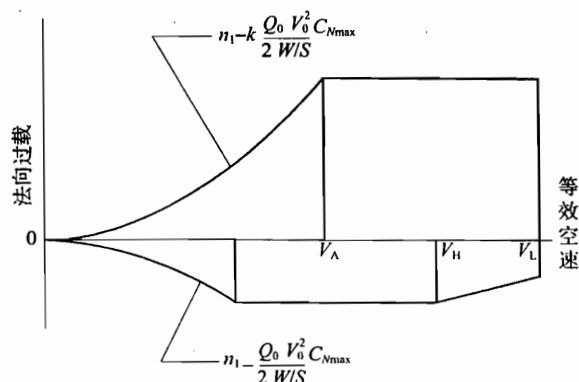


图 7-2 典型的军机机动包线

按照军机飞行品质规范, 飞机飞行包线分为以下三种。

(1) 使用飞行包线

在这个包线范围内, 飞机飞行不但是安全的, 而且能够完成作战任务, 这个包线不但要受到飞机气动、结构、构型等限制, 而且与军事任务以及完成这些任务的系统有关, 如导弹发射任务, 还要受到导弹发射性能和包线的限制。

(2) 实用飞行包线

这个包线是由飞机各种限制, 如气动和结构限制而确定, 在这个包线范围内可以安全飞行, 但不一定保证能全部完成作战任务, 这个包线应包含使用包线范围。

(3) 允许飞行包线

这个包线是飞机既是允许的又是可能的全部飞行范围。这个范围超出实用飞行包线, 比如, 失速、过失速旋转、尾旋、跃升和某些俯冲等。但是在这个超出实用包线的情况下, 允许驾驶员不用特殊的技术可以安全地操纵返回实用飞行包线。

在包线扩展飞行试验之前, 首先要熟悉各种计算和地面试验结果。但这并不是充分的, 因为很可能还会有许多意外发生, 因此试飞工程师应该与设计师、地面试验工程师、试飞测试工程师一道, 进行周密的风险分析, 制定谨慎的试飞计划和应急处置措施, 加强地面监控, 确保包线扩展试飞安全。

包线扩展计划要遵循“分区分步”原则。在试飞总体方案中就应制定扩展计划。图7-3和图7-4给出一个例子说明包线扩展的原则。图中各区的具体含义是:

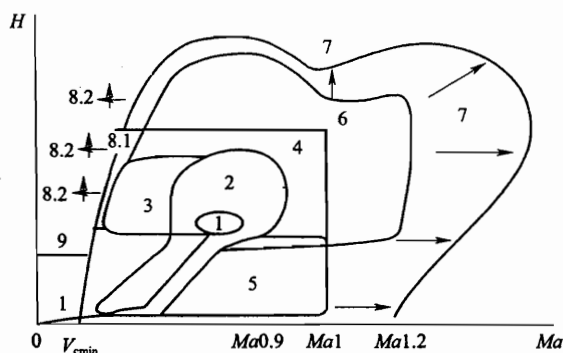


图7-3 $H-Ma$ 包线扩展分区图

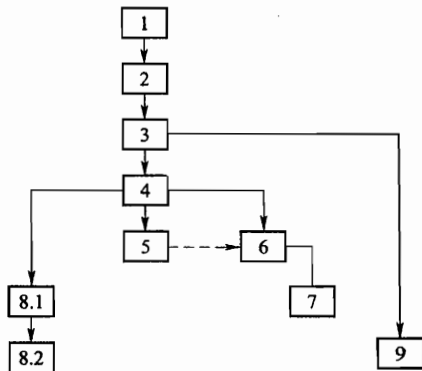


图7-4 包线扩展顺序

- 1——首飞走廊, 这是新机开始试飞最合适的区域;
- 2——检查飞机初步飞行特性, 包括试飞基本应急措施 (发动机、应急动力、辅助启动、基本系统、飞控系统及其备份系统);
- 3——低速飞行, 包括迎角特性试飞, 中等机动 (过载/滚转速率/迎角) 试飞等;
- 4——高高度、高亚声速飞行, 检查飞机操纵特性、载荷、颤振、发动机操纵, 最大过载和滚转角速度以及机动性能;
- 5——低空/中速飞行, 检查高亚声速和高速压区的飞行特性;
- 6——高高度飞行, 检查跨声速和超声速区的飞行品质, 载荷与颤振以及发动机操纵;
- 7——最大速度区飞行, 检查飞行品质、发动机操纵、颤振、载荷和作战性能;
- 8.1——小速度飞行, 检查最大迎角/最大过载/最小速度、飞行品质、发动机操纵, 反

尾旋伞功能等;

8.2——小速度和大迎角区飞行,检查最大操纵/限制器/不可控区飞行特性;

9——高场高起飞性能飞行,以及极端气象和重量条件飞行。

说明:图7-3包线扩展顺序只是一个通常情况,实际上针对不同型号和飞行条件,有不同的选择顺序,例如3、4不只对应一个下一步,还要根据试飞实际情况进行调整。比如第3区完成后,可以进入第4区试飞,也可出于其他因素考虑进入高原机场试飞,即第9区试飞。

飞行包线扩展实际上与所有的平台特性,甚至部分系统特性密切相关,如飞控系统、环控系统。这里特指的飞行包线主要取决于飞机性能、飞行品质和结构完整性。飞机性能与动力装置相关,飞行品质与飞控系统相关,这些都有相关的章节作专门叙述。本章主要将结构完整性试飞作为包线扩展试飞的关键步骤,这是因为飞机性能和发动机性能对包线扩展具有决定作用,但它们在前两章已有叙述。而且,对飞机性能而言,要么达到,要么达不到,是综合能力问题;飞行品质重要,取决于很多因素,有时甚至涉及飞行安全,但它与飞行逼近边界与否并无直接关联。飞行品质在包线中的任何地方都很重要。结构完整性不同,越到飞行边界,风险越大,因为动压越大,施加在飞机结构上的能量越大,容易激起飞机结构响应,甚至引起飞机损毁。当然小速度边界和发动机起动边界试飞风险也很大,那是另一类问题,已有专门章节叙述。

7.2 飞机结构完整性试飞内容

从新机研制和鉴定试飞角度来说,飞机结构完整性试飞包括飞机结构载荷和静强度、动载荷和动强度、疲劳载荷和疲劳/断裂强度、热载荷和热强度,以及结构可靠性与维修性验证试飞等内容,如图7-5所示。

这里需要强调一下载荷和强度的含义。载荷是指作用在飞机上的各种外力的总称,这些力可能是飞机在空中飞行和地面运动所承受的,如机动载荷、着陆撞击载荷等,也可能是飞机外界或内部环境引起的,如阵风载荷、热载荷等。从载荷属性来说可分为静载荷、动载荷、疲劳载荷和热载荷。强度是指飞机在各种载荷和环境作用下结构抵抗失效/破坏的能力,从强度属性来说可分为静强度、动强度、疲劳/断裂强度和热强度。从结构失效/破坏的起因来说,飞机载荷和环境是引起结构失效/破坏的外因,结构强度不足则是引起结构失效/破坏的内因。从结构完整性角度来说,上述各种载荷、环境和各种强度以及结构可靠性均纳入到飞机结构完整性设计思想体系中。同样这些因素也需要通过试飞进行相应的考核。下面简要解释一下图7-5所示的各项试飞的含义。

7.2.1 飞机结构静载荷和静强度试飞

(1) 结构应变/应力测量

飞机结构应变/应力测量的目的是通过飞行试验来验证飞机结构载荷和强度。结构应力/应变测量主要是采用非电量的电测原理,根据飞机结构受力分析,在飞机结构指定部位粘贴电阻应变计,使之组成半桥、全桥或单—应变计,以形成应变测量电路,输出的微电量放大后通过校准曲线转换成物理量——应变,然后根据测试目的变换成指定部位的应力或指定结

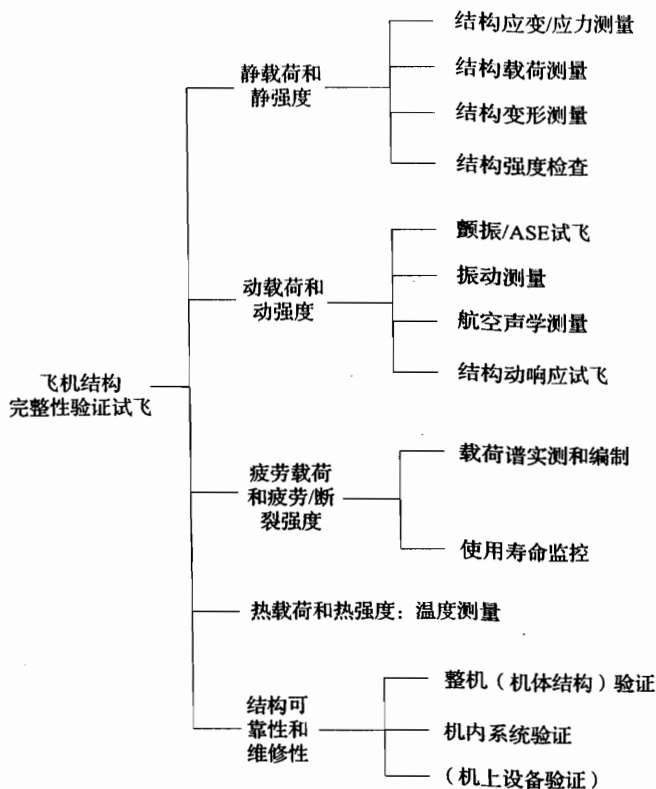


图 7-5 飞机结构完整性验证试飞主要内容

构部件的载荷。把测得的应变转换应力或载荷是一个复杂的过程, 要保证应力或载荷的测量精度, 需要考虑许多因素。

(2) 结构载荷测量

飞机结构载荷测量是指通过飞行试验测量飞机结构的飞行载荷和地面载荷, 用以验证结构设计计算载荷, 并在严重受载情况下检查飞机结构的强度。飞机结构载荷测量目前主要有应变法和压力分布法。应变法主要是在结构指定部位粘贴若干应变计, 通过应变测量和载荷方程把测得的应变值转换成结构载荷; 压力分布法是在结构翼面的指定剖面 and 指定部位布置若干压力传感器, 通过压力测量可获得有关翼面的分布载荷。

(3) 结构变形测量

飞机结构变形测量主要是通过飞行试验来测量飞机机翼等部件在不同飞行状态下的结构变形情况, 以验证飞机结构的刚度是否满足设计要求, 并验证气动弹性修正方法。当然也有其他目的进行的变形测量, 如为保证导弹对准精度而进行的机翼变形测量, 预警机“蘑菇”天线变形测量等。

目前主要采用数码测量法和图像识别技术来测量飞机机翼或其他部件的变形。

(4) 结构强度检查

飞机结构强度检查是指通过飞行试验用实测飞行参数和局部应力的方法在严重受载情况下检查飞机结构的强度是否满足设计要求。

单独的结构强度检查和用于强度检查的结构载荷测量这两者都属强度试飞范畴,这两种强度试飞既有相同处又有不同的地方。

相同之处在于都是为了检查飞机强度是否满足飞机设计要求;都是在严重受载状态下检查飞机结构强度;都要实测相同的飞行参数。

两者的区别在于单独的强度检查试飞不实测飞机结构部件载荷,最多只测所选关键部位应力;而载荷测量主要是飞行实测飞机有关部件载荷。

7.2.2 飞机结构动载荷和动强度试飞

飞机结构动载荷和动强度试飞主要包括颤振、振动、航空声和结构动态响应试飞等内容。

(1) 颤振/ASE 试飞

颤振飞行试验是新机研制定型试飞的一项必试项目,通过颤振试飞证实飞机在临界构型下无任何气动弹性不稳定性。对于带电传飞控系统的现代飞机来说,还要进行 ASE (气动伺服弹性) 试飞。

颤振是指气流中运动的结构在空气动力、惯性力和弹性力的相互作用下而形成的一种自激振动。低于颤振速度时,振动是衰减的;等于颤振速度时,振动保持等幅;超过颤振速度时,多数情况振动是发散的,从而引起结构的破坏。

为了保证试飞安全,通常颤振试飞并不是真正要飞到颤振临界状态,而是采用亚临界响应测量和分析的方法,以求出有关模态频率和阻尼,据此亚临界响应参数通过数据处理外推来判断并验证新机的颤振余量。

气动伺服弹性是气动力、惯性和弹性力,加上飞控伺服弹性耦合的动态现象,对于通过飞控系统激励的试飞来说,颤振和 ASE 试飞往往结合进行,但数据处理方法有所区别。不过在通过飞控系统激励进行颤振试飞时,应考虑飞控系统动态特性的影响,如伺服舵机频带和各滤波器时间常数等。

(2) 飞行振动测量

飞行振动测量包括飞行中的环境振动测量和排振试飞等内容,通过飞行振动测量,可以确定各类飞机机上人员的乘坐品质,确定结构及其机载设备附件的真实动力环境,为飞机结构及其设备附件的研制和定型提供必要的的数据,为排除飞行中的严重振动提供依据,并据此证实在使用寿命期不会发生振动疲劳破坏。

(3) 航空声学测量

航空声学测量与飞行振动测量的内容和任务基本类似,主要是飞行中的航空声学环境、声载荷测量和排噪试飞等内容,以获得有关数据,核实并在需要时修订估计的设计航空声环境、声载荷和有关的结构响应,并证实飞机在使用寿命期内不发生机体结构的声疲劳破坏。

(4) 结构动响应试飞

飞机结构动响应试飞主要是测量飞机结构对动态载荷输入的弹性响应特性,以获取飞机在飞行中由动态响应导致的最大载荷并验证动态载荷分析。

结构动响应试飞主要包括下列内容:穿越不稳定气流(即突风)飞行、急剧机动、外挂物投放、武器发射、空中加油/受油、弹射(或滑跃)起飞、着陆撞击、着舰、拦阻、动态滑行等。

7.2.3 飞机结构疲劳载荷和疲劳/断裂强度试飞

(1) 载荷谱实测和编制

疲劳载荷和疲劳/断裂强度试飞主要包括疲劳载荷谱实测和使用寿命监控等内容。飞机载荷谱实测,主要是通过飞行试验来实测飞机所经受的疲劳载荷(即重复载荷),并由此编制飞机使用载荷谱,用于飞机机体的疲劳、耐久性和损伤容限试验和分析,以验证飞机是否满足设计使用寿命要求,并证实飞机在使用寿命期内不会发生疲劳/断裂破坏。

定型试飞阶段的载荷谱实测还有一项重要内容就是搜集各试验飞机在定型试飞阶段的重复载荷数据,并以此编制成初步的基准使用载荷谱,该项任务是结合试验机的各项试飞任务和飞行训练任务来完成。

(2) 使用寿命监控

严格说来,使用寿命监控已经不属于疲劳/断裂强度定型试飞的内容,但按飞机结构完整性设计思想体系,并不是说飞机定型试飞一完成飞机设计任务就完成了,而是要把飞机结构设计延伸到飞机使用阶段。换句话说,飞机结构设计要进行飞机全寿命设计和管理,即飞机投入使用后,要在使用飞机上安装测试仪器和记录系统进行载荷/环境谱测量,并编制飞机的基准使用载荷/环境谱以重新评定飞机的实际使用寿命并监控每架飞机寿命耗损情况,直到该架飞机退役为止。

7.2.4 飞机结构热载荷和热强度试飞

飞机热载荷和热强度试飞主要是为了获得飞机结构的温度条件及其对结构受载影响的有关资料,并验证机体抵抗热破坏的能力。

飞机结构在飞行中会受到外部和内部热源的加热,这些热源包括气动加热、太阳和周围大气辐射、发动机和各种设备的发热等。这些热源会使机体温度升高而引起材料性能下降,从而降低飞机结构强度。

飞机热载荷和热强度试飞主要是通过飞行试验来测量飞机结构温度、环境温度和热应力来实现。到目前为止,温度测量所采用的方法包括热电偶、热敏电阻、铂电阻温度片、示温片等几种方法。

对于高超声速飞行器,这种热载荷和热强度试飞尤为重要,相应地对试飞测试技术带来了新的挑战。

7.2.5 飞机结构可靠性和维修性验证试飞

飞机结构可靠性是指在规定的使用条件和环境下,在规定的使用期限内,飞机结构完成规定功能的能力。飞机维修性是指飞机结构在规定的使用条件下和使用时间内,按指定的程序和方法维修后,飞机结构保持或恢复到完成规定功能的能力。

飞机可靠性和维修性直接影响飞机的战略完好率和任务成功率,影响飞机寿命周期的使用费用,因此对新研飞机在设计定型试飞阶段进行可靠性/维修性评估工作非常重要,飞机可靠性/维修性验证试飞已成为新机设计定型试飞的一项重要内容。

飞机作为一种重要的航空武器装备,其可靠性和维修性包括飞机整机(机体结构)可靠性/维修性、机内系统可靠性/维修性以及机上设备可靠性/维修性。而飞机整机(机体结

构)和机内系统可靠性维修性则可纳入到飞机结构完整性范畴。

从可靠性观点出发,可以把新机定型试飞过程看成是一个可靠性增长过程,因此,对新机定型试飞来说,飞机结构可靠性/维修性验证试飞主要是指在整个新机定型试飞过程中对外场整机进行验证试验和验证评估,这种验证试验可以与飞机结构、飞行品质、飞行性能、动力装置、武器系统、航空电子系统、舰载适用性等试验(试飞)结合进行,必要时需要单独进行。

飞机整机可靠性验证试飞主要应验证飞机的平均故障间隔飞行时间、任务成功率等指标、分析可靠性增长趋势;并评述飞机典型故障的发生规律、原因、处理方法。

飞机整体维修性验证试飞主要应验证飞机的每飞行小时直接维修工作、平均修复时间、更换发动机时间、再次出动准备时间等定量参数指标;并验证有关维修品质要求。

7.3 飞机结构载荷和强度试飞

7.3.1 飞机结构载荷和强度试飞的目的

飞机结构设计的目标是使飞机重量轻、性能好、寿命长和安全性好。要达到这个目标,首先要了解飞机在各种状态下所承受的外载荷,再根据飞机材料和结构形式进行强度设计和试验验证,飞机外载荷数据来源于计算、风洞吹风以及其他飞机设计的经验。由于现代飞机结构复杂,新技术和新材料的应用,使得理论计算和地面试验评估结果越来越需要通过飞行试验来确定飞机实际承受的外载荷和验证结构强度应力是否满足设计要求。这种飞行试验的具体目的是:

(1) 评定极限状态下的飞机结构安全性,包括在极限动压、马赫数、过载和最大着陆重量等极限条件下的结构安全性。

(2) 确定各种使用条件下飞机结构的承载特性和振动特性。

(3) 修订飞机强度和载荷理论计算以及地面试验数据,验证载荷数学模型,拓展飞行试验结果。

(4) 摸索使用飞行经验,包括可能出现的超负荷情况和预防措施,提请使用驾驶员应注意的事项。

如果完成所有规定的极限状态条件下的飞行试验,未发现飞机受力部件的残余变形、裂纹和结构破坏,而且飞行试验过程中未超出最大使用载荷,则认为强度和载荷试飞顺利通过。

载荷和强度试飞的内容和机动动作基本相同,但测试和数据处理的着重点有所区别。就测试传感器校准来说,强度试验可以用应变计算校准即可,而载荷则要求传感器在飞机上安装到位后,要通过实际加载进行校准。此外,载荷还可通过气动压力分布特性测量试飞,而强度试飞则要根据关心的部位结构应力来测量,但从试飞方法来说,它们是相同或相近的。

7.3.2 飞行载荷和结构强度试飞的技术准备

试飞工程师应首先应了解和分析飞机强度设计和载荷分布的情况,结合设计部门提出的验证要求编制试飞方案和试飞状态表以及载荷和强度试飞状态要求,包括相关飞机构型、重

量、过载、动压、马赫数等,这些要求也许与其他试飞科目能结合进行。然后,根据飞机单独或组合结构需要考核的条件,补充试验状态点。

在选择和安排试飞状态时,首先要考虑循序渐进原则,要留有一定的余量,因为有些飞机的最大使用状态往往十分接近极限状态,要防止试飞员操纵不慎进入超负荷状态。在所有情况下,应保证飞机最大过载具有1.5倍的安全系数。如果通过试飞预测实际飞机强度系数可能小于1.5,那么就应该减小拟进行的最大试飞过载。

在进行最大过载试飞前应了解在飞机包线范围内最大过载可能实现的状态点,以及试飞操纵的最大位移、最大力及其保持时间,以免在实际飞行中浪费时间和架次去摸索。试飞中还应应对最大过载的增长率、持续时间进行控制,特别是对没有采取有效抗荷措施的飞机更要严格控制,以确保试飞员的人身安全。即使是有抗荷措施的飞机,也应事先验证和分析这些抗荷系统的有效性。同时,对于驾驶员的过载显示,也应在未达到最大过载试验点之前,通过先前的飞行验证其显示的正确性。

在制定试飞任务单时,应特别注意针对试飞员的具体情况安排他们的大过载试飞任务。针对试飞员年龄和身体状况,因人而异地安排,特别是对于大过载持续盘旋试飞,应该注意过载量大小和持续时间长短。飞行载荷和结构强度试飞任务单应在地面模拟器上进行演练,尤其是接近极限状态的试飞,必须事先演练。

7.3.3 飞机载荷和强度试飞机动方法

(1) 试飞状态的选择

按照循序渐进原则,飞机载荷和强度试飞的状态选择一般分为以下三个阶段。

第一阶段:试飞评定马赫数的影响。这一阶段的试飞一般在高空进行,但低于实际升限3~6km。在这个高度上,马赫数逐步增大,通常 $\Delta Ma = 0.02 \sim 0.05$ 步长为宜,但接近极限值时, ΔMa 不应超过0.01~0.02。

第二阶段:试飞评定动压的影响。这一阶段应安排在中空试飞,一般不应低于3000~5000m,这一阶段不但试飞高度小于第一阶段,而且最大马赫数应低于第一阶段所能达到的最大马赫数,比如低于第一阶段达到的极限值0.05~0.15。在这一阶段必须加强地面实时数据处理与监控,否则每次试飞只能进行一次加速飞行,待得到该状态点试验结果后,才能往下一状态点推进。当然如果加强地面实时数据处理和监控,会大大提高试飞效率。本阶段校准速度增量步长不应超过20~50km/h。

第三阶段:试飞评定马赫数和动压的综合影响。这一阶段试飞通常在中低空试飞,但最低场高应不低于2000m。这一阶段的目标是飞行包线的最大马赫数和最大校准速度的交点。即图7-6中的⊗点。经验表明,在进行该点飞行时,即使飞机结构不出现大的问题,许多小的问题是经常发生的,如蒙皮撕裂、铆钉脱落、机载设备安装支架受损等,这些问题如果出现在进气道,对发动机威胁很大,因此对试飞工程师而言,决不可掉以轻心。

(2) 试飞机动

试飞机动分为对称机动和非对称机动,对称机动是指无侧滑的状态下,主要通过纵向操纵而形成的机动,包括纵向对称拉杆和推杆的阶跃操纵。其中阶跃动作要根据所进行的阶段分为常规阶跃、急剧阶跃和急剧阶跃并急剧制动三种。通常在达到要求的法向过载值时应保持0.5~1s。在阶跃过程中应通过油门调节尽可能保持速度不变。在进行俯冲拉起机动中,

应事先计算和实时监控飞机达到的最低场高,确保试飞安全。有两种措施是试飞部门应该采用的:

- 地面飞行模拟预演;
- 在试飞进行中,利用相关预测模型进行实时高度预估和提前告警。

应该指出,这两种措施适用于所有试飞,但对于通过急剧俯冲达到极限载荷和强度考核的试飞尤为重要。这时的危险既来自飞机结构承受能力,也来自低空拉起的性能。

在进行推杆阶跃操纵中,可采用先适当拉杆使飞机抬头,然后实施推杆阶跃,这样可以避免过多的高度和速度损失。

所谓非对称机动包括阶跃副翼和方向舵的操纵。阶跃副翼的滚转机动包括非协调滚转和协调滚转,其核心是考核飞机在最大滚转速率中的各部分结构所承受的载荷和应力。与纵向阶跃操纵一样急剧滚转加上急剧制动是对飞机结构最严格的考验,也是试飞工程师应特别关注的试飞课题,同样应进行逐点试飞,逐点解算和监控。

这里应特别提出的注意事项是:

- 法向过载和滚转速度的耦合特性必须进行考核,也就是要在急剧拉杆中压杆,或急剧压杆中拉杆。但是对于没有自动交联限制的飞机应通过试飞员的试飞前事先演练和试飞中观察显示来逐步达到限制值;对于具有自动交联限制的飞机则要考核飞控系统这种交联控制律的有效性和合理性。

- 在载荷和强度试飞中,对各个操纵面所承受的铰链力矩的试飞测量非常重要,但影响铰链力矩的因素很多,包括飞行速度、高度、迎角、侧滑角、舵面偏度以及它们的角速率,这就是说,试飞中不但要考虑飞机的飞行状态,而且要考虑试飞操纵的速度和幅度,还要有足够的参数测试,包括采样率的考虑。

- 对飞机上安装的应变片应定期检查和标校,一旦试飞任务完成却发现校准曲线变化了,这就非常麻烦,甚至许多已飞架次要重新试飞,代价很大。在应变片粘贴过程中,应留有足够的余量,因为应变片容易损坏,一旦损坏,要想重新粘贴,极其困难,有些情况下几乎不可能,因为已出厂飞机根本没有可达性。

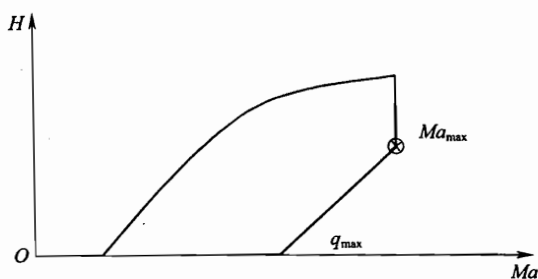


图 7-6 最大马赫数和最大动压的交点

7.4 颤振和气动伺服弹性

7.4.1 颤振和气动伺服弹性的机理和模型迭代

颤振是一种气动弹性现象,它是气动、结构弹性和惯性产生不利耦合而形成的。这种现象往往发生在大动压和跨声速飞行状态。如果颤振发生,由于频带较高,而且发散,很可能造成结构破坏,驾驶员来不及处置,因此颤振对飞行安全影响极大。

对于现代飞机,新材料和新结构技术应用,飞机弹性越来越大,飞行速度越来越高,同时飞控系统权限也越来越大,增益越来越高,这就列出第四个元素,即“伺服”,它们之间

的耦合称为气动伺服弹性 (ASE)。

显然对于新飞机设计来说, 尽可能使飞机在全包线内具有足够的颤振裕度, 但应该说明的是, 对于结构改装或改进的飞机, 哪怕只有很小的结构改变也可能会引起颤振问题。对于军用飞机来说, 在各种外挂构型都有不同的颤振特性。此外, 对于 ASE 稳定裕度来说, 不论动压大小, 都可能发生 ASE 不稳定现象, 比如在 C 种飞行阶段, 在起落架放下的构型条件下, ASE 稳定特性必须试飞检查, 这就是为什么颤振/ASE 试飞所选择的构型较任何试飞科目都要多的原因。

在飞机研制过程中, 颤振计算、试验和试飞过程是相当复杂的, 图 7-7 中列出了这个过程以及飞行试验环节所处的位置。对于试飞工作者来说, 要想编制合理的试飞大纲和试飞计划, 必须熟悉和了解这个过程, 尤其要熟悉经过修改和完善的颤振计算结果, 以此作为颤振试飞的输入, 以确保试飞安全。

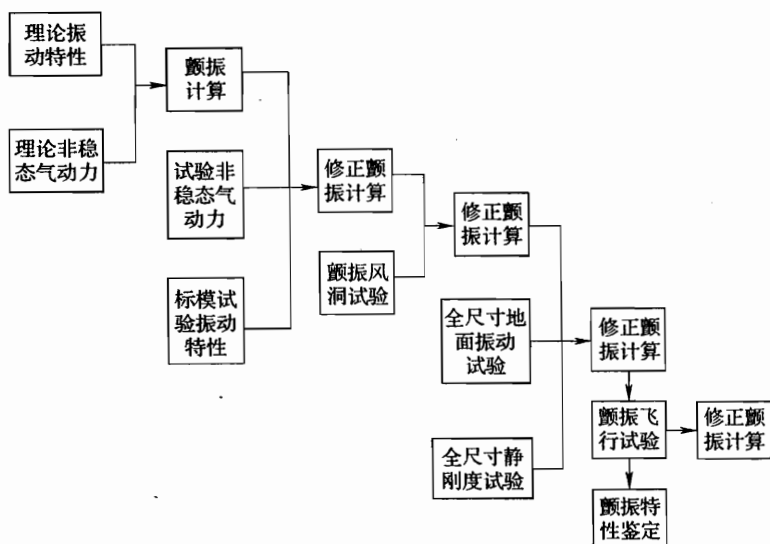


图 7-7 新机研制过程中的颤振研究的迭代和鉴定的过程

从图 7-7 可以看出, 理论计算、风洞试验、地面全尺寸试验和飞行试验是确定飞机颤振特性的主要手段。但是非线性气动力、结构动态特性和控制系统动态特性使得颤振特性的准确预测往往是很困难的, 这也就使得颤振试飞安全、试飞方法和程序、试飞测试、试飞监控和数据处理等环节是试飞工程师必须高度重视的课题。

在气动弹性试飞过程中, 除颤振之外, 还可能出现操纵面嗡鸣和极限环振荡等其他气动弹性现象。

操纵面嗡鸣是一种在跨声速和低超声速飞行条件下, 操纵面绕旋转轴的单自由度振动现象。操纵面嗡鸣往往发生在狭窄的马赫数范围内, 振型接近简谐波, 频率与操纵面旋转模态频率相一致, 只要马赫数改变, 或飞行高度增加, 这种振动即可消失。

极限环振荡是由于系统非线性, 例如, 机械间隙引起的一种临界稳定现象, 表现为等幅的周期性振荡。通常这种振荡不会影响飞行安全, 但可引起飞行品质下降和武器投射精度。当然这种振荡不予消除, 长期存在会影响结构磨损和疲劳破坏, 因此如果出现极

限环振荡,也要设法排除。它与飞行控制系统的特性,如增益和非线性有密切关系。本节对操纵面嗡鸣和极限环振荡现象不予讨论,把重点放在对试飞安全影响极大的颤振/ASE试飞上。

7.4.2 颤振/ASE 要求

(1) 颤振要求

对于颤振特性来说,对于正常和应急状态,针对各种飞机构型,必须满足如下颤振稳定性要求:

- 在实用飞行包线限制范围内,对于等高和等马赫数,等效速度必须留有 15% 的稳定裕量;
- 对于任何临界颤振模态,或对于任何大的动态响应模态,在设计限制速度范围内,阻尼系数 g 至少应大于 0.03,见图 7-9。

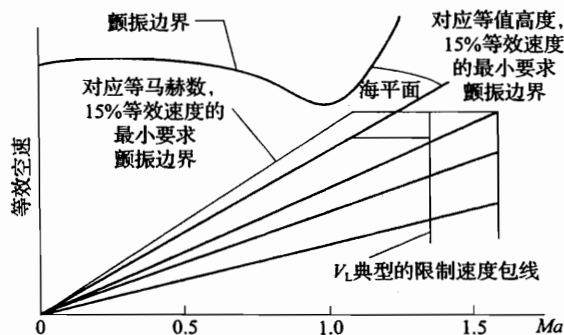


图 7-8 最小颤振裕度

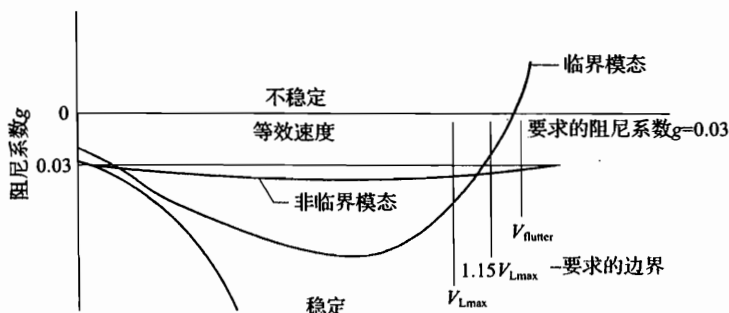


图 7-9 阻尼要求

(2) 气动伺服弹性要求

按照 MIL-F-9490D (USAF) 要求, ASE 稳定裕度, 包括增益和相位裕度应满足表 7-1 的要求。

表 7-1 ASE 稳定裕度要求

空速 模态频率/Hz	低于 V_{0min}	$V_{0min} \sim V_{0max}$	在 V_L	在 $1.15V_L$
$f_m < 0.06$	GM = 6dB (无相位裕度要求)	GM = ± 4.5 dB PM = $\pm 30^\circ$	GM = ± 3.0 dB PM = $\pm 20^\circ$	GM = 0 PM = 0
$0.06 \leq f_m < \text{一阶气弹模态}$		GM = ± 6.0 dB PM = $\pm 45^\circ$	GM = ± 4.5 dB PM = $\pm 30^\circ$	GM = 0 PM = 0
$f_m > \text{一阶气弹模态}$		GM = ± 8.0 dB PM = $\pm 65^\circ$	GM = ± 6.0 dB PM = $\pm 45^\circ$	GM = 0 PM = 0

表中: V_L = 限制速度;

V_{0min} = 最小使用速度;

V_{0max} = 最大使用速度;

GM = 增益裕度, dB;

PM = 相位裕度, ($^\circ$);

f_m = 模态频率, Hz。

应该说明的是, ASE 稳定裕度要求实际上是飞控系统稳定裕度要求, 因为 ASE 不稳定是由于飞控系统传感器安装在飞机结构上, 感受结构振动信号而反馈到飞控系统形成的闭环不稳定造成的。如一定要分清是飞控系统不稳定, 还是 ASE 不稳定可以按频率来区分, 不过实际上并无太大的意义。

7.4.3 颤振/ASE 试飞方法

颤振试飞程序主要分为颤振激励、数据采集和结果分析。作为颤振激励主要分为两类: 一类是依靠自然提供的能量激励, 即大气湍流激励; 另一类是人工激励, 即借助某类激励装置驱动, 激起结构模态响应, 下面对一些典型激励方式作简要说明。

(1) 利用飞控系统进行颤振激励

利用飞控系统进行颤振激励的基本原理是: 研制一种专用的信号产生设备, 生成各种幅值和频宽的激励信号, 输送给飞控计算机, 通过飞控计算机驱动相关的操纵面, 从而激励飞机结构响应, 如图 7-10 所示。

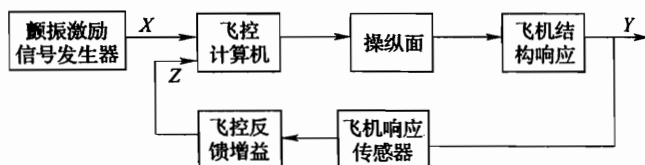


图 7-10 颤振激励原理图

从图 7-10 可以看出, 这种颤振试飞实际上是一种闭环特性试飞, 即安装在机体上的传感器通过飞控控制律反馈到飞控系统中, 从而增强了飞机响应, 即形成了气动伺服弹性耦合。飞控系统的作用可能是减缓了飞机结构响应, 提供了附加的阻尼和滞后; 也可以放大飞

机结构响应,形成了不稳定的耦合效应。

对于颤振特性来说,可以将该系统作为开环处理即通过 Y 对 X 的开环传递函数计算,或仅对 Y 进行功率谱分析,即可获得结构响应的频率和阻尼。

通过飞控舵机综合口的总反馈信号 Z 对颤振激励输入 X 与 Z 误差信号的开环频率特性计算,按照相关判据要求,即可求出气动伺服弹性的稳定裕度,包括增益裕度和相位裕度,信号发生器可以产生各种激励信号,包括正弦信号,脉冲信号、伪随机序列信号等,但对于颤振来说,通常采用正弦信号。颤振激励系统(FES)激励的优点是,能量集中,激励的响应信噪比高,便于提高数据处理精度和模态分辨率,而且对飞机机体结构而言,不增加任何附加质量。实施起来也非常方便,因此它是现代飞机颤振试飞的主要方法。有些电传操纵飞机,不需要研制专门的激励信号发生器,直接在飞控计算机中生成颤振激励信号,这就更加方便简捷。

对于试飞工程师而言,有四点必须给予高度重视:

- 颤振激励系统必须有高可靠性,不能将这种装置的风险漫延到飞控系统中去。因此,FES 至少应该与飞控系统具有同量级的余度措施。即使是信号计算部分不采取 3~4 余度,至少在信号发生器的输出要有 4 余度的幅值限制措施,即使 FES 出现故障,也要保证故障信号与飞控系统隔离。如输出信号幅值限制、舵面偏度限制、舵面铰链力矩限制、舵面旋转加速度限制等。

- 现代飞机结构模态分布复杂,高频与低频之间有许多频率相差不多的模态。有许多模态与飞机短周期模态和飞控系统模态特性交织在一起,因此数据分析时应尽可能将这些模态,尤其是飞控舵面模态考虑进去。

对于大型运输机,许多结构模态甚至低于飞控频率,分析时更应注意。

- 由于受限于飞控系统滤波器和舵机频带,利用飞控操纵面来激励飞机结构高频率模态有困难,甚至是不可能的。按照当前舵机性能,大于 50Hz 的结构模态是难以被激励的。针对这种情况,有些飞机的颤振试飞采用多种激励方法,如 FES 与小火箭激励相结合,以 FES 为主,小火箭激励为辅。在 FES 使用中,可以根据频率高低,适应性地调整激励幅值。

- FES 可以通过一个或一对舵面进行激励,也可以通过多个或多对舵机进行复合激励,取决于可用的激励舵面和结构模态分布。例如,对副翼激励可以是对称的,也可以是不对称的,以便于激起反对称模态。可以通过方向舵和副翼联合激励,以得到机身扭转模态响应等。这些激励方案的选择取决于模型计算和地面试验分析。

(2) 翼尖小翼激励

这种方法的原理是在飞机翼尖安装对称小翼,通过驱动马达使其产生振荡状态的气动载荷,从而激励飞机结构响应。驱动马达的信号由一个专门的信号发生器产生,频宽和幅值也可以选择。信号发生器也应该采取保护措施,通过振荡幅值、振动值等措施加以限制或中止激励。这种方法的优点是不受飞控系统的频带影响,可以通过对称和反对称激励多种结构模态,但是它的局限性是:

- 激励小翼不能太多,能激起的模态受到很大限制;

- 附加了机翼上的装置,对结构和气动影响应加以分析,这种激励方式对大飞机使用较多。

(3) 惯性激励

惯性激励的原理是在某一飞机结构上安装一种由马达驱动的不平衡质量,这种不平衡质量块在旋转运动中所产生的惯性力可以激励飞机结构振动。惯性力的大小等于不平衡质量乘以线加速度,线加速度等于旋转半径乘以旋转频率的平方。因此可以调整旋转角速度来控制激振力。这种激励方式存在的问题是:

- 对于低频模态,由于旋转频率低,激振力很小,不一定能激起结构模态响应,除非再增大不平衡质量;而对于高频模态,由于旋转频率高,产生的激振力可能过大,甚至造成结构损坏,因此要实时调节存在一定的困难。因此这种方式适用于振动模态频宽较窄,且范围适中的结构模态激励。

- 结构改装较复杂,而且要计及对飞机结构特性的附加影响。

(4) 小火箭激振

小火箭激振的原理是在感兴趣的飞机结构上安装小火箭,通过试飞员控制点火开关,利用火箭反冲力激励结构模态响应。这种颤振激励方式简单易行,是一种常用的颤振试飞方法。颤振激励力的大小通过火药充填量来实现,颤振激励模式选择可以通过火箭安装的多少、位置 and 方向来同步控制,以实现对称和反对称激励等。小火箭激励是一种脉冲激励,可以实现高频模态的激励。对于那些其他方式改装困难的小型飞机来说,这种方法较为合适。小火箭激振的最大优点是作用时间短,对于机动飞行状态和利用俯冲获得的低空大表速状态不需要保持较长时间,从技术和心理上有利于保障试飞安全。小火箭颤振激励的缺点是:

- 对于大型的复杂的飞机结构来说,要配置各种型号的小火箭,选择和调整较为复杂。
- 小火箭激励颤振试飞是通过测量结构脉冲响应计算功率谱而获得结构振动数据的,因此只需要测试记录结构响应输出信号即可。而对于电传操纵或高增益飞控系统的飞机,要测量气动伺服弹性稳定性,必须测量激励输入信号,对于小火箭激励来说,做到这一点有困难。

- 小火箭要实现多点同相或反相操纵比较困难,因为从火箭点火到满功率突发的时间很难做到同步,给响应分析带来困难。

(5) 大气湍流激励

大气湍流激励是利用飞机飞行过程中承受的自然湍流对飞机结构所产生的扰动力来激励飞机的结构响应。这种方法不需要任何附加装置,甚至不需要刻意去寻求严重大气湍流区域飞行,因此经济方便,是一种非常具有吸引力的颤振试飞方法。目前有不少的试飞机构采用它,并取得了较好的结果。

目前大气湍流激励所存在的问题是:

- 主要适用于低频模态的颤振激励,因为对于高频模态颤振的激励,显得能量过低,因此这种方法更适用于运输机;

- 由于测量大气湍流输入比较困难,所以该方法可用来评估飞机颤振特性,而不宜用来评估气动伺服弹性稳定裕度;

- 这种方法提供的信噪比较低,因此对数据处理技术要求高。

综上所述,各种颤振激励试飞方法各有利弊,正确的方法是针对不同飞机对象采用一种方法为主,另外1~2种方法为辅的综合试飞方法较为妥当。就当前技术水平而言,对于电传操纵飞机,利用FES通过飞控系统激励为主,以大气湍流和/或小火箭激励为辅是合适的;对于非电传操纵的运输机而言,利用翼尖小翼激励为主,以大气湍流激励为辅进行颤振

试飞是合适的。

对于 FES 方法而言,在飞机飞控系统中增加颤振激励信号产生软件,利用机上已有的硬件系统激励飞机结构响应,对于保障试飞安全,节约试飞资源是值得提倡的,这种方式要求试飞工程师和飞控设计师联合进行。

7.4.4 颤振边界预测

飞行包线扩展试飞是人们最为关心的内容,且飞行包线扩展的关键是颤振边界的确定,而颤振边界的最后确定是依靠试飞结果预测出来的。总体而言,颤振预测方法分为两类,即:

- (1) 基于试飞数据的方法,即完全依据已飞数据进行外推,求得颤振速度边界。
- (2) 基于模型的方法,即试飞数据和理论模型相结合的方法。

基于试飞数据的方法主要包括:速度-阻尼法、包线函数法、系统稳定性分析法和颤振裕量法等;基于模型的方法的例子是基于颤振计(Flutterometer) μ 法的鲁棒颤振边界预测法。

速度-阻尼法是用最小二乘法把测得的阻尼系数拟合成速度的函数,通过外推得出阻尼因子为 0.03 时所对应的速度值。计算阻尼系数的方法主要有对数衰减法、矢量图法、频率特性法、功率谱法和随机衰减法等。

包线函数法和速度-阻尼方法相似,只不过该方法不直接使用阻尼系数,而是用时域的脉冲响应函数的衰减程度来判别,本质上还是阻尼的概念。

颤振裕量法是一种既考虑阻尼系数又考虑频率的颤振边界预测方法。其基本思路是:对亚临界试验信号建立适当的动态数学模型,通过稳定性判据,外推到颤振临界稳定速度。

系统稳定性分析方法与颤振裕量分析法思路基本相同,也是通过对亚临界试验结果建立适当的动态数学模型,只是数学模型的形式和应用的判据不同,但都是稳定性判据。近年来随着鲁棒气动伺服弹性分析理论的发展,提出了基于 μ 法的颤振边界预测。该方法是将理论模型和飞行试验数据结合起来,一方面建立系统的标称模型,并考虑不确定性影响;另一方面用飞行试验结果数据用于估计不确定度的水平,然后计算系统的结构奇异值来确定临界稳定边界。

美国 NASA 德莱顿研究表明,基于数据的方法对于低速范围的颤振预测精度较差,而对于高速范围,也就是接近颤振临界点的精度较好,因此基于数据的方法仍是当前使用的主要方法。基于模型的方法,预测结果偏保守,但它是具有前途的方法,人们一直还在研究。通常可以用基于模型方法从低速开始,直到预测到不稳定点,然后用基于数据方法去精确预测颤振点。这种方法适用于颤振和气动伺服弹性稳定裕度计算。

7.4.5 安全考虑

颤振试飞是一个风险很大的项目,始终应该把安全放在第一位。应该指出,颤振预测又是一件非常困难的事,大多数情况下可能预测得很好,但是由于各种耦合力的复杂性和非线性,有时结构振荡发散来得很突然,这就要求试飞工程师和颤振工程师从试飞准备到试飞实施绝不能有丝毫的疏忽,具体来说,应特别注意以下几方面:

- (1) 试飞工程师和试飞员应该熟悉新机颤振计算、风洞试验和地面试验结果,应清晰

了解最临界的构型、部位、模态和飞行状态所在,把它们作为安全保障的重点。

(2) 严格控制试验步骤,从最安全的点出发,由高空到低空,由小速度到大速度,飞行动压和马赫数交替增长,锯齿形推进。

(3) 严格控制速度增加步长,对于战斗机来说,在接近临界点,速度增长步长应等于或小于20km/h,对其他点可以放宽至50km/h。

(4) 对每个颤振试飞点都要利用试飞结果计算出颤振频率和阻尼系数,明确距预测的状态点有多大距离。同时还要将试飞结果与理论预测结果相对照,如果出现明显的差异,或者试飞结果与理论预测趋势矛盾,就应该中止试飞,找出合理的解释,至少也要进一步缩小速度增量步长,做进一步试飞观察。

(5) 激励方法选择很重要,在初始试飞时,试飞员可先用敲击驾驶杆(蹬)或脉冲驾驶杆(蹬)体验飞机响应,然后再采取软件编程或小火箭激励。对于单个架次中第一次使用FES或其他计算机编程激励,可以先在小一点速度下,平飞先试验一次,确定系统正常后,再进入计划执行的试验点。有些试飞大纲要求进行机动状态下的颤振激励,如在收敛转弯中执行颤振激励,试飞员应首先在平飞状态下激励试飞,然后再进入机动飞行中激励试飞。

(6) 地面监控十分重要,试飞工程师和颤振工程师应对试飞员的操作、FES状态和飞机响应时间历程共同进行监控。其中时间历程监控要用记录仪全程记录监控。试飞工程师和颤振工程师对飞机响应应有所预期,如果相差过大就要停止试验。无论是试飞员还是试飞工程师只要感觉到或发现出现难以衰减的振荡,都有权中止试验,待分析确认后作决策。地面监控中所有参数和计算均应实时,不应该有明显的延迟。

(7) 从事颤振试飞的试飞员应有良好的培训,每次下达任务时应有详细的计划讲解,每次试飞后要有详细的讲评和讨论,明确下一个架次的注意点。

(8) 应该有周密的应急处置措施,试飞员一旦发觉苗头不对就应中止颤振激励,收油门,爬升,或改变飞机构型,如外挂投放等,这些动作尽可能同时进行。

7.5 振动飞行试验

7.5.1 飞机振源、振动特性及危害

飞机振动现象与飞行试验如影随形。从飞机推出总装厂房到外场发动机开车试验开始,就应注意振动问题,随后的滑行、首飞、包线扩展、构型转换、机动飞行、武器发射和投放等。即使是平飞,遇到大气扰动同样可能产生振动问题。许多新机,从首飞开始就不断受到振动问题的困扰,轻则影响试飞进度,重则影响飞行安全,因此新机试飞必须考虑振动试飞测量,包括首飞。

(1) 振源

- 由推进系统、辅助动力源、螺旋桨、喷射气流传给飞机结构的力和力矩。推进系统包括进气道、发动机、尾喷管及保证发动机正常使用和工作的各附件及系统;辅助动力源包括发电机、恒速装置和液压泵等动力设备。

- 尾流、下洗流等气动扰流传给飞机结构的力和力矩。

- 航炮发射、炮口爆炸波或其他武器发射产生的冲力。
- 由飞行状态改变或急剧操纵而产生的抖振力。
- 诸如螺旋桨、转子及发动机等旋转部件产生的固有的或质量不平衡力。
- 飞控系统不稳定造成的振动力。
- 外挂分离和货物投放、内埋弹舱开启和关闭产生的力。
- 地面操纵时产生的力，包括滑行颠簸、地面牵引、舰载机弹射起飞、着舰拦阻等所产生的力和力矩。

- 突风载荷等。

上述振源可分为三种类型的振动：周期的，如第一、第五和第六个中的部分振源；随机的，如第二个和第八个以及第一个中的部分振源；瞬态的，如第三个和第六个以及第七个中舰载起飞弹射和着舰拦阻等。

(2) 振动特性

在上述振源影响下所形成的飞机振动特性分为如下四种。

- 自由振动：飞机结构是一个弹性组合体，每个部件都有其固有的模态特性，通常模态阻尼较小，在初始扰动力作用下，如突风、外挂分离等，就会形成有阻尼的自由振动。

- 强迫振动：由于发动机和某些附件工作，或外部气流扰动，如转动部件不平衡力、进气道进口溢流扰动等引起的飞机某部分结构振动。

- 自激振荡：飞机飞行过程中，各自由度运动间的相互影响以及与气动力或者加上飞控系统之间的耦合，可能从气流中获得能量的自激振荡。这种振动现象是危险的。

- 声振：由于各种噪声诱导结构的振动。

(3) 振动危害

- 振动影响人素工程和乘坐品质，轻则影响驾驶员工作效率和操纵精确度，重则给驾驶员造成“错觉”，导致错误操作，影响飞行安全。

- 振动影响机载设备、附件的正常工作，降低使用寿命。

- 对飞机结构强度造成不良影响。低频大振幅振动引起结构的局部动应力过大，若此应力与飞机静载荷下的应力叠加超过设计应力水平，会造成结构一次性破坏；高频小振幅振动影响结构的使用寿命，虽然应力水平低，由于循环加载频率高，特别是当结构萌生疲劳裂纹后，通常会加剧裂纹的扩展。

7.5.2 振动飞行试验的意义

(1) 验证飞机设计

在飞机设计阶段应进行振动预估，对振动进行结构动力学设计，包括振动控制，结构强度和振动耐久性设计，人素工程和乘坐品质设计，机载设备振动环境适应性设计，抗炮振设计，矢量发动机安装结构振动设计，油箱和管道设计，导弹外挂和抗导弹发射振动设计等，这些结构动力学设计均应通过飞行试验测量予以验证。通过飞行试验，验证和修正振动环境的预估结果；试飞数据可作为验证和检验疲劳寿命的基础；验证振动控制的效果；作为环境设备条件的基础；得到飞机结构对强迫振动和冲击的响应特性等。

(2) 试飞测试地面难以预估的振动环境

试飞中经常出现地面预测不到的振动情形，这是由于计算和仿真不得不引用了过多的假

设,风洞试验由于空间条件限制,很难精确复制等效模型和大气环境,只有依靠试飞测量。特别是诸如内埋弹舱开启过程中空腔噪声引起的振动,过失速机动中复杂气流的状态改变,蚌式进气道溢流引起的气流环境变化,舰载机蒸汽弹射和拦阻力冲击等复杂情况,只有飞行试验才能得到可靠的振动环境数据。

(3) 为制定机载设备振动环境可靠性试验提供真实数据

所有机载产品都要进行地面振动环境试验和可靠性鉴定与验证试验。所有关于振动和可靠性试验的规范、标准都推荐优先采用实测的环境振动条件,只有在没有实测数据的情况下,才能参照相应的标准来确定试验条件。常常有这样的情形,由于按照标准采用估算的方法确定的试验条件不符合实际情况,致使研制多年的产品无法过关,不得不修改设计,造成不必要损失和被动。

(4) 为排除故障提供振动数据

试飞经验表明,许多新机试飞都受到振动的困扰。有的飞机因为各种各样的振动,使得飞行包线扩展停滞不前;有的飞机因为自激振动造成方向舵飞掉;因为振动造成油管断裂造成严重事故的例子更是屡见不鲜。通过试飞振动测量,分析产生振动的原因和力度,采取适当的措施,或者是安装测试监控传感器,有时是可回避风险的途径。采取措施后,或者是振动环境的改善,或者受损对象的改进,都应进行再次飞行试验来确认。

7.5.3 飞机振动环境飞行试验

7.5.3.1 试验状态选择基本原则

试验状态对于获得飞机真实振动环境影响很大,应根据不同的型号的需求选择不同的状态。飞行试验状态的选择通常应遵循如下基本原则。

(1) 根据飞行的典型飞行科目选择飞行状态。即在分析飞机“飞行训练大纲”的基础上,将飞行动作相近的飞行科目进行分类合并,并从中选出最有代表性的科目作为典型科目,也可用设计规定的典型飞行剖面来确定。

(2) 根据功能试验和耐久试验的机理选择飞行状态。由振动引起的功能破坏在实践中多按峰值假设处理,即它的试验量值主要和使用环境中的最大振动量值有关。因此,飞行状态应选择那些可能产生大振动量值的状态,如某些特技飞行状态。

(3) 一些特殊部位,如减速板、(内埋)武器舱、起落架舱等,由于它们的开启,将形成一个空腔,引起气动外形的局部改变,产生较大的空腔振动,必要时应加以考虑。

(4) 根据飞机振源分析选择飞行状态。

7.5.3.2 试验内容

试验内容包括地面发动机起动至最大推力、滑跑、起飞、爬升、在三个高度至少五个速度下的平飞和机动、进入下滑和着陆。飞行高度和速度应根据设计限制速度包线来选择,包括能达到最大设计马赫数的最低高度,开始出现跨声速效应的最低高度和能达到最大设计动压的最低高度。最低高度不应低于保证驾驶员和飞机飞行安全的最低高度。飞机机动应包括对称拉起、盘旋、加速和减速等。当下面所列状态适用于特定型号的试验飞机时也应进行振动测量。

(1) 打开加力燃烧室和辅助起动装置;

(2) 武器发射、投放外挂物和货物;

- (3) 打开和开着武器舱门、货舱门及减速板;
- (4) 跨声速和接近失速速度飞行;
- (5) 在进入下滑和着陆时放下起落架并使用增升装置、放襟翼等;
- (6) 在水平飞行时, 缓慢加大操纵面、调整片、扰流板和前缘襟翼的偏度;
- (7) 在地面迅速地加速或减速, 如弹射起飞、拦阻着舰、打开阻力伞和使用反推力装置;
- (8) 在允许范围内改变后掠角。垂直/短距起落飞机在垂直起飞、着陆和过渡状态。

7.5.3.3 飞机分区

测量振动环境时, 应把飞机分成若干区, 在每个区域的一些部位上进行测量。飞机的分区应根据试验飞机的具体情况决定。国军标将飞机分为如下 12 个区域:

- (1) 前机身;
- (2) 中机身;
- (3) 后机身;
- (4) 机翼外侧 2/3 翼展;
- (5) 机翼内侧 1/3 翼展;
- (6) 前翼;
- (7) 尾翼;
- (8) 起落架舱;
- (9) 武器舱;
- (10) 发动机舱 (或短舱);
- (11) 外挂;
- (12) 专用外置平台。

“短舱”一般是指安装在机翼上的发动机舱。“专用外置平台”一般是指一些特殊的部位, 如预警机的雷达天线罩和一些专门用途的吊舱等。

7.5.3.4 数据处理

(1) 数据预处理

在正式数据分析之前进行数据预处理, 检查信号时间历程有无削波、虚假趋势等, 并予以消除; 进行平稳性、周期性和正态性检验; 将数字化的数据单位转换成物理单位。

(2) 数据二次处理

如果数据主要是周期的, 则应进行频谱分析 (加速度 g 作为频率的函数); 如果数据的主要特征是随机的, 则应进行功率谱密度分析 (g^2/Hz 作为频率的函数); 需要时可进行三分之一倍频程带分析 (g_{rms} 作为三分之一倍频程带中心频率的函数); 如果振动的振幅时间历程由短暂的和大峰值振幅 (如打炮和着陆撞击) 所表征, 则数据应按瞬态信号处理。

(3) 数据归纳

目前一般采用统计方法确定振动的包络线, 这涉及到选用什么统计标准的问题, 统计标准和使用的统计方法有关, 使用正态分布和对数正态分布, 要用概率和置信度的组合标准。采用单边容许上限, 给出具有一定置信度 γ 下一定概率 P 的数值。对具体问题采用多大概率和置信度, 由任务提出单位确定。

振动规范谱数据归纳内容如下:

- 将同一区域内所有测量点、所有测量方向、全部飞行状态的振动数据画在一张振动量值—频率的双对数坐标图上, 根据数据的分布特点初步划分平直段的频率区间, 确定出谱图的形状和转折点频率;
- 对平直段内每条谱线频率上的数据进行(对数)正态分布检验;
- 对平直段内相邻谱线频率上的数据进行同一母体数据假设检验, 最终确定平直段的频率区间;
- 按给定的概率和置信度, 计算平直段内数据的单边容许上限值, 即得到区域的振动规范谱。

7.5.4 飞机炮振飞行试验

(1) 炮振飞行试验特点

飞机炮振飞行试验不同于一般的振动环境测量, 有它自己的特点:

- 飞机航炮射击引起的振动环境是一个重复冲击或瞬态振动, 它引起的响应作用时间很短, 飞机上炮击时间一般一次射击30连发大约不超过0.5min;
- 炮击振动量值很大, 尤其在炮振影响区内, 振动量值比一般非炮击时的振动量值约大1~2个量级;
- 航炮发射产生的振动有两种振源: 炮口的冲击波和航炮支座的后坐、前冲;
- 炮击振动的影响区域有限, 炮击振动是一种局部振动, 不是全局性的, 其影响随着与炮振源距离的加大而减弱。

炮振飞行试验关心的是以炮口和航炮支座为圆心, 半径2m范围以内的结构和设备对炮击的承受能力。这是与一般振动环境飞行试验不同的地方。

由于炮振的振动量值大, 在炮口附近位置上的加速度传感器要用测量范围更大的冲击加速度传感器。

除和振动环境飞行试验的飞行参数相同外, 特别要记录: 航炮发射开关量和炮弹发射数量。

(2) 试验状态

由于以炮口和支座为圆心, 2m半径范围内的区域一般不是飞机的边缘区域, 即使航炮发射时, 一方面虽受到气动扰流的影响而产生振动, 但受到的炮击振动更大, 前者的影响一般不予考虑。鉴于此, 炮振飞行试验的试验状态一般选在稳定状态下进行, 只要测出炮击振动响应即可。

另外, 试验时应考虑航炮的发射弹数, 即单发、短连发、中连发和长连发的发射状态。

(3) 数据处理

由于炮击时振动的振幅时间历程短, 而且振幅峰值加速度大, 所以炮振测量数据应按瞬态信号处理。

瞬态信号是非平稳随机信号的特例, 它是由瞬间事件诱发、具有明确起始点和结尾的信号, 其基本特征是持续时间很短, 它可从频率域和时间域来分析。

- 瞬态信号的频率域分析: 对确定性瞬态信号采用傅里叶谱描述, 它描述冲击信号本身。考虑一个来自确定性瞬态信号 $[x_k(t)]$ 的样本记录 $x_k(t)$, 它仅在 $(0 \leq t \leq T_1)$ 上取非零值。瞬态数据不能用离散谱表示, 但可用傅里叶积分表示成连续谱。 $x_k(t)$ 的傅里叶变换

为:

$$X_k(f) = \int_{-\infty}^{\infty} x_k(t) e^{-j2\pi ft} dt = \int_0^{T_1} x_k(t) e^{-j2\pi ft} dt \quad (7-1)$$

量 $X_k(f)$ 可用复数极坐标表示为:

$$X_k(f) = |X_k(f)| e^{-j\theta_k(f)} \quad (7-2)$$

式中: $|X_k(f)|$ 是 $X_k(f)$ 的模, 称为傅里叶幅值谱, $\theta_k(f)$ 是幅角。量 $X_k(f)$ 称为 $X_k(t)$ 的傅里叶谱。

对随机瞬态信号采用的能量谱描述。

对平稳随机信号, 定义单位带宽内的平均功率为功率谱密度, 对瞬态信号, 定义单位带宽内的总能量为能量谱或能量谱密度, 即:

$$e_x(f) = \begin{cases} 2E[|X(f)|^2] & f \geq 0 \\ 0 & f < 0 \end{cases} \quad (7-3)$$

平稳随机信号的功率谱密度为:

$$G_x(f) = 2 \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} E[|X(f, T)|^2] \quad (7-4)$$

随机瞬态信号的能量谱密度与平稳随机信号的功率谱密度有如下关系, 即:

$$\hat{e}_x(f) = T \hat{G}_x(f) \quad (7-5)$$

因此, 估计平稳随机信号功率谱密度所用的方法, 可以直接用于估计随机瞬态信号的能量谱密度。

上述对确定性瞬态信号采用的傅里叶谱, 对随机瞬态信号采用的能量谱, 都是用于描述瞬态信号本身的特征。这种方法适用于结构响应分析, 如结构固有模态分析和系统辨识问题。

- 瞬态信号的时间域分析: 在时间域上用冲击响应谱来描述瞬态信号作用在单自由度系统上的效果, 表示对瞬态信号损伤势能的测量。此法适用于为制定设计准则和试验规范提供总体的环境描述。

冲击响应谱 (简称冲击谱或响应谱) 定义为单自由度、固有频率可变的质量弹簧阻尼系统 (阻尼为某一定值), 当基础受冲击作用后在质量块上产生的最大响应峰值与该系统固有频率的关系图。冲击响应谱可用确定性或随机性两种瞬态信号。

7.5.5 可靠性环境测量

7.5.5.1 可靠性环境测量的目的

所有的机载设备都要进行可靠性鉴定和验收试验。这种试验要求在制定可靠性验证试验剖面时, 应考虑温度应力、振动应力、湿度应力和电应力的综合作用, 而且这四种应力应首先采用实测结果。因此可靠性环境测量的目的就是要通过试飞测量, 得出这些应力的实际值。

许多数情况下, 机载设备可靠性试验要求按通用规范进行, 对于那些比较通用的成熟产品, 这些也许是合适的; 有些情况下, 如为新研制型号飞机配套的新机载产品, 规范要求不一定合适, 要求太苛刻, 产品满足不了要求, 或者为满足要求所付出的不必要的代价过大; 但要求太宽松, 与实际环境不符, 可能使装机后的产品在使用中出现故障, 或寿命降低, 甚

至危及飞行安全。因此多数机载产品承制商都希望得到他们产品所在部位的环境数据,以便使它们产品既满足使用要求,又能减少成本。试飞工程师应该把这项工作作为自己的责任。

7.5.5.2 可靠性环境测量试飞的方法程序

(1) 确定可靠性验证的试验剖面

这个飞行试验剖面的确定应根据不同的飞机类型、功能、性能和使用环境做出不同的试验剖面。这种试验剖面应该由使用方、研制方和试验方共同确定。所谓试验剖面不是一个飞行剖面,而是一组飞行剖面,如由10个任务剖面组成。每个剖面包含一些相同的任务单元,如起飞、爬升、下降、着陆等,也包含一些不相同的任务单元,如格斗、攻击、俯冲、待机、加速、突防等。每个任务单元给一个任务编号,如AA1、AG5、AI7、AC8等,对应所有剖面中相同的任务号。统计出每次飞行时间、飞行次数、总飞行小时、总飞行时间百分比和总飞行次数百分比等。例如某飞机总共搜集5000飞行小时试验数据,其中所有任务剖面中AA1的总飞行小时为587.01飞行小时,总飞行时间比即为11.74%(587.01除以5000)。

因此,典型任务剖面组合形式如表7-2所示。

表7-2 典型任务剖面组合形式

任务代号	每次飞行时间	飞行次数	总飞行小时	总飞行次数百分比	总飞行小时百分比
AA1	76.4	461	587.01	8.583%	11.74%
AA2	×	×	×	×	×
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
总计		5371	5000	100%	100%

(2) 可靠性环境测量试飞的传感器安装

应该按照可靠性试验产品的装机清单,逐步找出它们分别在机上所在的部位或设备舱,安装相关振动传感器和温度传感器。其中传感器应安装纵向、法向和侧向的三向振动传感器。

应该说明的是,许多型号飞行试验只要求安装环境测量振动传感器和部分温度传感器。对于振动传感器的量程也不同,环境振动传感器量程一般按极值选取,而可靠性验证测量传感器的量程要求一般都小于极值范围,但是通过适当传感器选择,应该做到满足共同要求的传感器。

作者认为,对于现代飞机试飞来说,只要条件允许,除了飞机结构振动传感器外,重要机载设备安装舱和部位,都应安装三向振动传感器和温度传感器,因为这些试飞数据永远都是宝贵的资源。

(3) 可靠性环境测量试飞

现代飞机技术先进、系统复杂,飞机设计也进行了可靠性、维修性、测试性和保障性等四性设计,原则上在型号鉴定试飞的后期应专门安排四性考核试飞。试飞方法是按照使用任务剖面集中地、大强度地进行试飞验证。这种试飞可以在设计定型后期进行,也可在初步使用试飞阶段进行。但放在设计定型阶段更好一些,因为此阶段试飞测试和试飞技术保障条件更好一些。

很多型号试飞大纲没有专门的可靠性试飞内容,在这种情况下,作者也建议结合研制和设计定型试飞,全面进行数据采集和记录,利用已有的几千架次的试飞数据,总可以找出可用于可靠性试验的有效数据。对于确实无法得到的少量关键数据,也可以专门安排少量试

飞, 补充和完善相关环境数据。要做到这点的关键是: 一是在制定鉴定试飞大纲时要把该内容纳入试飞大纲, 指导思想是大部分需要的数据获取利用其他专业试飞的综合数据, 少量必需的内容可安排少量专门试飞; 二是在大纲制定之前, 使用方、设计方和试飞方就要共同确定试飞任务剖面, 提出各设备舱和相关部位的传感器测试要求。

(4) 数据处理

可靠性测量的数据处理十分关键, 而数据统计概率的选用是关键中的关键。经验表明, 在大量的数据海选中精心设计方案, 严格挑选飞行状态和数据, 改进数据处理方法, 这些可能使计算结果精度有一定的提高, 但数据统计概率选用不同, 计算结果之差远远覆盖了上述一切努力的结果。同时, 统计概率选择又是一项专业性很强, 要求选取者具有非常丰富经验, 非常高的专业技术水平, 一般试飞工程师如果没有把握, 建议选用多组概率要求值, 供相关专家讨论确定, 如选用三组, 即 $P=90\%$, $\gamma=75\%$; $P=95\%$, $\gamma=50\%$ 和 $P=80\%$, $\gamma=50\%$ 。

统计概率选择确定后, 可以按一般振动数据处理程序进行。首先进行数据检验, 包括平稳性、周期性和正态性检验; 然后进行功率谱密度分析; 三分之一倍频程分析; 数据假设检验; 振动数据归纳。除了振动数据处理外, 还应进行温度数据处理, 包括冷天各飞行阶段温度和持续时间, 热天各飞行阶段温度和持续时间, 稳态温度值, 温度变化率等。如果数据不全还要进行回归分析, 补足相应的温度值。

完成上述工作后, 根据温度试验剖面温度值和振动试验剖面振动值, 综合制定合成试验剖面。

图 7-11 为某设备舱合成试验的结果。

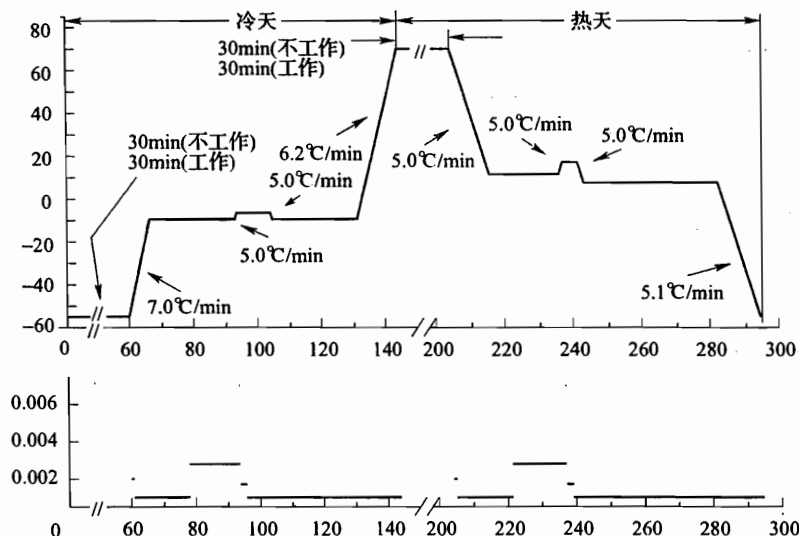


图 7-11 某设备舱合成试验的结果

7.6 本章小结

(1) 飞行包线指的是飞行高度、速度和过载包线。飞行包线扩展包括速度对高度、速度对过载、迎角对侧滑角的包线扩展。按照飞行品质规范定义, 飞行包线分为使用飞行包

线,实用飞行包线和允许飞行包线。包线扩展试飞计划应采取“分区分步”、逐步逼近边界的方法,逼近的步长也应随风险高低而变化,越逼近边界,步长越小。在高度速度包扩展中,采用性能、飞行品质、飞控和颤振/ASE的试飞顺序向前推进,颤振/ASE是决定是否继续扩展的决定性的一步;在机动包线扩展中,大过载能否达到边界的主要因素是结构载荷和强度,因此可以说,结构完整性是飞行包线扩展的最关键因素之一。

(2) 飞机结构完整性验证试飞主要包括静载荷和静强度试飞,含应变/应力测量、载荷测量、变形测量和强度检查;动载荷和动强度试飞,含颤振/ASE试飞、振动测量、航空声学测量、结构动响应试飞;疲劳载荷和疲劳/断裂强度,含载荷谱实测和编制,使用寿命控制;结构可靠性和维修性,含机体结构验证、机载系统和设备验证等。最后一项与结构相关,但结构完整性不是内容的全部。

(3) 飞机强度和载荷试飞的内容和机动方法相同,只是测试手段和数据处理的着眼点有所区别。载荷可用应变测量,也可用压力分布测量手段进行,而强度只有通过应变测取关键部位的结构应力。试飞顺序通常是:先确定马赫数影响,再确定动压影响,最后是确定马赫数和动压综合影响。试飞机动分为对称机动和非对称机动。阶跃是主要机动操纵,按照剧烈程度,通常是先常规阶跃,后急剧阶跃,最后是急剧阶跃并急剧制动。为了保证试飞安全,应该强调试飞前的飞行模拟演练,特别是急剧机动和大速度低空俯冲时的飞行模拟演练。

(4) 颤振/ASE试飞是试飞中的重点科目,一方面它决定着试飞包线边界,另一方面试飞风险非常大。颤振试飞技术的关键是颤振激励和数据处理,以及试飞安全保障。颤振激励方法很多,主要包括:利用飞控系统进行颤振激励系统(FES),利用翼尖小翼激励的系统,惯性激励系统,小火箭激励和大气紊流激励等。它们的选用主要取决于被试对象和试飞技术基础,为了同时试飞颤振和气动伺服弹性(ASE)的稳定裕度,目前较多的是应用FES。利用大气湍流进行颤振激励是一种有吸引力的方法,因为它安全、高效和节约成本。颤振边界的预测和数据处理通常采用两种方法,即基于试飞数据的方法和基于模型的方法。保证颤振/ASE试飞安全是最为关注的命题,试飞工程师、设计师和试飞员必须精诚合作,做好每一个技术环节的工作。

(5) 振动现象是新机试飞中经常遇到的问题,轻则影响试飞进度,重则影响试飞安全。振动试飞技术主要包括试飞测试和数据处理。应该从首飞开始就要进行振动测量和监控,那种遇到振动才想起振动测量的思维是有害的。无论是飞机振动环境试飞和可靠性环境试飞,首先要确定试飞任务剖面,然后应安装足够的振动传感器和测试设备,数据处理中要进行预处理和数据检验,然后进行二次数据处理,最后进行数据归纳。统计标准与使用的统计方法有关,当使用正态分布和对数正态分布,就要用概率和置信度的组合标准。

除排振试飞外,振动试飞一般可与其他试飞科目相结合,例如,炮击振动和导弹发射等可与火控武器试飞相结合。

第8章 航空电子系统试飞

8.1 概述

航空电子是一个非常广泛的概念,航空电子系统(简称航电系统)试飞也是最复杂的试飞。由于航空电子系统的复杂性,加上航空电子系统的发展速度又是航空科技发展中最快的系统,因此本章只能从最基本的试飞概念和方法做一些叙述,最后针对典型战斗机的试飞科目做一些指南性的说明。

通常将航空电子专业分为四类:通信和导航、进攻性系统、防卫性系统和综合集成系统。也有的国家把飞控系统也列为航空电子系统,或者将飞控系统中的自动驾驶系统列入该系统,这些都只是一个分法问题,没有本质的差别。不过对于当今更高程度的系统综合来说,飞机将只有两个系统:飞行管理系统和飞行任务系统,而且这种分法具有实质性的意义,因为它代表了一种方向:系统硬件高度集成,各系统功能靠软件分区管理。不过对本书而言,航电系统将不考虑飞控和其他机械电气系统。

与其他试飞专业比较,航空电子系统试飞更要求试飞工程师了解飞机设计,了解每个系统在飞机中的作用,飞机使用要求和任务适用性,否则试飞工程师无法编制试飞大纲和试飞任务单,配置试飞测试设备和地面监控方案。试飞工程师要熟悉航空电子系统性能、各系统之间的接口界面和试飞成功判据,必须通过阅读设计资料、参与或部分参与实验室试验、机上地面试验和航电空中试验机试飞。应该知道,航电系统试飞是最耗时、成本最高的试飞,熟悉试飞对象,总结其他型号试飞经验,优化试飞方案,会收到事半功倍的效果。试飞方案和试飞计划确定之后,下一步工作就应该是预测试飞结果,主要是通过模型计算和地面模拟飞行,包括试飞员演练和培训。随后就是飞行试验,搜集试飞数据,记录试飞中发生的事件,最后进行事后数据分析和处理,得出试飞鉴定结论。对试飞过程中出现问题要及时分析,是试飞执行中的问题还是被试对象的问题,如果是后者就应该要求研制方加以改进。

应该说明的是,航电系统试飞中的修修改改是屡见不鲜的,有的飞机系统在试飞过程中,仅软件更改次数就以百计算,不过精心的设计和充分的地面试验会大大促进试飞的顺利进行。

为了进行充分的试飞准备,下述试验资源是必要的:

- (1) 数字仿真和地面模拟;
- (2) 测试设备;
- (3) 系统综合实验室;
- (4) 硬件在回路中的试验设备;
- (5) 机上安装系统试验设备;
- (6) 外场环境试验;
- (7) 空中实验室;
- (8) 伴飞飞机和摄影飞机;

- (9) 目标飞机;
- (10) 武器弹药。

最后还要强调的是,交付鉴定试飞的系统一定是代表交付使用的技术状态,避免试飞结果无效,劳民伤财。

下面以一种典型作战飞机为例,叙述航空电子系统的主要试飞内容和方法。读者应该注意,本章所列举的所有数据不是规范,对于不同对象和技术背景,都应有不同的要求。

8.2 航空电子系统综合功能试飞

8.2.1 航电系统的试飞阶段

战斗机航空电子系统试飞是一项周期较长的试飞,大体上说来,可以分为以下四个阶段:

- (1) 阶段Ⅰ 综合功能试飞;
- (2) 阶段Ⅱ 导航模式鉴定试飞;
- (3) 阶段Ⅲ 空/空模式鉴定试飞;
- (4) 阶段Ⅳ 空/地模式鉴定试飞。

第Ⅰ阶段试飞的目的就是检查航电系统的集成正确性和基本功能,从总体上检查系统之间是否协调,基本功能能否实现。至于各项性能指标是否满足研制总要求,那是下一阶段需要做的事。之所以需要这一阶段是因为航空电子系统太复杂,各种软件和硬件之间能否协调和兼容需要在飞行环境中验证。而一旦发现问题,返回设计和地面试验需要较长的周期,如果遇到颠覆性的问题,将会延误整个新机工程的周期。例如,一型新机在试飞一种成熟空空导弹发射过程中,由于系统匹配性问题,致使试飞周期达一年之久。此外,如果某一系统更改,可能引起其他许多系统都随之更改,如一部惯导可能影响7个机载子系统,因此,这种情况发生时间越早越主动,如果发生在飞行试验后期,已经飞过的内容有许多会要求重飞,这些就是为什么安排第Ⅰ阶段试飞的原因。

当然安排第Ⅰ阶段试飞的思想并不是所有人都接受的,因为这要求把航电系统研制与飞机平台研制计划统筹考虑,不能把航电系统研制节点和试飞计划对立起来,不能认为航电系统试飞是新机试飞的最后环节。

在进行第Ⅰ阶段试飞前,应该完成下述试验:

- (1) 实验室内的系统综合试验;
- (2) 飞机上的地面航电系统综合试验;
- (3) 飞机上与整个试验系统的综合试验,特别是飞控系统综合试验;
- (4) 航电系统与试飞测试和地面监控系统的综合试验。

对于航电系统采用的新技术和新产品特别多,硬件和软件调试任务特别重,而且这些系统的功能和性能与实际飞行环境密切相关。在这种情况下,应该安排空中实验室进行他机试飞,以减少在本机试飞中的试飞风险和工作量。但即使这样,本机上的第Ⅰ阶段试飞仍然需要。应该明白,他机试飞可以分担本机试飞压力,但不能代替本机试飞。

对于第Ⅰ阶段试飞这里还应强调两点:

- (1) 试飞前,试飞队伍,特别是试飞员应参加地面模拟器训练,包括航电系统 POP

(驾驶员操作程序) 培训;

(2) 试飞中, 除地面同遥测站实时监控外, 通常情况下还应该有伴飞飞机, 这种伴飞飞机一方面可作为目标机, 配合主机试飞, 另一方面伴飞飞机的飞行参数可作为主机飞行参考。无论是本机还是伴飞飞机, 均应加装 GPS 定位系统。

8.2.2 主要试飞内容

第 I 阶段试飞的主要内容包括:

- (1) 系统功能检查;
- (2) 环境条件考核;
- (3) 相关传感器精度检查。

8.2.2.1 系统功能检查试飞

这里所指的系统功能检查主要包括显示控制系统 (DCSS)、航电系统传感器、航电系统主模式、通信导航、告警系统、挂在航电系统上的非航电系统以及照明系统等。

(1) 显示控制子系统 (DCSS)

事实上从首飞开始就已经在检查 DCSS 的部分功能, 为了更全面地检查 DCSS 功能应该进行下述机动试飞:

- 进行水平直线飞行和 360° 水平转弯, 检查飞机导航特性;
- 收起和放下起落架, 平飞, 以法向过载 4 进行 360° 转弯, 360° 滚转和筋斗飞行, 检查空/空模式 (RWS: 边搜索边测距);
- 以 -30° 俯仰角俯冲, 并以法向过载 4 改出俯冲, 检查空/地模态 (CCIL: 连续计算弹着点);
- 选择面向和背向太阳飞行, 选择北—南、南—北、西—东、东—西四个方向飞行; 选择海面、山区和城郊等各种环境飞行, 检查平显显示状况和亮度。

(2) 多功能显示器 (MFD)

• 在平飞和 360° 转弯条件下飞行, 检查右 MFD 功能, 内容包括显示范围、磁航向和真航向、数字传输 (DT)/导航 (NAV) 和水平状态显示 (HSD)、抑制杂波 (DCLT)、塔康 (TCN) 等;

- 通过平飞、空中格斗和模拟空/地攻击机动, 检查中 MFD 的显示功能;
- 通过平飞, 对左 MFD 的外挂管理 (SMS) 显示功能进行评价。

(3) 在正常飞行中, 通过修改导航通信、自动驾驶和一些特殊功能键操作, 检查正前方控制板 (UFCP) 的操纵和显示功能。

(4) 在正常飞行中, 检查驾驶杆和油门杆上相关的操作和显示功能。

(5) 在正常飞行中, 检查航向电子启动板的功能。

(6) 通过飞行前加载, 飞行中操作和检查, 飞行后回放检查数据传输设备工作的正常性和有效性。

(7) 飞行中驾驶员操纵和选择视频记录, 通过飞行后回放, 检查视频记录设备 VTR 的功能。

8.2.2.2 航电传感器检查

这里所指的传感器主要指惯性导航系统 (简称惯导系统)、大气数据计算机系统 (简称

大气计算机)、无线电高度表和多功能火控雷达系统。它们是航空电子系统中最重要的系统。原则上这四个系统如果是新研制的系统,它们必须事先经过他机试飞验证,证明在功能和性能上满足要求,具有6~8级的成熟度,才能应用到新机上。但即使是这样在本机上也要经过一定的试飞架次考核证明满足航空电子总体技术指标要求。

(1) 惯性导航系统 (INS)

- 通过试验飞行,用GPS测得的数据,或用其他方法测的数据进行比较,得到地速(北和东)、垂直速度、惯性高度、经/纬度位置、地面跟踪角和飞行航向角等数据的正确性;
- 在高度4500m,以巡航速度、最小速度、360km/h、720km/h、1080km/h和最大速度,分别在南—北和东—西的正反方向飞行;
- 在高度1500m,在南—北和东—西的正反方向,以最小和最大速度之间进行加减速飞行;
- 在高度2000~9000m之间,以升降率大小30m/s的速度爬升和下降;
- 以360°水平转弯、筋斗和360°全滚飞行,检查惯性迎角;
- 分别在陀螺罗经对准和快速对准后,每次飞行结束,记录INS的性能数据。

(2) 大气数据计算机 (CADC)

通过高度3000m,速度450km/h与其他飞机编队飞行,在跨声速区 Ma 为0.8~1.2之间的加减速飞行,以及15m/s以上升降率的爬升和下降飞行进行CADC数据检查,比较的标准是机载测试系统所测的数据,要求是:

- 标准空速:
 $V_e > 185\text{km/h}$ 时, $\Delta V_e < 3.6\text{km/h}$;
 $V_e < 185\text{km/h}$ 时, ΔV_e 小于4%校准空速。
- 真空速: $|\Delta V| < 2.6\text{m/s}$ 。
- 校准压力高度: $|\Delta H_p|$ 小于6.5m或0.2%压力高度中的较大者。
- 大气静温: $|\Delta T|$ 应小于0.6℃。
- 真迎角: $|\Delta \alpha|$ 应小于0.2°。

(3) 无线电高度表

通过起飞、着陆、俯仰姿态变化 $\pm 30^\circ$ 、正反坡度 30° 飞行以及场高1000m和700km/h速度平飞,将无线电高度表数据与其他测试手段比较,如GPS或光电经纬仪、精测雷达等数据比较,无线电高度表精度要求是:高度30m时, $|\Delta H_p| \leq 0.3\text{m} \pm 0.03H_R$; 高度大于30m时, $|\Delta H_p| \leq 0.04H_R$, H_R 为无线电高度。

8.2.2.3 航电系统主模式检查

(1) 导航主模式

导航主模式主要包括惯性导航系统的地面对准和空中导航试飞。在第I阶段,大部分试飞科目可以结合其他试飞过程安排检查。地面对准试验包括正常罗经对准、快速对准(包括存储航向对准和最佳输入真航向对准)、降级罗经对准和用于应急起飞的跑道对准。

空中导航试飞有:

- 战术导航,包括航迹导航模式(按飞机即时位置和下个航路点连续与真北的角度修正),航线导航模式(按飞机即时位置与预定航线的偏航距修正),以及航迹和航线组合模式导航;

- 塔康导航, 按照塔康导航设备所指令的距离和方位进行航迹修正;
- BINGO 导航, 引导飞机以最低油耗飞往预定机场;
- 巡航模拟, 引导飞机以最有利巡航速度飞行;
- 时间导航, 给试飞员提示飞到预定点的时间和最佳速度;
- 位置修正, 利用已知地标位置, 即时修正惯导指示的位置, 包括飞越修正和目视校正;
- 标识;
- 再次进入;
- 返场导航, 包括 FAF 子模式和 LAND 子模式;
- 微波着陆, 在微波着陆设备引导下进场着陆。

所有上述导航功能都应在试飞中检查, 试飞方法主要是按操作手册进行, 检查模式选择、显示、转换、改变等功能是否完善, 显示是否正确。对于现代飞机, 还要在试飞中检查按管道 (Canal) 飞行的功能特性。

(2) 空/空主模式

①多功能火控雷达的功能检查试飞: 作为一个典型战斗机试飞检查的例子, 表 8-1 中列出了雷达四种模式下的试飞内容和方法, 其中 RWS 为边搜索边测距模式, ACM 为空战模式, STT 为单目标跟踪模式, TWS 为边搜索边跟踪模式。应该说明的是这里只是雷达功能检查而不是精度试飞考核, 因此每种状态只须进行 2 次进入即可, 不需大样本试飞。图 8-1 和图 8-2 分别表示 RWS 后侧下视大进入角和 ACM 尾追蛇形机动两种飞行示意图。其中尾追蛇形机动飞行中, 本机和目标机均以 $2 \sim 2.5g$ 作正反转弯飞行, 本动作须做 6 次飞行试验, 两次是目标机直线飞行, 本机转弯机动; 两次是本机直线飞行, 目标机转弯机动, 最后是本机和目标机均作转弯机动。

表 8-1 A/A 状态下多功能火控雷达功能试飞内容

序号	雷达模式	飞机	飞行高度 (场高) /m	飞行速度 (地速)/(km/h)	飞行方向	距离范围/km	备注
1	RWS	本机	6600	650	迎头下视	80 ~ 5	小高差迎头
		目标机	6000	650			
2	RWS	本机	1500	925	迎头下视	80 ~ 5	
		目标机	150	650			
3	RWS	本机	2100	650	后侧下视 进入角 135°	100 ~ 10	大进入角 (图 8-1)
		目标机	1500	650			
4	RWS	本机	1500	925	迎头上视	100 ~ 10	
		目标机	9000	650			
5	RWS	本机	2500	1300	迎头上视	100 ~ 10	高速迎头
		目标机	3500	1300			
6	RWS	本机	3000	650	尾追	10	负速度差尾追
		目标机	3000	1300			
7	RWS	本机	1500	650	对地探测		假告警 (F/A)

续表 8-1

序号	雷达模式	飞机	飞行高度 (场高)/m	飞行速度 (地速)/(km/h)	飞行方向	距离范围/km	备 注
8	ACM	本机	1500	650	尾追	18 ~ 13	
		目标机	1500	650			
9	ACM	本机	1500	650	尾追	0.2 ~ 0.6	近距尾追
		目标机	1500	650			
10	ACM	本机	1500	925	迎头下视	18 ~ 14	迎头拦截
		目标机	150	650			
11	ACM	本机	3000	750	蛇形尾追	8 ~ 10	2 ~ 2.5g 转弯
		目标机	3000	750			2 ~ 2.25g 转弯
12	STT	本机	3600	650	迎头下视	100 ~ 5	截获 - 跟踪 - 脱离 - 重复
		目标机	3000	650			
13	STT	本机	3500	650/1300	迎头下视	100 ~ 5	
		目标机	2500	650/1300			
14	STT	本机	3000	750	蛇形尾追	8 ~ 10	2 ~ 2.5g 转弯 (图 8-2)
		目标机	3000	750			2 ~ 25g 转弯
15	STT	本机	3000	650	尾追	10	负速度差尾追
		目标机	3000	1300			
16	STT	本机	3000	700	尾追	5 ~ 0.2	正速度差尾追
		目标机	3000	650			
17	TWS	本机	3000	650	尾追	10	负速度差尾追探测
		目标机	3000	1300			
18	TWS	本机	3000	650	尾追	10	负速度差, 尾追跟踪
		目标机	3000	1300			
19	TWS	本机	1500	1060	迎头	80 ~ 5	迎头探测
		目标机	150	1100			
20	TWS	本机	1500	1060	迎头	80 ~ 5	迎头跟踪
		目标机	150	1100			

②任务计算机装载正确性检查: 在热线 (HOTL) 和前置光学瞄准 (LCOS) 状态下进行空空导弹模拟发射, 此时并没有真实导弹, 只是检查在这两种状态下任务计算机 MC 编程的正确性。在载荷 1 ~ 5g, 目标距离 250 ~ 350m, 高度 3000m 和速度 900km/h 的情况下检查航空视线 (瞄准点) 的变化情况。

③导弹操作检查: 针对空中单目标, 在各种机动状态下进行各种导弹的模拟发射操作, 进行定性检查, 不发射真实导弹。

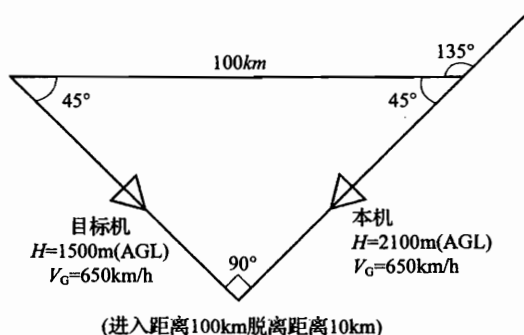


图 8-1 RWS 后侧下视大进入角飞行示意图

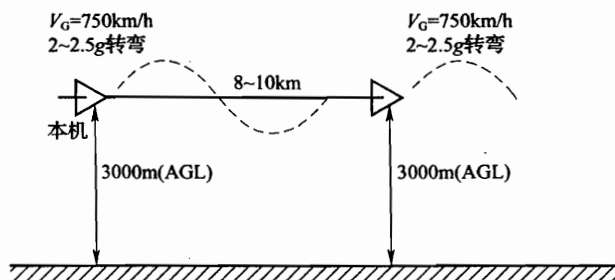


图 8-2 ACM 跟踪稳定性机动示意图

(3) 空/地主模式检查

①空/地武器投放：在下列飞行情况下进行 CCIP（连续计算弹着点）和 DIVE TOSS（俯冲投弹）模拟武器投放：从飞行高度 2000m 和飞行速度 900km/h，飞机俯冲至 150m 和飞行速度为 1000km/h。试飞在有无 MFCR 的两种条件下进行。在各种状态下，检查武器投放系统工作正常性，各种显示的正确性，相关系统的协调性。

②炸弹轰炸试飞：为了检查外挂管理系统的工作状况，应进行 CCIP 和 AUTO 状态的实弹投放。该试验应在大气数据计算机和惯导系统检查试飞之后进行。

③A/G 状态下的多功能火控雷达（MFCR）功能检查：对 MFCR 的空/地状态检查应包括下述内容：

- 空/地测距：以速度 900km/h 和 30°俯冲角从 3000m 高度俯冲至 1000m，检查 MFCR 的探测能力和显示控制的有效性。

- 信标状态（BCN）检查：在 3000 高度以巡航速度飞行，距地面信标站 80km 处返场和进场飞行，检查信标询问和识别能力。

- 海面移动目标指示（SMTI）状态检查：在 600m 高度，从 40km 以 800km/h 速度逼近地面移动目标，目标移动速度大于 26km/h，在这种状态下检查 MFCR 截获和跟踪地面目标的能力以及与其他系统的协调性。

- 地形回避（TA）状态检查：在各种飞行状态下，检查 MFCR 的地形回避功能，包括：

- 在 300~600m 场高，以巡航速度，相对 20km 外地平线稳定飞行；

- 在 900m 高度，以 10°航迹角，相对于速度矢量稳定飞行；

- 在 3000m 高度，在城市、乡村、山区和峡谷边界上空以 750km/h 速度飞行。

MFCR 对地形边界分辨能力,在地图和多普勒波束锐化状态下的显示和控制的有效性;

——气象状态检查,对沉积云飞行,检查 MFCR 探测能力;

——对海状态检查,在海平面 600m 高度,以巡航速度飞行,以随动于地面目标 (SLV) 和固定水平角 (雪梨 SP) 方式,从 80km 距离逼近海上目标进行试飞,检查对海面目标的探测能力。

(4) 通信系统检查

①在 6000m 高度,以巡航速度,从距离无线电站 150km (天线方向性图) 地方作 360° 水平转弯飞行,检查各频率下的接受和发射的音频质量;

②在 3000m 和 6000m 高度以巡航速度背站飞行,检查最大接收和发射距离;

③在 3000m 高度,以巡航速度距站 150km 飞行,检查各种状态下的通信质量;

④结合其他飞行,检查声频告警功能。

(5) 非航空电子系统检查

结合其他飞行,或必要时安排少量专门飞行,检查飞机其他各系统的功能,以及与航空电子系统接口的正确性和协调性。

8.3 导航系统的鉴定试飞

在第 I 阶段航电系统综合功能检查试飞之后,初步发现的系统问题经过了改进和完善,即可开始进行正式鉴定试飞,或设计定型试飞。这个阶段鉴定试飞的主要项目包括:

(1) 战术导航子模式,包括:

- 标准导航;
- 塔康导航;
- BINGO 飞行;
- 巡航飞行。

(2) 自动返航模式,包括:

- 自动进场;
- 塔康系统;
- 微波着陆系统。

8.3.1 战术导航

(1) 标准导航

所谓标准导航就是航路点导航,试飞前用数据传输卡将预定的航路点输入飞行计划, FT-A 和 FT-B,并给定飞越最后一个航路点的时间,试飞员按 FT-A 进行远程导航飞行,并飞越每个预定航路点。完成 FT-A 导航飞行的成功标志是:

- 操作和显示正确;
- 惯导系统导航误差每小时小于 1.3km;
- 航路点到飞行轨迹的垂直距离小于 3.6km,并自动转入下一个航路点;
- 准时到达各航路点。

完成 FT-A 后可以人工转入 FT-B 导航飞行,两次飞行均应在低空进行,场高 200 ~

500m, 第一次飞行可检查直线飞行, 第二次飞行按环线飞行。

(2) 塔康导航

作为一种导航设备, 塔康导航具有三个子方式, 即空/空、空/地和接收三项功能。飞行前将 10 个数据/导航 (DT/NAV) 程序输入到数传卡中, 包括地面和机载站的数据。试飞中按空/地方式和接收方式完成向地面站的导航飞行; 按空/空方式完成空中目标探测。在执行这些飞行任务过程中, 验证输入和接收指令的有效性, 与自动驾驶仪功能结合, 验证按塔康指令修正航迹的正确性、快速性和稳定性。

(3) BINGO 飞行

选择两种飞机构型, 即带与不带副油箱构型。在距离试飞机场 500 ~ 600km 时选择 BINGO 方式, 在返航飞行剖面中检查下述参数:

- 上升速度;
- 巡航高度和速度;
- 着陆机场上空 1500m 的下降速度;
- 着陆机场上空的计算燃油量与实际燃油量比较。

成功判据是计算燃油量与实际燃油量的差值不应大于 5% 或 50kg, 以其中较多者为准 (油量基数按选择 BINGO 时的值计算)。应该说明的是, BINGO 计算中的油耗率应按试飞剖面对应的状态经过性能试飞校核后才能保证最佳省油的方案。

(4) 巡航飞行

用两种典型飞机构型, 带与不带副油箱进行巡航飞行, 不带副油箱构型的飞行高度为 7000m, 带副油箱构型的巡航高度为 3500m, 在两种情况下显示的巡航速度与计算的巡航速度的误差应满足要求。

8.3.2 自动返航

这种自动寻的子方式包括自动进场、塔康和微波着陆。

(1) 自动进场

按照自动进场模式中显示的驾驶指令完成进场和着陆。在这个过程中检查着陆的基本数据, 这些数据可以来自数据卡装订的数据, 也可以是通过上前方控制盒装订的可变数据, 同时要检查距最终进场点小于 3.6km 时自动从最终进场点转换到跑道模式。

为了降低惯导漂移的影响, 最好在进入自动进场方式前执行位置修正 (PU)。

(2) 塔康进场

按照塔康指令完成进场和着陆, 检查距最终进场点 3.6km 时自动从最终进场点到跑道模式的转换。

(3) 微波着陆

按照微波着陆系统指令完成进场和着陆, 检查距离最终进场点 3.6km 时自动从最终进场点到跑道模式的转换。

在自动返场方式试飞中, 应通过 GPS、光电经纬仪、精测雷达等手段检查系统的进场品质和精确度。

8.3.3 特殊功能

(1) 位置修正

用飞越和指定方式在已知地理坐标的目标上进行位置修正。修正时刻的修正结果, 距离误差应满足要求。

(2) 信标

试验方法与步骤与“位置修正”相同。

8.4 空/空主模式鉴定试飞

空/空主模式试飞包括多功能火控雷达 (MFCR) 性能试飞、航炮精度试飞和空空导弹发射试飞。

8.4.1 多功能火控雷达 (MFCR) 试飞

MFCR 试飞主要包括边搜索边测距 (RWS)、格斗 (ACM)、单目标跟踪 (STT) 和边搜索边跟踪 (TWS) 四种模式。

8.4.1.1 RWS 模式

MFCR 在 RWS 模式下的性能包括探测能力和虚警率。

RWS 模式下的目标探测距离 R90 (探测概率至少 90% 的距离), 试验方案如下。

(1) 本机

- 本机速度 925km/h, 场高 1500m;
- 扫描状态, 2bar/60°、1bar/30°、4bar/120° (1bar = 1 个波束宽);

(2) 目标机

- 迎头上视, 速度 650km/h, 场高 10000m;
- 迎头下视, 速度 650km/h, 场高 150m;
- 迎头上视, 速度 550km/h, 场高 10000m;
- 雷达截面积 (RCS) 为 20m²。

(3) 地杂波

- 陆地 (地杂波反射系数 $r=0.15$);
- 海面 (地杂波反射系数 $r=0$);
- 样本容量: 2bar/60° 为 11 次, 其余为 6 次。

(4) 统计方法

- R90 累计的探测距离用二次插值统计方法计算;
- 在 N (11 或 6) 项样本中, 至少 M (9 或 5) 项样本的结果满足规范要求;
- 每次试验方案的最小距离值被定义为 R90;
- 虚警率的定义是: 不是真实空中目标所引起的, 或是由地面经向速度低于 100km/h 的目标引起的次数与总探测次数的比值。

(5) 关于探测样本的选择

如果按照 90% 探测概率, 试验样本应为 37 次探测次数, 这样一型新雷达鉴定试飞的架

次量将非常庞大。通过国内外大量试验表明,通过“11取9”,即 $N=11$, $M=9$ 的方法,与 $N=37$ 的试飞结果误差在5%之内,因此从工程上讲,11取9的方法是有效的,而且节约了大量的人力物力和时间。至于 $N=6$, $M=5$ 的方法有两种情况下可以应用:一是雷达是在其他成熟雷达基础上做了一些改进,创新程度不大,可以不必进行全面试飞鉴定;二是对一种全新雷达,运行模式很多,在鉴定试飞大纲制定时,根据地面试验情况,可以分为三类考核形式:有一些模式必须进行全面考核,需要按 $N=37$ 或“11取9”方式进行考核;另有一些模式属于部分检查性质,不需要全面考核,可以按“6取5”的方式试飞;第三类即不是关键模式,或者地面试验把握较大的模式,可以不用试飞考核。

8.4.1.2 空战模式 (ACM)

ACM模式,包括定轴(BS)、偏移扫描(SA)、最佳扫描(HA)和垂直扫描(VA)四种子模式,鉴定试飞内容包括:

- 最大距离探测;
- 自动截获能力;
- 最小探测和锁定距离。

(1) 最大探测距离 R70

R70表示平均每次探测和截获目标的概率至少为70%,对于BS、SA、HA和VA四种子模式的都进行R70测试。测试方案是迎头下视,地杂波背景是陆地。本机飞行场高1500m,速度925km/h,目标飞行场高150m,速度650km/h,目标RCS=5m²,按照“二项式分布统计”评估法,要求样本11或6次。为满足规范要求,大于15km距离的70%概率的次数至少是11取7或6取4。

(2) 自动截获能力

在上述最大探测距离试飞中,同时验证自动截获能力。

(3) 最小探测和锁定距离

在尾追试飞科目中,最小探测和锁定距离应小于200m。试验高度为3000m,在与目标机距离为300~100m之间连续拉开和接近,在距离200m时做6次锁定和抛掉动作。对应BS、SA、VA、HA四个子模式,各进行6次试验。4项中的最大值被确定为70%概率的最小探测和锁定距离。

8.4.1.3 单目标跟踪 (STT)

STT模式主要鉴定试飞内容包括:

- 人工截获能力;
- 跟踪精度;
- 跟踪稳定性;
- 最小跟踪距离。

(1) 人工截获能力

第一种方案是迎头下视,本机飞行场高为1500m,飞行速度为925km/h;目标机飞行场高150m,飞行速度为650km/h,本机迎头下视探测和跟踪,从探测到距离5km脱离。每跟踪10s,即抛掉,重新截获跟踪。背景为陆地,两次进入。第二种方案是迎头上视,本机飞行场高为1500m,速度925km/h;目标机飞行场高10000m,速度650km/h,进入次数和操纵方法与第一种方案相同。这种试飞如在第I阶段已经进行,本阶段可以不做。

(2) 跟踪精度

跟踪精度以三个矢量来度量,即距离矢量(包括距离和视线角 LOC),目标速度矢量(量值和角度),目标加速度(量值和角度)。

跟踪精度试飞方案包括目标不机动和目标机动两种。

- 目标机不机动试飞方案:采用尾追方式,本机和目标机均在 6000m 场高和相同的巡航速度飞行。分别在距离 500m、5km、10km、15km 和 30km 进行跟踪。在距离大于 10km 后,针对每一个距离,视线角 LOS 分别为 0° 、左右 15° 和左右 45° 进行 30s 的单目标跟踪,并抛掉。

- 目标机机动试飞方案:采用尾追方式跟踪,本机和目标机的飞行场高均为 3000m,速度均为 550km/h,目标机在本机前 3~5km 水平机动,与本机形成的视线角以 $30^\circ/\text{s}$ 的速率变化。

单目标跟踪精度以地面光测数据或机载 GPS 数据为准进行比较,其误差应满足规范要求。

(3) 跟踪稳定性

试验按目标不机动和目标机动两种方案进行:

- 不机动目标:

- 本机场高 6000m,速度分别为 580km/h 和 1300km/h,目标机场高 5500m,速度与主机相同,迎头,距离 80km~200m,对每种速度进行 2 次,陆地背景。

- 本机场高 3500m,速度 925km/h,目标机场高 3000m,速度 650km/h,尾追,距离 100km~200m,陆地背景。

- 机动目标:本机和目标机场高 3000m,速度 550km/h。目标在本机前 3~5km,目标机动、本机跟踪。LOS 变化率为 $30\sim60^\circ/\text{s}$ 。

(4) 最小跟踪距离

在近距离拦截过程中,用 ACM 自动截获模态检查 200m 的最小跟踪距离,选择 6 次样本,至少 4 次稳定跟踪。4 次中最大距离值被确认为最小跟踪距离。

8.4.1.4 边搜索边跟踪(TWS)

TWS 模态主要鉴定如下内容:

- 探测能力;
- 跟踪能力;
- 多目标跟踪;
- 测量精度。

其中探测能力与 RWS 相同,不重复描述。

(1) 跟踪能力

主要是建立跟踪距离,本机飞行场高 1500m,速度 1060km/h;目标机飞行场高 150m,速度 1100km/h,本机迎头下视。跟踪目标的累计概率 90%,要求 11 个样本,9 次成功。

(2) 多目标跟踪

本机场高 6000m,速度 925km/h,至少跟踪两个目标机,飞行场高 6000m,速度 650km/h,目标机间距 9000m。距离 35km~20m,进行过程中改变 HPT(高优先级)。最后还应进行 6 个跟踪或 10 个搜索目标的演示飞行。

(3) 测量精度

在 HPT 过程中测量精度指 3 个参数：距离、视线角 (LOS) 和距离变化率。试验条件是本机和目标机飞行高度 6000m，巡航速度尾追跟踪，分别在距离 5km、10km、15km 和 30km 跟踪。LOS = 0°，高优先级 HPT 跟踪 30s 并抛掉。

8.4.2 空空航炮精度试飞

黄昏曳光法是当代战斗机空空航炮试飞鉴定的有效方法。其基本原理是利用航炮实弹射击时，平显上的热踪线 (Hotline) 与实际炮弹轨迹进行评定。为了使实际炮弹显示清楚，一是要使用曳光弹，二是要选择黄昏时刻，故名“黄昏曳光法”。

试验条件是飞机在 3000m 和 10000m 高空，分别以 630km/h 和 970km/h 条件，进行过载为 3 的水平稳定盘旋，在这个过程中以连射方式，发射 10 ~ 15 发炮弹，在这种条件下，要求误差见表 8-2。

表 8-2 空空航炮精度要求

进入次数	高度/m	速度/(km/h)	过载 n_z	热踪线/mrad	LCOS/mrad
1	3000	630	3	6.8	5.76
2	10000	970	3	5.1	4.71

8.4.3 导弹操作

(1) 中程导弹 MRM 试验

对于中程导弹，试验内容主要包括功能检查、截获、跟踪和发射包线等。首先是功能检查，在近距和中距条件下，进行参数装订和选择，检查装订参数的正确性和可操作性，然后按大纲选择各种状态进行模拟发射，在 SST 状态下进行检查试验。选择不同的高度、距离和方向进行发射包线检查，包括最大和最小发现距离、截获距离和发射距离。检查各种状态下的操作和显示。

(2) 红外导弹试验

红外导弹试验内容包括功能检查、截获和跟踪、发射包线和导弹符号等。功能检查包括参数装订和选择，自动跟踪、雷达随动和模拟发射，结合前面 STT 稳定性试验检查导弹的截获跟踪能力，选择不同高度、距离和方向，检查红外导弹的发射包线，包括最大和最小允许发射包线。在整个试验过程中，检查导弹随动、锁定和跟踪在平显上显示的导弹符号特性，如动态响应、运动阻尼和指示精度等。

8.4.4 关于空空导弹试验的几点说明

8.4.4.1 空空导弹试验时地面监控重要性

空空导弹试飞是一项非常复杂和难度很大的试验，试飞中的地面监控尤为重要。除常规监控任务外，导弹试飞中的地面监控的特殊任务如下。

(1) 安全监控

- 空空导弹试飞中，试飞员精力高度集中于发现、截获、跟踪、瞄准和发射，往往容易忽视飞行参数，地面监控人员有责任观察飞机动态，提醒试飞员；

- 空空导弹试飞中,为了考核地杂波影响,无论是载机或目标机都有可能飞得很低,特别在地形复杂地区,地面监控人员有责任提醒试飞员;

- 空空导弹试飞,往往牵涉多机同时配合试飞,载机和靶机有时大速度接近,此时间距控制极为重要,需要地面监控人员的帮助和提醒。

(2) 任务协调和调度

- 空空导弹试飞中,无论是本机还是配试飞机,试飞包线都很大,虽然试飞前试飞员们经过详细协调,但仍然会出现各种意外情形,地面监控人员帮助协调和调度各架飞机的航迹和方位,有利于提高试飞效率;

- 在空空导弹试飞过程中,牵涉的环节特别多,难免在试飞中突发各种故障。如在一次导弹靶试中,正当载机截获目标准备发射导弹时,载机雷达偶发故障,地面指令立即放弃发射;然而5s后,雷达恢复正常,地面指挥员马上指令载机发射,导弹靶试成功,避免了一架靶机损失。

8.4.4.2 火箭弹发射试验

在新型战斗机试飞中,往往需要发射不带真实可爆弹头的导弹,称之为火箭弹。发射这种导弹的目的有二:一是为了考核在该导弹实弹发射条件下的飞机平台特性,包括飞机结构振动特性和发动机特性,特别是发动机喘振特性;二是检验导弹与飞机、导弹与火控系统的机械连接和电气连接的正确性和可靠性。为了考核第一项内容,通常要在各种包线边界上发射多枚火箭弹,航空电子试飞专家应该与发动机专家相结合,充分利用这些资源,为武器火控系统试飞服务。

8.4.4.3 空空导弹靶试前的机上试验

由于空空导弹靶试的成本高,因此在正式靶试之前往往要进行一系列的地面和空中试验,这种试验可能包括如下几点。

(1) 地抓空试验

将导弹火控系统完全处于工作状态的飞机停放在开阔场地,周围用吸波材料采取屏蔽措施,对空中目标飞机进行截获、跟踪和模拟发射。这种试验成本较低,而且大量工程技术人员和测试手段可参与试验调试,这是一种值得推荐的方法。

(2) 双机联试

两架导弹试验机迎头飞行测试,互为目标。对甲是迎头下视,对乙就是迎头上视,而且各架飞机试验目的和内容也可不同。对于时间紧、目标机资源缺乏的情况下,这种双机联试的方式是可以采取的,当然这种试验还应考虑相互干扰的问题。

(3) 三机联试

这种试验需要动用三架飞机,一架载机,配置全套武器火控系统;在载机前面,安排一架携带被试导弹的飞机,相当于被载机发射出去的导弹在运动过程中,载机上的制导手段,如指令控制或连续波照射,可以对导弹施加控制;在这架飞机的前面是目标机。这就形成了三机联试。这种试验对于复杂导弹控制系统的调试和射频、视频连接调试是非常有价值的。

(4) 模拟发射

这是常规的单机单目标的联试,适用于靶试前的模拟攻击,扩展导弹发射包线,训练试飞员,优化靶试攻击剖面等。

8.4.4.4 导弹发射包线

8.4.4.3 节在空空导弹试飞中, 载机飞行剖面和对目标机所处的空间态势而言, 基本上都是抽象为一些典型的稳态飞行。有一些机动状态的拦截和跟踪试飞, 但双方一般的机动性不太强。然而从航空技术发展趋势和空战需求来说, 大速压和大机动状态下的导弹发射是一种趋势。特别是第四代战斗机具有过失速机动能力和高敏捷性, 机身对准是一种很重要的作战模式, 因此必须使飞机结构、导弹性能以及导弹与飞机机械接口适应这种趋势。例如, 美国 F-22 在 EMD 阶段的发射和鉴定 (D/E) 试飞中, 外挂分离试飞约 100 架次, 其中发射 AIM9 和 AIM120 约 70 次, 大部分都是在低空大速度状态下发射, 最大载机法向过载为 7, 最大滚转速率为 $100 (^{\circ})/s$, 这种试飞一方面是对武器火控系统协调性和快速性的考核, 另一方面是对包括内埋吊舱舱门开启、导弹支架的外伸和转动等机械运动特性的考核。这进一步说明, 航空武器性能的提高并没有减轻对飞机平台性能的要求, 相反对平台性能要求更高, 以便与航空武器的发展相匹配。

8.5 空/地模式鉴定试飞

空/地鉴定试飞是在第 I 阶段试飞基础上进行的鉴定试飞, 主要包括如下内容。

(1) 多功能火控雷达在 A/G 状态下的性能, 包括:

- 空/地测距 (AGR);
- 真实波束测绘 (RBN);
- 多普勒波束锐化 (DBS);
- 信标 (BCN);
- 面移动目标指示 (扫描) (SMTI);
- 地形回避 (TA);
- 对海 (SEA);
- 气象 (WTHR)。

(2) 轰炸精度:

- 连续计算命中点 (CCIP);
- 俯冲拉起 (DTOS)。

(3) 武器吊舱操作:

- 激光光点跟踪器 (LST);
- 激光照射吊舱 (LIP)。

(4) 目标标定。

(5) OAP 偏置轰炸。

这些内容的试飞方法主要是按产品操作手册进行, 下面主要针对多功能火控雷达对地功能试飞, 对地轰炸试飞以及关于试验样本统计方面的内容做进一步说明。

8.5.1 多功能火控雷达

(1) 空/地测距 (AGR)

AGR 主要包括高度测量精度和最小/最大距离试飞。

这种试飞应选择平坦地区, MFCR 放在指向状态 DIR, 进行斜距和角度测量, 从场高 4500m 俯冲到 1300m, 速度从 540km/h 到 1080km/h, 飞机俯冲角 ($^{\circ}$) 和雷达天线俯角 (mrad) 如下: $0^{\circ}/-165\text{mrad}$, $-10^{\circ}/-165\text{mrad}$, $-30^{\circ}/-90\text{mrad}$ 和 $-45^{\circ}/-165\text{mrad}$ 。

(2) 真实波束测绘 (RBM)

在 T/B 飞行中使用两个地面目标, 测试结果以距离和方位表征, 沿飞行轨迹方向的分量为距离, 垂直于飞行轨迹方向的分量为方位。

(3) 多普勒波束锐化 (DBS)

MFCR 在 DBS 状态, 飞行场高 500m, 地速 550km/h, 以 45° 方位角偏离目标两个地面目标的中心线, 两目标距离 Δ , 载机距目标距离为 L , 那么方位角分辨率即为 $\cot\left(\frac{\Delta}{L}\right)$ 。如图 8-3 所示。

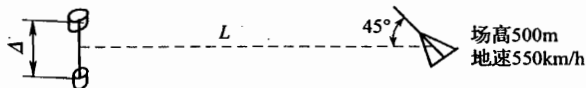


图 8-3 空/地 DBS 模态, 方位分辨率试飞

(4) 信标 (BCN)

在地面目标上空 3000m 飞行通过 11 次, 演示 BCN 状态的探测询问能力。

(5) 面移动目标指示

载机飞行场高 600m, 地速 865km/h, 对地速 26km/h 的地面目标进行探测, 距离从 60km 到 5km。

载机以同样的高度和速度飞行, 对海面 18km/h 速度运动的目标进行探测, 距离从 90km 到 6km。

(6) 地形回避 (TA)

在山区飞行对该状态进行功能性检查, 通过视频录像与已知地景模型进行比较。

(7) 气象 (WTHR)

在气象雷达状态的小雨天进行探测, 下雨率约 1cm/h, 相当于在 160km 距离识别大雨 16cm/h, 将试验结果与真正气象雷达测试结果比较。

(8) 对海 (SEA)

直接对海上目标探测, 如高度 600m, 巡航速度, 距离从 80km 到 5km。

8.5.2 轰炸精度

用宽采样统计方法进行武器投放精度考核。测量弹着点相对目标的距离, 并修正驾驶员的瞄准误差。使用连续试验过程的统计方法确定系统是否满足预先确定的规范, 并将试验样本减到最小需要的数量, 计算每次样本的弹着点和圆概率误差, 采用 χ^2 分布统计方法确定结果是接收或拒绝, 见图 8-4。

8.5.3 航电和火控雷达试验数据的统计原理

对于航电系统来说, 许多性能参数的测量都需要一定的样本量, 特别是雷达系统和武器投射试验, 因为影响这些性能参数的因素太多。为了既要获得较精确的结果, 还要尽可能减少试验样本量, 从而提高试飞效率, 节约试飞成本, 这里介绍一种称之为序贯法的原理。这个

方法的基本思想是将试验结果的精度分为三个区：即可接收区、拒绝区和继续试验区，如图 8-4 所示。

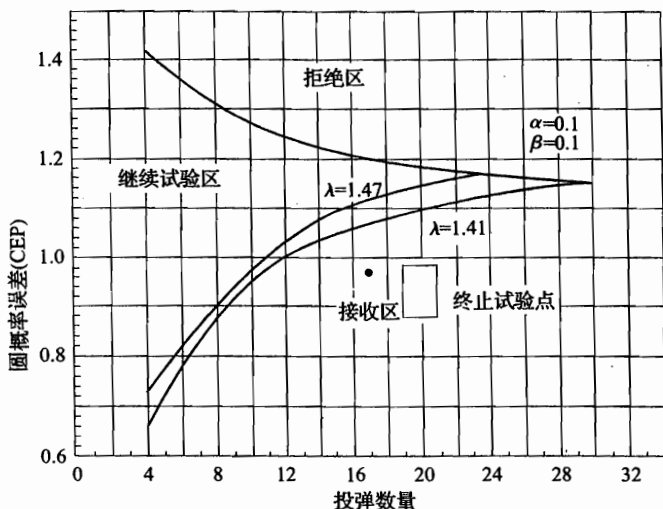


图 8-4 轰炸精度决策曲线

如果经过一定样本量的试飞，结果均值很快落入可接收区，即可停止试飞，产品精度通过鉴定试飞；如果结果均值很快落入拒绝区，也可停止试飞，产品精度不能通过鉴定试飞；如果结果均值落入继续试验区则要“边看边试”，直到落入可接收区。

通常航电和雷达鉴定试验可分为两组：

- 离散量验证，这是一种二项式统计分布；
- 精度验证，这是一种 χ^2 统计分布。

(1) 二项式统计分布

将每次试验结果按序排列： $i=1, 2, 3, \dots, N$ 。

在 N 次试验的样本中，要求至少有 M 次应满足指标要求。 M 次以外的最大值和最小值，如最大探测距离 $R_{\max}$ 和最小探测距离 $R_{\min}$ 应作为试验结果。通常试验样本量的选取方法如下几种：

- $N=11, M=9$ (90% 概率)；
- $N=6, M=5$ (90% 概率)；
- $N=11, M=7$ (70% 概率)；
- $N=6, M=4$ (70% 概率)；
- $N=11, M=6$ (50% 概率)。

作为一个新产品的试验大纲，究竟按哪一种样本要求安排试飞计划，这要取决于对象新技术含量、技术成熟度和订货方要求。例如，对于新研雷达测距精度的鉴定试验， $N=11$ ， $M=9$ 应该可以满足试飞鉴定要求。

(2) χ^2 分布

按照 χ^2 分布计算要求，影响统计加权的参数有：

- α = 错误拒绝的概率；
- $(1 - \alpha)$ = 正确接收的概率；
- β = 错误接收的概率；

- $(1 - \beta)$ = 正确拒绝的概率;
- N = 样本数, 或试验次数, 或通过目标的次数;
- λ = 判别率。

如果系统参数的误差 (或均值) 最小的值也大于要求的误差, 那么这个系统参数将会以 $(1 - \beta)$ 的概率被拒绝。

对于轰炸精度试飞, χ^2 统计参数为: $\alpha = 0.1$; $\beta = 0.1$; $N = 30$; $\lambda = 1.41$ 。

对于雷达测量精度试飞, χ^2 统计参数为: $\alpha = 0.1$; $\beta = 0.1$; $N = 15$; $\lambda = 1.64$ 。

对每一个窗域, 样本的均值是:

$$\bar{X} = \frac{1}{N} \cdot \sum_{i=1}^N X_i \quad (8-1)$$

式中: X_i = 每个测量值;

N = 测量值的数量 (每个窗域内)。

对于每一次试验样本的标准偏差是:

$$S = \sqrt{\frac{1}{N-1} \cdot \sum_{i=1}^N X_i^2 - \frac{N}{N-1} \cdot \bar{X}^2} \quad (8-2)$$

第 K 次试验的集合均值:

$$\bar{X}_E = \frac{\sum_{k=1}^K N_k \cdot \bar{X}_k}{\sum_{k=1}^K N_k} \quad (8-4)$$

式中: $\bar{X}_E$ —— 总样本空间的集合均值;

$\bar{X}_k$ —— 第 K 次试验数据样本的样本平均;

N_k —— 第 K 次样本平均的试验点数;

$K = 1, 2, \dots, 15$, 每个窗域同一个试验剖面的试验次数。

集合标准偏差:

$$S_E = \sqrt{\frac{1}{N_T - 1} \cdot \sum_{j=1}^K [\sum X_j^2] - \frac{N_T}{N_T - 1} \cdot \bar{X}_E^2} \quad (8-5)$$

式中: S_E —— 总样本空间集合标准偏差;

N_T —— 总样本空间的总试验点数;

$$N_T = N_1 + N_2 + N_3 + \dots + N_K;$$

$\sum X_j^2$ —— 某一测量变量的第 j 次样本的平方和;

$$\sum X_j^2 = (N_j - 1) \cdot S_j^2 + N_j \cdot \bar{X}_j^2。$$

式中: N_j = 第 j 次样本的试验点数;

S_j = 第 j 次样本的标准偏差;

$\bar{X}_j$ = 第 j 次样本的均值。

序贯法可以使试验早于计划而停止, 传感器要么满足指标要求, 要么不满足要求, 不会耗费更多的试验资源。这些数据的统计分析前, 应进行预处理, 剔除那些跳点。只要实际试验大于 3 次以上, 该方法结论是可靠的。

第一组三次试验数据结果进行 S_E 计算, 将计算结果除以技术要求的值即可判断试验结果落在图 8-4 的哪个区, 即可对系统得出鉴定结论。如果试验结果落在继续试验区, 将继续进行单个试验, 将新的试验结果加上原来完成的结果作为总样本计算, 直到满足图上可接收区或拒绝区的要求, 试验即可停止。

这种试验的结果参数是 S_m/σ_{reg} , 其中:

$S_m = S_E$ = 测量参数的标准偏差, 如靶试投弹中的圆概率误差 CEP;

$\sigma_{reg} = S_0$ = 规范要求的精度值, 如靶试投弹中的圆概率误差要求 CEP。

8.6 一种主动雷达制导空空导弹试飞

下面以一种具体的主动雷达制导空/空导弹的试飞为例, 说明空空导弹试飞鉴定的过程和方法。

8.6.1 导弹功用和性能

主动雷达制导空空导弹(简称主动导弹)是一种采用复合制导体制的主动雷达型空空导弹, 具有发射后不管和多目标攻击能力。该导弹用于单机或机群空战时, 从较远距离和机动条件下, 攻击各种有人驾驶飞机、无人驾驶飞机和巡航导弹, 同时兼具有近距格斗能力。可全天候、全高度、全方位攻击目标, 可在陆地或海面背景下以及在敌施放干扰条件下完成作战任务。美国的 AIM120, 俄罗斯的 R73 等均属于这种类型的导弹。

这类导弹的主要性能参数包括:

- (1) 制导精度;
- (2) 最大飞行时间;
- (3) 导弹飞行高度;
- (4) 最大发射高差;
- (5) 最大飞行马赫数;
- (6) 最大可用过载;
- (7) 最大发射距离;
- (8) 最小发射距离;
- (9) 攻击方向;
- (10) 目标高度范围;
- (11) 目标速度范围;
- (12) 目标机动能力。

原则上讲, 这些指标均应通过试飞进行测试和考核。

8.6.2 制导模式

主动导弹有以下 4 种制导模式。

(1) 复合制导模式

导弹采用惯导 + 无线电指令修正 + 主动雷达末制导的复合制导体制, 以保证导弹的制导距离满足其攻击距离的要求。

(2) 发射后不管模式

导弹采用惯导+主动雷达末制导的复合制导体制,保证发射后不管的攻击距离。

(3) 被动模式

当导弹受到压制式有源干扰时,可自动转入跟踪干扰源的被动模式。

(4) 非全仪表状态攻击模式

当载机雷达或有关系统发生故障致使导弹无法得到目标信息时,目视发射导弹,使导弹进入发射后不管状态。

8.6.3 载机对导弹的控制

(1) 挂机飞行状态

挂机飞行状态是指导弹在挂飞条件下,从导弹准备开始到导弹离架时的工作状态。当飞行员按压导弹准备后,载机通过总线向导弹装订飞行任务参数并发射无线电修正信号。几秒钟后,导弹完成自检。此时如果构成发射条件,飞行员即可按发射按钮。发射装备点燃弹内燃料电池并点燃发动机,弹内飞控舵机开锁,导弹离机。

(2) 自主飞行状态

导弹离开发射架后,导弹按照载机航电系统装订的初始参数完成机弹分离,进入中制导段。在中制导期间,要求载机无线电指令通道发射装备按不断地向导弹发送无线电修正信号,以修正导弹运动轨迹,将导弹引导到导弹自主跟踪的包线范围。一旦导弹进入自主跟踪包线,载机即可脱离。

导弹在挂机准备阶段,载机航电系统通过总线给导弹装订的飞行任务信息参数主要有:

- 一次性指令信息,如导弹号、载机号、无线电指令的通道号和点频号等;
- 连续信息,如载机位置、速度和加速度,目标相对位置和相对速度以及伪随机密码等;
- 导弹离机的中制导段,无线电通过发生的指令信号制导导弹,这些指令信息包括:
 - 一次性指令信息,如载机号、通道号、目标特征信息等;
 - 连续信息:载机和目标的位置和速度信息。

8.6.4 载机导弹系统试飞的目的和内容

载机发射导弹试飞的目的是:

- (1) 考核导弹的基本功能和性能是否满足战技指标要求,为导弹设计定型提供依据;
- (2) 考核载机和航电系统对导弹发射的控制和制导是否有效,人机界面是否合理;为载机与该导弹发射相关的航电系统设计定型提供依据;
- (3) 通过试飞,检查系统研制缺陷,为完善和改进系统提供依据;
- (4) 为部队导弹武器的使用摸索积累经验。

针对上述目的,考虑到一个新系统的成熟过程,整个载机—导弹系统试飞包括两个阶段,即准备试飞阶段和靶试阶段。准备试飞阶段包括:

- (1) 挂装导弹后的机翼变形测量
- (2) 火箭弹发射;
- (3) 电子对接弹试飞;
- (4) 系留弹试飞。

导弹靶试阶段一般包括如下态势的实弹发射:

- (1) 中等距离的复合制导靶试;
- (2) 上视大高差靶试;
- (3) 下视大高差靶试;
- (4) 长距离靶试;
- (5) 尾追靶试;
- (6) 近距离迎头靶试;
- (7) 机动目标靶试。

8.6.5 试飞方法

(1) 挂装导弹后的机翼变形测量

导弹挂在机翼下,在发射前瞬间,导弹的弹体坐标系与载机坐标系应保持一致。因此应对即时即地的机翼变形进行测量,以便对载机给导弹装订参数予以修正。对某一挂点而言(挂点*i*)弹体与机体坐标系的转换四元数是:

$$R_{0i} = \cos \frac{\theta_i}{2} \cos \frac{\gamma_i}{2}$$

$$R_{1i} = \cos \frac{\theta_i}{2} \sin \frac{\gamma_i}{2}$$

$$R_{2i} = \sin \frac{\theta_i}{2} \sin \frac{\gamma_i}{2}$$

$$R_{3i} = \sin \frac{\theta_i}{2} \cos \frac{\gamma_i}{2}$$

式中: θ_i ——*i* 挂点导弹纵轴相对载机的俯仰角;

γ_i ——*i* 挂点导弹横轴相对载机滚转角

$$\theta_i = \theta_{i0} + \theta_{i1};$$

$$\gamma_i = \gamma_{i0} + \gamma_{i1}。$$

式中: θ_{i0} 为导弹俯仰安装角,取决于飞机工艺;

γ_{i0} 为导弹滚转安装角,取决于飞机工艺;

θ_{i1} 为导弹俯仰变形角,取决于飞机状态和飞行状态;

γ_{i1} 为导弹滚转变形角。

为了在飞行中测取 θ_{i1} 和 γ_{i1} , 采用如图 8-5 的测试方案。

整个机翼变形试飞测试包括两部分,一部分是飞行状态参数采集记录,如飞行高度、速度和过载等;另一部分是数字图像记录。通过事件信号和时统信号将两路信息统一协调。由于这种变形量很小,且飞机在振动环境下变形数据的跳动,因此摄像机必须有足够的画面分辨率和帧频。例如,画面分辨率 1024×1024 , 帧频 1200 帧/s 即可。摄像机应安装 2 台,机身前后各 1 台。

按照导弹使用包线,试飞分为 4~5 个高度层,速度 5~10 个阶梯,法向过载为 1~6 递增,构成一个飞行状态点阵,按照这个点阵,进行数据处理,建立一个机翼变形数据库。

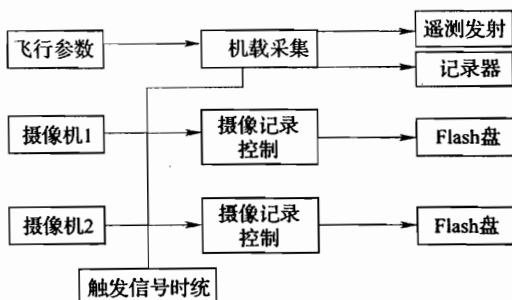


图 8-5 机翼变形测量框图

按照数字摄影画面进行数据处理的基本原理是：首先对图像进行数字低通滤波，灰度均衡及二值化等预处理，利用图像边缘信息，从图像中分割出要提出的标志点并进行中心定位。下一帧图像可根据弹体自身运动以及前面多帧图像中标志点信息，利用跟踪技术对当前帧中的标志点进行粗定位，然后采用与上一帧同样的精定位方法，得到当前帧图像中的目标位置信息，将每一帧图像中的各标志点的位置数据保存为文件。

根据这些图像变形数据，与飞机运动参数相关，最后拟合成下述公式：

$$\theta_{il} = f(n_y, n_x, n_z, Ma) \quad (8-6)$$

$$\gamma_{il} = f(n_y, n_x, n_z, Ma) \quad (8-7)$$

利用这些拟合公式，对导弹发射时刻的姿态角进行修正。

(2) 对准导航精度试飞

由于靶试是一种耗资巨大的飞行试验，既要消耗导弹，又要消耗靶机，为此通过靶试前的模拟发射，检验机-弹系统的正确性是非常必要的，主要包括：导航对准精度试飞和系统试飞。

导航对准精度检查试飞是利用电子对接弹挂飞来进行的。这是一种没有导引头，但导弹解码、自检和自控均可进行的试验导弹。通过机载测试系统，可以记录检查载机对导弹装载的参数是否正确，精度是否满足要求，通过导弹遥测记录可以检查导弹接收、解码和控制参数是否正确，还可检查导弹惯导系统跟踪载机惯导参数的精度，即所谓对准精度。它是将导弹惯导检出的姿态角与载机惯导输出姿态角对比，经过一定的误差修正程序，得出导弹惯性姿态角，作为导弹离梁前初值。其中由于机翼变形造成的俯仰和滚转角差异由载机航电系统修理后再装订到导弹，因此在一定程度上，对准精度反映了机翼变形所拟合的修正公式的正确度。

导弹对准过程可分为精对准和粗对准，取决于导弹准备好以后的发射时机。

导航精度是指导弹对准过程结束后导弹位置在惯性空间的偏差，它是由用 GPS 值经差分后作为基准而对导弹惯导输出值作比较而得到。

对准导航试飞的状态应在导弹发射包线内选择，试飞机动包括平飞、俯冲拉起、左右盘旋、S 形机动等，法向过载为 $-1 \sim 6$ 递增。

(3) 系留试飞

系留试飞是对导弹的模拟发射过程，系留弹与真弹的区别在于不装发动机，试验时始终在挂机状态。系留试飞的检查内容如下：

- 载机雷达、惯导、大气机等子系统是否满足导弹发射所需的精度要求；
- 无线电指令发射机工作及其与系统的交联是否正常；
- 载机火控系统对导弹的装订参数是否正确，精度是否满足要求；

- 导弹对新机的适应性,即在新机环境条件下性能是否满足要求。

系留试飞状态选择原则应按使用边界状态检查,比如,最大高差的上视和下视、最远发射距离、前侧目标机动、尾追小速度差等,以考核载机雷达跟踪精度和距离、导弹跟踪和截获能力、飞行员操纵要领等。一般说来,上视和下视跟踪时,载机应适当爬高和下滑,以便瞄准跟踪目标;对于尾追,载机速度应适当大于目标,以形成所需的速度差,得到多普勒信号。对前侧迎头机动目标来说,驾驶员操纵应防止目标机运动轨迹的过零问题。因为无论是机载雷达还是导弹导引头都存在运动轨迹与目标机运动轨迹相垂直的点,此时在载机或导弹与目标机连线方向,目标机的速度相对大地为零,强地杂波有可能使载机或导弹丢失目标。解决这个问题的方法有两种:一是载机雷达或导弹导引头具有记忆功能,按目标运动趋势跳过“过零点”;二是通过战术机动中尽可能回避“过零点”。

(4) 靶试

系留飞行试验代替不了靶试,因为它考核不到导弹离机以后的制导功能和导弹性能,也考核不到指令制导后的导弹发射后不管功能和性能,因此一定数量的靶试飞行是必需的。一般定型考核情况下应安排若干枚导弹靶试。靶试范围大约应是系留试验范围的80%,以便提高成功率。

对于导弹靶试应该注意的问题是:载机起飞前应在地面进行“弹检”,即航电系统导弹供电并装订飞行任务参数,无线电指令机通过射频电缆和“小喇叭”向导弹发射无线电修正信号,使导弹完成自检状态。起飞前航电系统惯导应放在“纯惯导”状态,即去掉GPS信号对惯导系统的修正,防止战时敌方干扰GPS信号。在“导弹准备”完成后,如发射条件构成,即可按发射按钮。从准备好到按发射最好等待几秒,以便导弹进行精对准,确保导弹制导精度。导弹发射后,只有导弹进入自主跟踪状态,即平显上有提示符时,方可脱离战区航线。靶试要在“测量带”进行,以便让地面光测系统能测量和监控机、弹、靶的运动轨迹,供地面站指挥调度之用。靶试前应适当安排试飞合练,以便让试飞员、指挥员和测试人员协调工作。

作为一种新的导弹火控系统,靶试中出现各种问题在所难免,充分的机上地面试验是非常重要的。这些试验包括:

- 导弹下接口试验:导弹下接口试验的主要内容包括各种电气接口静态电阻和电压测试,载机火控系统和导弹系统正常工作逻辑和时序检查、故障和应急状态检查、各种系留弹和挂架的工作检查等;

- 罩外辐射功率测试及射频信号品质检查:在机头适当距离和适当高度处架设无线电指令接收天线,用功率计测量指令机工作时辐射功率,经预先标定的接收天线增益、测试电缆损耗、天线至接收喇叭的距离,可计算出指令发射机的罩外辐射功率。

将指令机通过射频电缆和导发架上小喇叭测出的信号以及上述机头远距无线电指令信号接收喇叭所得的信号分别连接到导弹模拟器上,测量、记录和分析在导弹准备过程中射频信号的波形和质量,以及在导弹发射后导弹接收的空中无线电射频信号的波形和质量。

为了进行靶试试飞,必须配备复杂的测试系统,包括:

- 机载PCM测试系统:采集记录飞机状态和各总线数据,包括一级总线和二级总线(武器外挂总线)数据;

- 射频记录系统:接收记录指令机机内射频电缆传输的信号或通过外测天线接收记录

空中辐射的射频信号;

- 载机遥测控系统: 将载机采集信号通过遥测到地面站进行监控, 确保飞行安全、监控系统工作情况;

- 导弹遥测监控系统: 将导弹内部信号遥测发射到地面站, 以便监控导弹参数的变化;

- 航迹测量系统: 通过多台经纬仪测量载机、导弹和靶机运动航迹及它们之间的相对关系, 为地面指挥中心提供调度信息, 并最后给出靶试脱靶量。

(5) 导弹飞行试验的组织管理

在导弹靶试现场, 参试单位和设施非常多, 动用的现场资源非常多, 因此对于新机和新导弹飞行试验来说必须组织联合试飞队伍。这支队伍应该由试飞责任单位牵头, 飞机研制、导弹研制、各主要子系统参研参试单位和试飞员联合组成。这个队伍的主要职责是: 制定和实施试飞计划, 确保机一弹一靶工作正常, 确保各种试飞测试系统和地面监控工作正常和协调, 联合进行故障和问题分析, 讨论和确认试飞结论。

为了确保试飞安全和试飞效率, 试飞现场必须统一领导, 资源共享, 从试飞输入文件, 包括相关的飞机和系统的设计和试验文件, 到输出文件, 包括飞机测试、导弹测试和外场测试必须做到资源共享。

对于新机导弹鉴定或定型试飞来说, 实弹靶试样本非常有限, 为了按照研制总要求给出导弹使用包线的鉴定或定型结论, 必须用地面仿真来补充和扩展试飞结果和结论。地面仿真模型必须用实弹靶试结果来验证, 最终包线扩展的结论必须由鉴定或定型的授权方做出, 承包商应该密切配合。

应该指出, 不同飞机挂载不同武器所采用的试飞方法各不相同, 本节所叙述的例子只是说明导弹发射试验通常应该执行的程序和值得注意的问题, 对于具体武器试飞不能生搬硬套。

8.7 频谱空间特性的试飞

8.7.1 频谱空间

现代科技发展的空间维度在不断拓展, 其中一个重要趋势是人们在频谱空间的作为越来越大。军事上探测与反探测, 压制与反压制已经成为当代战争的重要形式。从物理学的概念而言, 电磁波具有极宽的波谱特性, 分别成为人们熟知的声、光、电现象。图8-6为当前标准的频段划分。

现代战争无处没有电磁谱的存在。第四代战斗机可以采取隐身措施, 有效对付毫米波雷达的侦测, 但是对手可以采用米波雷达, 可以采用光学雷达进行反隐身。随着矛和盾对决的升级, 电磁频谱的对抗和应用越来越广泛深入。

图8-7为通常采用电磁辐射频谱, 左边为频率, 右边为波长, 它们之间的关系是:

$$F = c/\lambda \quad (8-8)$$

式中: F ——电磁辐射频率, Hz;

λ ——电磁辐射波长, km ~ nm;

c ——光速, 3×10^8 m/s。

频率/MHz						频率/GHz																					
20	30	100	200	300	500	1.5	2	3	4	5	6	8	10	12	15	18	20	27	30	40	50	60	75	100			
HF		VHF			UHF	L	S	C	X	Ku	K	Ka	MILLIMETER														
美国工业标准																											
7(HF)		8(VHF)			9(UHF)			10(SHF)							11(EHF)												
美国国家标准																											
		A			B	C	D	E	F	G	H	I	J		K		L	M									
20	30	100	200	300	500	1.5	2	3	4	5	6	8	10	12	15	18	20	27	30	40	50	60	75	100			
美国军用标准																											

图 8-6 当前标准的频段划分

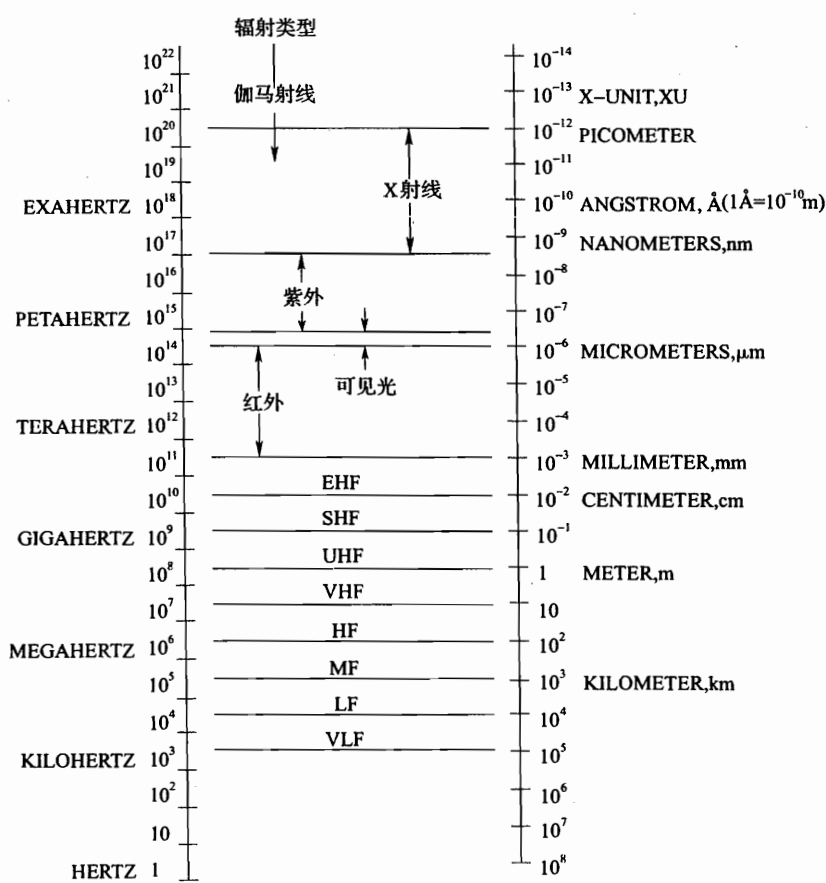


图 8-7 电磁辐射谱

图 8-8 为当前使用更广泛的以微波形式表述的频谱。从图中可以看出，当代军事用途的主要频谱范围为 0.4 ~ 30GHz。

当代航空电子武器和系统几乎没有哪个专业能离开频谱特性,本节将所有与电磁辐射相关的试飞统归为频谱空间特性试飞。这是一个很宽的专业,但是由于篇幅所限,本节仅涉及雷达、RCS和红外散射特性、电子战等内容。

8.7.2 雷达试飞补充说明

(1) 作为独立系统的雷达试飞

在8.4节关于火控系统试飞中,介绍了火控雷达的检查试飞,本节将雷达作为一个子系统试飞,进行专门的补充说明。

几十年来,机载雷达技术取得了重大进展。对于现代军用飞机来说,无论是出于对敌作战效能还是本身的生存性,都离不开雷达的作用。由于雷达功能越来越多,技术越来越先进,与其他机载系统如火控、惯导和武器等交联越来越复杂,加上雷达性能与目标运动和作战环境关系极大,影响因素很多,这就造成雷达功能和性能试飞在新机试飞中占有很重的分量。国际上通用的做法是:除了型号本身对于新装雷达要进行全面系统的雷达试飞外,还应安排专门的试验研究机进行雷达的研制和/或鉴定试飞,以便及早发现问题和改进设计,增加雷达成熟性,减少型号风险和压力。前几节结合火控系统试飞对雷达功能和性能检查作过一些叙述,本节是将雷达作为一个独立的系统进行验证试飞的补充叙述。

雷达试飞的主要目的是:

- 确认雷达与规范要求的符合性;
- 确认雷达对作战使用任务的适合性;
- 找出雷达使用的约束和限制条件;
- 评定雷达使用的人机界面;
- 搜集试飞信息,以便进一步试验和改进产品。

对于典型的军用飞机雷达来说,通常具有两类作战模式:空/地模式和空/空模式。

空/地模式包括地图模式、扩展模式、地面移动目标、对海搜索、地面移动目标跟踪、空/地测距、精确速度更新和地形回避等;空/空模式包括边搜索边测距、速度搜索、边扫描边跟踪、单目标跟踪、多目标跟踪、空战机动和空袭评定(Raid Assessment)等。

在进行雷达试飞前,首先要进行BIT检查,这种BIT是系统软件功能的一部分,系统上电就开始检查。有时需要一种专门的故障插入卡,往系统注入已知故障,检查系统的故障诊断能力。在雷达试飞之前,在原型机上,或在试验机上还需要进行系统综合试验,检查雷达与其他系统连接是否正确,工作是否协调。

雷达试飞必须考核雷达的三个基本功能:搜索、截获和跟踪。试验计划必须考虑安全、

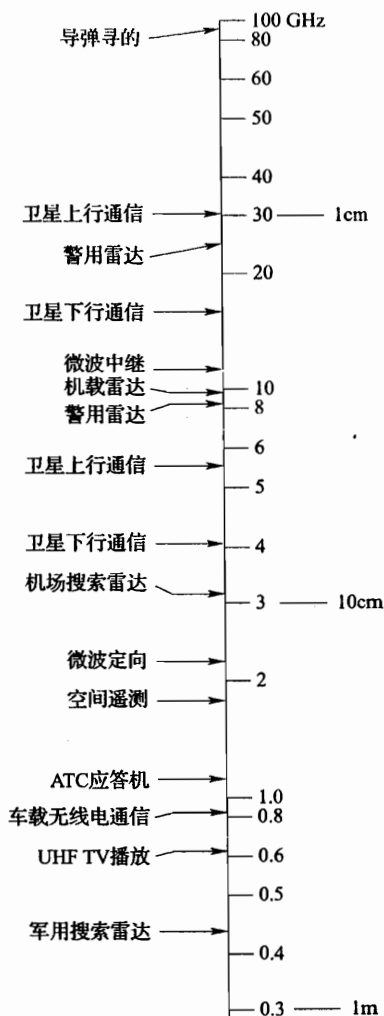


图 8-8 微波频谱

效率和成本三原则。雷达试飞的最大变数是试验的过程随机性,无论是试验系统和测试系统都有随机误差和干扰。为便于统计分析,要求测试仪器具有冗余度,用冗余度测试结果的简单平均值作为最佳试验结果估计值。对雷达试飞结果应进行误差分析,估计试验系统和测试系统对误差的贡献。如果误差过大需要重新试飞。

在空中/空试验中有时需要两架目标机,通常试验机在后,目标机在前,以便获得更多时间去调整距离和速度。比如,要测试雷达的测距分辨率,可以尾后测量,两架目标机可以调整它们之间的距离,注意测试时,速度差应最小。

(2) 空/地模态雷达试验

空/地雷达试验可分为界面试验、机械试验和性能试验。所谓界面试验是指试飞员对使用雷达工作的评价,如完成项目检查表的适用程度、检查表是否合理、各种告警是否充分 and 正确、BIT 执行时间长短是否恰当、BIT 指示清晰度和精度是否满足要求等。机械试验包括天线扫描速率检查,对大幅值扫描 10 次足够;对小幅值扫描,需做 20 次。检查天线扫描范围和限制,一般大范围搜索,小范围跟踪。通过俯仰机动可以检查雷达俯仰机械特性和限制,同时通过滚转机动,检查横向机械特性和限制;通过最大过载和速率机动试验检查天线工作稳定性;通过改变速度、扫描角和视角以及不同的地形、地物环境的雷达成像检查雷达非机动地图特性;同样通过不同的地形、地物和标志,以及它们的布位和排列,检查雷达探测距离、距离分辨率和方位分辨率。在地面布置一个雷达反射器阵列,将其中一个换成 20dB 差值小于周围其他反射器,检查雷达地图功能变化和动态探测距离。关于雷达测距和测方位精度,可以采取地面可见物到飞机的距离和方位与雷达测得的值进行比较而求得。多普勒波束锐化模态,有很多独特的试验,由于都要用到快速傅里叶变换(FFT)方法进行数据处理,FFT 的规模和速度会影响许多性能参数,主要性能因子是凹槽宽度(Notch Width)和建立时间。凹槽宽度可以通过转弯飞行,直至目标出现在凹槽的边缘,左右换向转弯飞行,也可模拟攻击来检查凹槽宽度。波束锐化建立时间可以从第一张地图开始计时,从一系列绘图完成,记录平均时间,还要通过实际模拟攻击任务检测地图绘制时间。在上述各分项试验完成后,可以通过与导航、模拟攻击、武器火控系统等综合试验,给出对雷达空/地功能和特性的综合评价。

(3) 雷达空/空模态试验

雷达空/空模态主要包括如下内容:

- 测距精度;
- 测距分辨率;
- 最小探测距离;
- 距离探测盲区;
- 测距模糊区;
- 模糊距离;
- 最大探测距离;
- 方向探测精度;
- 角分辨率;
- 速度探测精度;
- 速度分辨率;

- 最小探测速度;
- 速度探测模糊区;
- 模糊速度;
- 天线扫描和显示稳定性。

测距精度试验是通过载机与目标之间相对运动,用其他测量手段与雷达测量数据比较而求得,包括所有模态、上视和下视、接近和拉开、不同接近与拉开距离和速度等。测距分辨率试验的方法是:用两架类型相同、速度和方向相同、RCS 相同但彼此之间距离改变的目标机,按照不同的相对运动组合,载机跟踪探测两目标机的距离,直到最小的可分辨距离。最小探测距离是指目标回波遮挡而不能正确探测的距离,通过逐渐缩小距离的目标尾后探测,直至目标丢失。这种试验应防止与目标危险接近。由于目标回波遮挡使得无法探测目标的距离称为盲距,多种盲距就形成盲区,盲区大小取决于雷达的脉宽。试验方法同最小探测距试飞,只是要注意雷达目标消失可能是速度盲区还是其他干扰造成的。试验设计时应尽可能避免干扰和盲区速度。试飞高度可以高一些,而且雷达上视,如载机高度 4500m,目标机高度 6000m。为了减少目标消失的延迟,应选择单线短时扫描,最小航向角。模糊距离是指由于二次反射波造成的测距误差,试验方法仍然是改变飞机到目标接近距离直到距离指示异常,同样为减少地杂波干扰或其他飞机干扰,试飞航线应刻意选择,而且多做几次以得到较正确的统计值。最大探测距离是指对于规定的目标 RCS 和环境条件,雷达探测到的最大距离。试验方法是目标机和载机以一定的高度差或侧向距离相对运动,从最大可测距离之外逐步接近,直到雷达捕获目标。探测方位角应保持在 $\pm 5^\circ$ 之内变化,避免目标 RCS 较大改变,雷达单线短时扫描。雷达测向精度是通过雷达测试数据与真实航向相比较而求得,真实航向可通过雷达测试点处一架或两架飞机的飞行航迹提供。雷达角精度是指可测出同一方向的两个目标分离的最小角度。试验方法是两架目标机从开始没有分离,然后两个目标增加分离角,直到载机雷达能够识别的最小角度。这个角度可以是方位也可以是俯仰。应注意两架目标机的距离和速度以及它们的 RCS 应尽可能相同,并要监控两架目标机之间的距离,防止危险接近。

雷达角模糊性是指雷达接收目标侧偏反射信号而造成模糊,对于相位单脉冲系统,目标偏离瞄准线超过容许的角度。这个值可以通过改变目标视频和雷达对准线之间的角度,直到雷达显示异常时所测试的角度。雷达的速度分辨率的试验是通过对两架目标机相对的经向速度测试而得到。起初两架飞机速度基本相同,然后逐步扩大它们之间的速度差距,直到雷达所测定的最小速度差。这两架目标机的距离、方向和 RCS 应该相同。雷达的速度测量盲区是由于目标杂波回传,或者是杂波滤波器本身的问题导致无法测量所形成的盲区。通过试飞就是要确定任何速度盲区的位置和范围。速度测试盲区是一个频域的概念,速度盲区的宽度取决于杂波滤波和速度,通过改变目标机相对的经向速度分量,直到雷达显示信号丢失。应该在所有相关的雷达模态和相对目标的空间态势,包括低高度下视状态以及接近和拉开状态进行这种试飞。模糊速度是脉冲引起的频率混迭而造成的速度模糊,试飞方法就是改变载机与目标机相对的经向速度直到雷达速度指示丢失。

雷达天线扫描和显示的稳定性是相对地面而言,而不是相对飞机。通常无论是天线转动角度和速度都受到限制,因此需要通过试飞来确定这些限制。试验的方法是跟踪一个目标,在跟踪过程中改变飞机的姿态角和角速率,直到雷达扫描中断,此时对应的天线扫描角和角速率就是限制值。载机通常是尾后上视为宜,飞机姿态角改变包括俯仰、滚转和偏航。对于

雷达本身的上述试飞完成后,要进行雷达与其他系统,特别是火控系统的综合试飞,上一章的空/空、空/地和导航主模态试飞是对全机系统的考核,也是对雷达系统的考核。

8.7.3 雷达截面积测量试飞

(1) 雷达截面积(RCS)的测量原理

雷达截面积是当代飞机研制的重要指标,对于民用飞机来说希望 RCS 越大越好,以便于交通管制和引导;反之,对于军用飞机来说, RCS 越小越好,以便对敌具有更好的隐蔽性。当前所有军用飞机,乃至车船都有隐身要求。所谓 RCS 实际上是将一个复杂的运动体等效一个具有等效半径 R 的金属球,这个金属球对探测雷达波的反射特性就等效于被探测物体的反射特性,反射面积为 πR^2 。飞机 RCS 是设计出来,它与飞机几何形状、表面状态 and 结构分布相关,也与飞机材料相关。对于飞行试验工作者来说,对飞机 RCS 的测量是一种非常重要的任务,其重要意义在于:

- 通过测试飞机 RCS,验证其是否满足设计指标,进而优化飞机研制;
- 通过测试,为采购方进行技术把关,为用户负责;
- 隐身与反隐身共存,通过 RCS 测试,探测反隐身途径,为反隐身雷达研制提供数据。

目前除了数学模型计算外,对 RCS 测试主要有三种手段:微波实验室探测、地面试验场和空中飞行测量。前两种手段有时称之为静态测量,而飞行测量称之为动态测量。与其他许多专业一样,例如,空气动力学、结构动力学等专业一样,单靠某一种试验手段将是不行的。微波暗室试验有许多优点,试验效率高,重复性好,可以通过屏蔽手段使被试对象与背景噪声隔离等。但是由于被测试模型小,飞机不能运动,许多细节无从考虑,而真正的隐身飞机对细节是很敏感的,比如,美国隐身飞机 F-117 每飞 1h 就要花 9h 的维护时间,主要时间花费在飞机维护口盖接缝的处理上。这就是说,在微波暗室试验的飞机模型无法完全反映真实飞机的隐身特性。外场地面试验可以做到全尺寸飞机的试验,而且通过旋转平台可以在测试雷达不动的情况下,从各个方位测试被试对象 RCS 特性,但是支撑平台的屏蔽,飞机运动部件,如发动机转子、螺旋桨旋转、直升机旋翼等,加上不同频段测量雷达的距离调节,地面噪声环境等影响,都有一些难以解决的困难。从这个意义上讲, RCS 的空中测量,或者动态测量,是必不可少的。正确的做法是各种测量手段相互配合和印证,通过分析得出正确的结果。

飞行时 RCS 的测量原理如下:

按照雷达方程,在测量雷达照射目标时,目标对测量雷达的散射截面积可用下述公式表达:

$$\sigma = \frac{(4\pi)^3 P_r}{P_t G^2 \lambda^2} R^4 L_p L_m L_t L_r \quad (8-9)$$

式中: σ ——目标的雷达截面积;

P_r ——雷达接收目标的回波功率;

P_t ——雷达发射功率;

G ——天线增益;

λ ——雷达波长;

R ——雷达天线到目标的距离;

L_t ——发射支路损耗;

L_r ——接收支路损耗;

L_m ——大气传输损耗;

L_p ——极化损耗。

$$\text{令 } K = \frac{(4\pi)^3 L_p L_t L_r}{G^2 \lambda^2}, \text{ 则 } \sigma = \frac{K P_r R^4 L_m^2}{P_t}$$

这个公式可以转换为:

$$\sigma(\text{dB}) = K(\text{dB}) + P_r(\text{dB}) + 4R(\text{dB}) + 2L_m(\text{dB}) - P_t(\text{dB}) \quad (8-10)$$

式中, 常数 K 可利用已知 RCS 的标准金属球校准得到, 即:

$$K = \frac{\sigma_s P_{ts}}{P_{rs} R_s^4 L_m^2} \quad (8-11)$$

用 dB 表示为:

$$K(\text{dB}) = \sigma_s(\text{dB}) + P_{ts}(\text{dB}) - P_{rs}(\text{dB}) - 4R(\text{dB}) - 2L_m(\text{dB}) \quad (8-12)$$

式中: σ_s ——标准金属球的雷达截面积;

P_{rs} ——标准金属球的回波功率;

P_{ts} ——测量雷达的发射功率;

R_s ——标准金属球与雷达天线的距离;

L_{ms} ——定标时的大气损耗。

利用 σ 和 K 的计算公式, 即可求得被测飞机的 RCS。

从上述公式可以看出, 要测试出目标的 RCS 值, 关键是 P_r 和 K 。

当前对飞机探测的雷达来说, 主要包括 L, S, C, X, Ku 和 Ka 六个波段, 它们的频率范围是:

波段	L	S	C	X	Ku	Ka
频率/GHz	1.2 ~ 1.4	3.1 ~ 3.4	5.5 ~ 5.9	9 ~ 10	14 ~ 16	34 ~ 36

(2) RCS 试飞测量方法

对于一个试飞测试基地来说, 应该配置覆盖上述表列频段的测试雷达。通常情况下, 将这些测试雷达放在地面, 对空测量飞机 RCS 值。为了获取不同视向范围的 RCS 数据, 需要采取不同的飞行方法, 常用的试飞机动剖面如下:

- 对站俯冲、背站爬升: 主要用于获取目标迎头和尾后的 RCS 数据。
- 侧站水平盘旋: 主要用于侧向 RCS 数据。
- 背对站飞行: 主要用于目标背部 RCS 数据。
- 组合航迹法或梅花瓣飞行法: 类似测量飞机天线方向图的方法, 主要用于测取全向 RCS 数据。

实际试飞过程中究竟采取什么试飞方案, 取决于下述因素:

- 战术技术指标要求: 在飞机研制总要求中, 如果规定了迎头 RCS、尾后 RCS 和正侧方 RCS 等数字要求, 那么试飞中应该选择适当的飞行剖面, 测取这些特定的 RCS 值;
- 取决于试飞条件: 这些条件包括测试雷达布点, 周边环境和空域, 例如低空大气环境稳定程度和空中交通拥挤程度等; 还应视被试飞机的性能和试飞员水平, 能否精确地保持

飞机姿态和飞行航迹;

- RCS 计算模型和地面试验设定和条件: 为了验证 RCS 设计模型和地面试验结果, 要求试飞中尽可能按照 RCS 计算模型的假定条件和地面试验的相对关系安排飞行试验, 以便进一步利用这些手段去扩展试飞结果和结论。

由于影响 RCS 试飞结果的因素非常多, 为了较准确地得到 RCS 值又不致使得飞行架次过多, 通常的做法是突出重点, 兼顾一般, 比如, 对目标迎头、尾后和正侧方测量为主, 其他状态如机动飞行, 仅作演示性试飞。

图 8-9 为被测试飞机与地面测量雷达站的相对位置和坐标关系图。

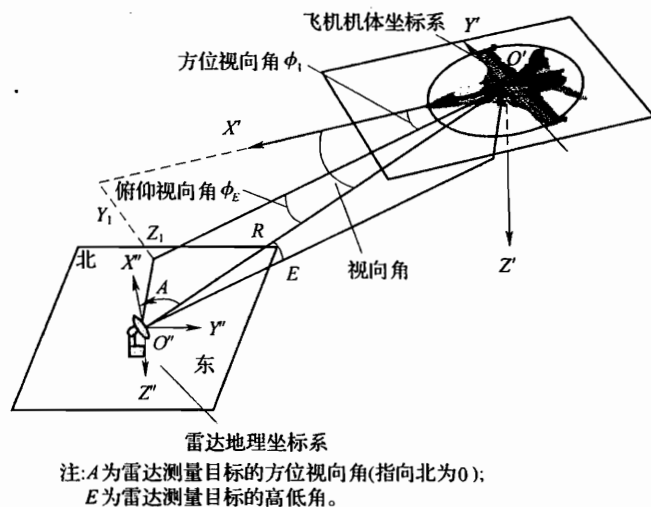


图 8-9 RCS 测量的坐标系和视向角

(3) RCS 试飞测量标定

对 RCS 试飞测量的另一个重要环节是 K 值的标定, 它是用一个已知 RCS 的标准金属球, 对 RCS 的测试雷达进行标定。由于 K 值涵盖了雷达损耗、大气衰减等不确定因素, 是计算 RCS 的关键参数, 因此对标准金属球应精心选择。首先是金属球的散射特性, 同时要考虑到金属球的尺寸。为了节省试飞架次, 对于同一次飞行各种波长的测量雷达可同时进行测量, 因此金属球的尺寸和对测量站的距离应进行统筹考虑。

按金属球载体划分, 通常雷达标定的方法有两种: 气球拖带和直升机拖带金属球。通过探空气球悬挂金属球, 定位在预定的位置和高度, 测量雷达对其 RCS 进行测量。由于金属球相对测量雷达位置固定, 标定时不能消除大气衰减的影响, 且实时性差, 易受气流扰动, 并容易对其他飞机飞行造成干扰, 为此这种方法逐渐被淘汰。当前用直升机拖曳金属球对测量雷达进行校准的方法采用较多, 因为实时性好, 位置和高度可控, 同时可以补偿大气环境的影响。

(4) RCS 试飞测量中应该注意的问题

雷达 RCS 特性的动态测量是一项非常复杂的工作, 从测量设备研制、飞行规划、测量标定和数据处理每一个环节都很重要。但这又是一项非常重要的工作, 它直接关系到飞机的作战效率和飞行安全。为了做好这项工作, 这里需要特别提出应该注意以下几方面的问题:

- 飞机 RCS 测量应该由飞机设计师、地面试验工程师和试飞工程师共同合作完成, 其中一支非常专业、经验丰富的试飞队伍, 包括试飞专家和试飞员队伍是决定性的, 否则的

话,试飞下来的一大堆数据将是杂乱无章的、不可用的;

- 被试飞机的飞行航迹要求必须精确,重复性好,因此选择优秀试飞员、良好的地理条件、低空大气条件和电磁环境、良好的测试和引导等都是非常重要环节;

- 被测试飞机飞行与雷达站之间距离应该精心选择,既要满足 RCS 测试的远场条件,又要兼顾各种频段测量雷达的作用距离,还要考虑目标的反射波所带来的距离模糊影响;

- 直升机携带金属球的标定试飞相当重要,要结合考核飞行距离和金属球尺寸适合于各种测量雷达,投放金属球的绳长应足以避免直升机本身散射特性的影响,此外还必须注意标校时间,最好与被试飞机飞行同时,与被试飞机飞行区域相近;

- 最后一个环节也是最关键的环节是数据处理和分析。其中除了考虑飞行航迹、姿态、大气条件、地杂波、雷达付瓣触地等复杂因素外,飞机本身的构型,包括修正大气扰流而形成的操纵面运动等。面对这些复杂的参变量,建立适于飞行试验数据处理的 RCS 数据模型,通过试飞数据的参数辨识,分离各参数的影响,最后通过经飞行验证的数学模型去计算各种状态下的 RCS 特性是一条有效途径。

特别应该指出的是,空中 RCS 测量是一项值得发展的试飞手段。其基本思路是将 RCS 测量雷达安装在一架较大的载机上在空中对被测试的目标进行 RCS 测量,例如,美国 NC-130 载机安装雷达测量吊舱作为空中 RCS 测量平台,这种方法的最大优点是根本上消除了地面背景的影响,在完全真实的环境中对目标进行 RCS 测试,测试结果更真实可信,尤其是对高频段的 RCS 测量更为适用,这种手段的缺点是测试成本较高。随着航空电子技术的不断发展这种 RCS 测量手段应该重视。

8.7.4 光电系统试飞

光电系统是当代军机最重要的武器系统之一,它利用目标的光散射特性,对目标进行探测和跟踪,引导导弹武器指向目标,或对本机进行告警。光电系统的试验研究和技术鉴定是飞行试验者的重要任务。

当前应用范围最广、技术最成熟的是红外武器系统。从图 8-10 可以看出,假设大气环境温度在 $20 \sim 30^{\circ}\text{C}$ 之间,即 300K 左右, $8 \sim 12\mu\text{m}$ 范围的波长目标散射功率最强,而图 8-11 可以看出,这时的大气透射特性也提供了良好的窗口,这就是当前前置红外系统所使用的频段为 $2 \sim 14\mu\text{m}$ 。

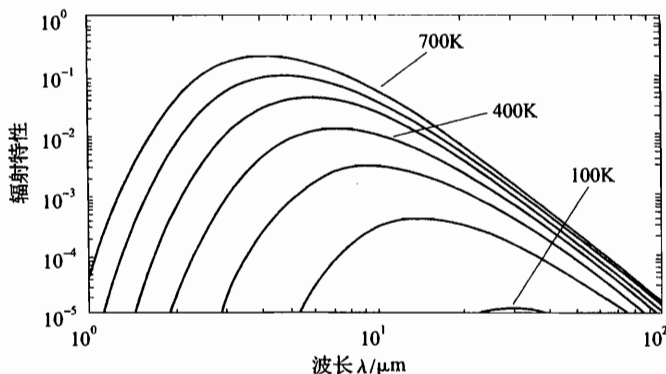


图 8-10 波长与辐射特性 (普朗克定律)

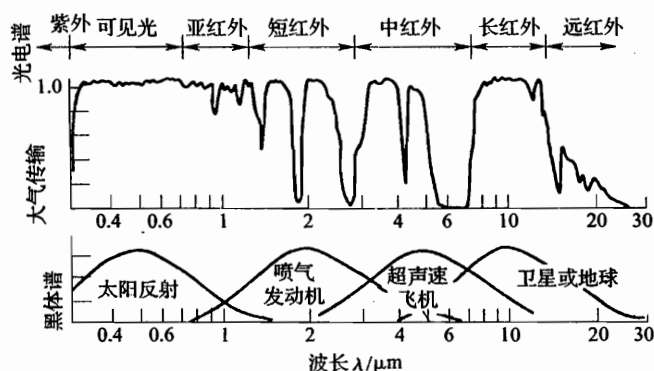


图 8-11 典型光电目标谱

光电系统试飞目的是确定光电系统的特性, 包括:

- 确定最小的分辨温度和对比度;
- 确定静态和动态分辨率;
- 找出飞行速度与飞机安装对性能的影响;
- 验证在作战环境中的传感器性能。

光电系统主要试验内容包括:

- 冷却试验;
- 飞行前检查, 包括 BIT 检查;
- 显示和操纵;
- 对准;
- 扫描限制和扫描速率;
- 视场角;
- 视线漂移速率;
- 静态分辨率;
- 瞄准精度;
- 相关视场 (FOR);
- 转动角、角速率和稳定性;
- 最小探测距离;
- 最大探测距离;
- 飞行速度对分辨率的影响;
- 动态分辨率 (飞行分辨率);
- 视线稳定性。

光电系统试飞前首先要对系统进行冷却, 以降低探测器温度噪声, 增加传感器探测能力, 当前使用冷却剂是液氮或氩。系统每用一次都要冷却一次。可见光和某些新型传感器不需要冷却。另一项地面工作是按说明书逐项检查, 然后进行系统 BIT 测试, 检查系统是否工作正常和故障诊断能力。在试飞过程中试飞员应该对系统的操作和显示做出评定。光电系统应该在地面使用专门的设备进行对准试验。

在搜索试验中对探头跟踪能力和扫描范围应进行检查, 通常在方位 0° , 90° , 180° ,

270°和俯仰0°, $\pm 30^\circ$, -60° , -90° 范围进行检查。方法是在机身下面画出若干标志线,或在吊舱等其他可用的表面作标志线,包括90°和270°方位角。在这些标志线上放置点光源或红外源,检查探头旋转角度和显示数据。对于俯仰角也采用类似方法,只是要寻求合适的标志点。扫描速率试验与上述试验可同时进行。传感器视场角也可在类似的试验中测得。传感器的漂移需要通过试验来确定,主要是对于每个视场角,测量某一个时间间隔内,如0.5, 1, 5, 10min等,光点移动的角度。这个角度可通过传感器光线在前面放置面板上形成的位置差除以已知的距离。

静态分辨率试验也是在地面试验场进行,其试验结果可作为飞行试验的基础,力求得到最好的传感器系统安装性能。试验需要一套设施,包括180in(约457cm)的准直镜、热源校靶和测试设备,试验期间,试验场所的温度应保持不变。通过不同空间频率的靶栅和靶温确定最小可识别的温度,即传感器静态分辨率。图8-12为试验方案和设施,图8-13为试验结果。

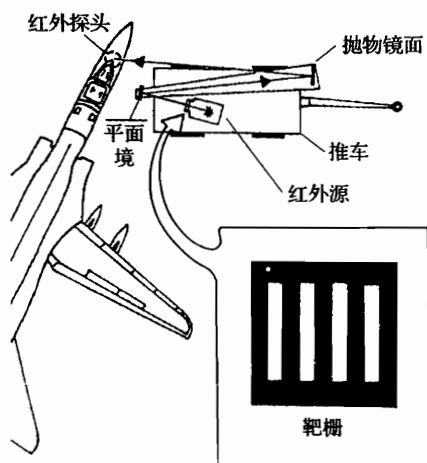


图8-12 地面分辨率试验

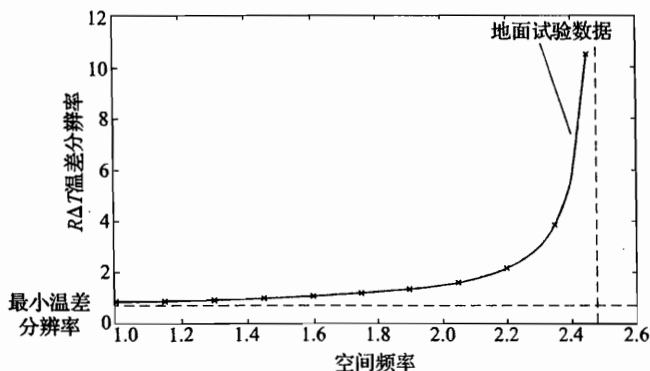


图8-13 最小温差分辨率

瞄准精度试验也很重要,因为当雷达发现目标后可能将目标分配给光电传感器进行瞄准,光电传感器必须精确地扫描并抓住目标。因为雷达分配的靶标点是已知的,光电传感器抓到的点位与该点已知点位的误差即可求得。通过一定试验样本统计即可获得光电传感器的

精度。相关视场 (FOR) 是指飞机在战术机动中传感器受飞行轨迹的影响的视场。检查的方法是在直方图上画出所有挡住传感器视线的点, 把这些点连接起来即可得出可能挡住传感器视线的区域。最后通过飞行试验确认地面试验结果。

光电传感器必须在战术机动中使用, 因此传感器转台的角度限制、角速度及其稳定性试验非常重要。试验应在所有视场角进行, 试验程序是:

- 飞行预定的高度和速度;
- 调整传感器到最佳显示和设定;
- 操纵传感器使瞄准符号压在选定的目标上;
- 执行战术机动, 检查飞机机动对传感器的显示和图像质量的影响。

试验机动作有:

- 保持机翼水平拉杆和推杆操纵飞机, 直至飞机性能限制或传感器显示异常;
- 以 15° 的增量, 分级增加滚转角进行转弯机动, 直至飞机性能限制和图像异常;
- 左右航向操纵, 从 $1/2$ 脚蹬行程到飞机性能限制或传感器工作异常;
- 在试验飞行包线范围内组合机动, 评定传感器平台性能;
- 转换到其他传感器模态, 重复上述试验。

最小探测距离对传感器使用具有重要意义。试验的目的就是确定最小跟踪距离, 这个距离实际上是受传感器头部机械限制。试验方法在目标的上方飞行, 传感器 90° 下视, 检查传感器信号消失和图像质量。试验程序是:

- 飞到预定的飞行剖面;
- 调整传感器到最佳图像质量;
- 确认窄视场 (NFOV) 设置;
- 相对目标过顶飞行并跟踪目标, 检查系统性能。

最大探测距离对传感器使用也具有重大意义, 因为这决定了传感器能否及早发现目标类型, 并提供目标数据。对试飞工作者来说, 对最大探测距离应明确三种定义:

- 最大探测距离: 指驾驶员通过显示确认能识别目标出现, 从而可以修正航向指向;
- 最大分类距离: 指驾驶员确实能断定目标类型, 比如, 是军舰还是坦克, 从而可以准备武器系统;
- 最大识别距离: 指驾驶员确实能确认目标是军舰或坦克型别, 是敌还是友, 从而可以投入战斗。

试验条件应针对白和黑两种热极性, 并应针对各种典型的目标。试验应取得一定的数据样本, 并具有重复性, 例如利用特殊的靶标。试验程序如下:

- 以预定的高度、速度和航向飞向靶标;
- 设定传感器最佳显示、视场角和极性;
- 截获目标 (可以用雷达协助);
- 确定最大探测距离;
- 选择窄视场 NFOV (如果不能确定分类和识别距离)。

大多数光电系统都有一个性能最好的速度或速度带。当然最好的状态是在全包线范围内性能都好, 但一般难以做到。因为空气动力和结构弹性可能引起传感器振动, 从而影响传感器性能, 如目标区分能力。确定速度对传感器的影响 (如瞄准线振动) 是飞行试验的重要

内容之一, 试验程序如下:

- 设定光电试验靶标, 靶条与背景之间温差差约 10°C ;
- 以预定的高度、速度和航向飞向靶标;
- 调整传感器显示, 试验在窄视场角和白、黑两极性状态进行;
- 确定靶标位置, 此时可使用雷达定位, 也可以事先将靶标位置装订到系统并显示给驾驶员;
- 当显示器上出现可分辨的信息, 对应最大距离驾驶员做一标记, 并记录此时的距离;
- 以每次 10kn (18.52km/h) 的速度差重复上述试验过程。

在完成上述过程, 确定了最佳的飞行速度后, 再利用这个飞行速度针对所有飞行剖面进行实际的分辨率试验。

动态分辨率是前视红外系统的一个重要定量试验。如果考虑经费, 分辨率可以只在最佳速度上进行, 然而如果需要检查传感器全面性能, 则需要许多速度上进行分辨率试验。试验还是利用同一靶标, 试验过程同上, 只是每次试验进入时靶标温度需要改变。从速度分辨率试验时的高温差开始, 逐步降低温差, 最后得到完整的温差相对空间频率曲线。如果传感器有多种视场角, 可以从最窄场角开始, 一直到最大视场角。

通过搜集上述各种试验数据分析, 主要是比较地面和飞行分辨率的数据, 确定 FLIR 的视线稳定性。

图 8-14 为飞行速度对分辨率影响的例子。

图 8-15 为飞行分辨率试飞结果的例子。

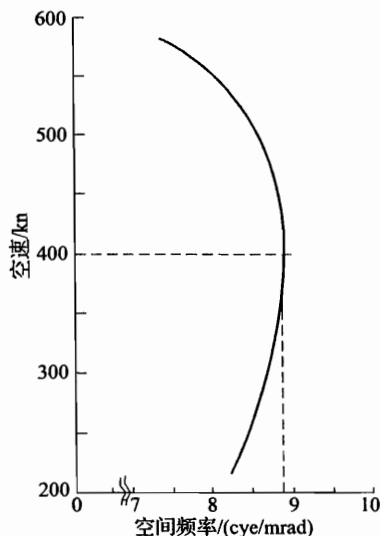


图 8-14 飞行速度对分辨率影响

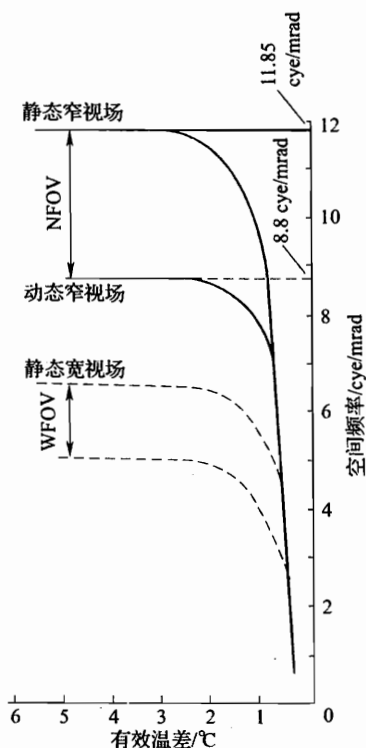


图 8-15 飞行分辨率数据

从上述 FLIR 试验过程分析, 可以得出如下结论:

- 光电系统试验必须是地面试验和飞行试验相结合;
- 光电系统试验必须有良好的地面靶标等设施;
- 光电系统试验是一项试验技术复杂的规模很大的试验, 要求周密的计划, 要求试飞队伍, 包括试飞员队伍有很高的素质。

8.7.5 红外目标特性试飞

目标与环境的光学特性是指在光学波段 ($0.01\mu\text{m} \sim 1000\mu\text{m}$) 的目标与环境的光辐射和光散射性。本节重点研究红外辐射特性, 分为辐射亮度空间分布、辐射强度、辐射光谱特性等试飞测量。目前武器制导的基本体制是毫米波 (雷达)、红外和激光。对于现代飞机来说, 对雷达和红外探测的隐身技术取得了很大进展, 但相对雷达隐身红外隐身似乎更加困难, 例如, 美国 F-22 的隐身特性取得了举世瞩目的成就, 据称其 RCS 仅相当于 F-15 的 $1/1000$, 而红外隐身只相当 F-15 的 $15\% \sim 40\%$, 这就给对方的红外探测跟踪和制导提供了较大可能。也就是说, 红外探测, 特别是最近出现的远程红外探测与跟踪技术 (IRST), 成为反隐身技术的重要发展方向之一。

红外辐射特性的动态测量与研究, 不仅对未来战场感知、战术应用和生存力评估具有重要意义, 而且对武器装备的隐身特性的评估和鉴定, 为采购方合同的技术把关也具有非常重要的意义。

与 RCS 的测量一样, 红外辐射特性的试验研究同样包括静态测量和动态测量。静态测量是指飞机停在地面, 在发动机开车的情况下, 利用相关的测试设备, 进行红外特性测量; 动态测量是指被测对象在运动状态, 即飞行状态, 利用携带专用测量设备的飞机对目标进行试飞测量, 或专用设备在地面, 飞机相对地面站飞行。

红外辐射特性测量, 无论是静态测量还是动态测量都应在同一基地进行, 原因有二: 一是飞机都是在全热状态下包括发动机各种状态下的开车状态进行试验测量, 被测飞机无论在地面还是空中最好是同飞机和同状态。应该知道, 即使是同一型号发动机, 不同的个体, 安装在同型号但不同架飞机上的热状态也有区别, 何况还有地域和季节等影响。二是使用的技术、测量的方位角和数据处理方法应该协调或一致, 以便空/地试验结果的对照分析。

在地面试验中, 发动机应在慢车、最大、加力等各种状态下开车, 测量设备与飞机之间的方位角应为 $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 30^\circ, 40^\circ, 90^\circ, 135^\circ$ 和 180° , 用宽频带辐射计来检验所有的红外辐射信号, 包括波长 $1 \sim 3\mu\text{m}, 3 \sim 5\mu\text{m}, 8 \sim 10\mu\text{m}, 10 \sim 12\mu\text{m}$ 和 $12 \sim 14\mu\text{m}$ 。当然在地面试验中, 只能完成平面方位角的测试。

在飞行试验中, 试验环境和飞机状态更接近战斗使用状态, 除了要满足平面方位角的测量外, 还应满足俯仰方位的各种视场角的测量。具体来说, 方位角与地面试验一致外, 俯仰角还应为 $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 30^\circ, 40^\circ$ 和 90° 。试验飞机与辐射测量仪之间的距离应尽可能小。目前机载测试吊舱通常采用两频段的辐射计, 即 $3 \sim 5\mu\text{m}$ 和 $8 \sim 10\mu\text{m}$, 同时还应采用具有 $0.05\mu\text{m}$ 分辨率的光谱仪进行光谱辐射测量, 以便确定发动机排气尾焰红外辐射的光谱分布特性, 还应采用红外热像仪记录被测对象, 特别是发动机尾部和排气尾焰的热像图。

飞行器的红外辐射控制应针对点源和成像的红外导引头进行, 具体分类见表 8-4。

表 8-4 飞行器红外辐射控制分类

等级	控制内容
一级	对 3~5 μm , 点源和成像控制, 同时对 8~14 μm , 成像控制
二级	对 3~5 μm , 点源和成像控制, 或者对 8~14 μm , 点源和成像控制
三级	对 3~5 μm , 点源控制

三级控制等级的选用原则是:

- 如对抗目标为双通道成像红外导引导弹或IRST, 选一级;
- 如对抗目标为单通道成像红外导引导弹或IRST, 选二级;
- 如对抗目标为非成像红外导引导弹, 选三级。

此外, 许多飞机还有应急避弹措施, 如抛放诱饵红外弹。飞行试验中应该针对各类控制级别, 进行考核验证。对于点源措施的考核, 一般应选择冬季阴天或夜晚进行; 对于成像控制的综合效果检查, 一般应在夏季白天和晴朗天气进行。对于应急措施也要通过试飞考核其有效性。

对空中飞行器红外特性的试飞动态测量也可以像用地面测量雷达测试对站飞行器的 RCS 一样, 利用地面红外特性地面站, 测量对站、绕站和背站飞行的飞机的红外目标特性。世界上的航空大国有许多红外动态特性测量空中实验室, 如美国空军 NKC-135 飞行红外特征技术验证机 FITA (Flying Infrared Technology Aircraft)。1995 年投入使用的 FITA II 型上安装的设备包括 8 台红外热像仪、3 台干涉光谱仪、2 台辐射计、2 台 CCD 电视和 2 台照相机。这种试验机几乎能测试所有感兴趣红外波长信号, 为大量飞行器提供了光谱和辐射空间分布特性, 包括对低可探测性的 B-2、F-117 和 F-22 的红外特性研究。NASA 的 ER-2 红外特性试验机装备各类测试设备达 35 种之多。总之世界上各航空大国都拥有完备的红外特性测试机, 包括超声速红外特性试验机。

对于地对空测量方法如下:

通过安装在光电伺服转台上的三类红外测量仪器同时测量飞机的红外特性, 包括用红外辐射计测取飞机的红外辐射强度, 用光谱辐射计测取飞机光谱辐射强度, 用热像仪测取飞机的热图像, 通过红外光谱辐射强度和热图像可解算出飞机红外辐射强度数据。

背景辐射特性测量是利用反引导模块引导系统按飞机航迹对背景辐射特性进行测量, 使光电伺服转台能够按原飞机测量航迹回扫。这种返回轨迹测量应尽可能及时。对歼击机而言, 红外测量一般采用通场平飞、绕飞等进行地对空测量; 对直升机而言这种地对空测量更加方便和有效, 一般分别在悬停、平飞、爬升、下降等飞行条件下进行, 悬停的方位角一般为 0°, 30°, 60°, 90°, 135°, 180°, 225°, 270°和 315°。

对于空/空动态红外辐射特性主要用红外测量吊舱进行, 一般分如下几种情况:

- 飞机上半部分的红外测量;
- 飞机下半部分的红外测量;
- 弹目交会情况下的红外测量;
- 红外干扰弹红外辐射特性测量。

对于飞机侧面部分的红外特性测量主要采取被测试飞机与红外测量吊舱载机进行编队飞行。测试飞机与被测试飞机处在同一平面, 在各种方位角的情况下测量; 测试飞机在被测飞

机上方,测试吊舱下视对被测试飞机的上半部分进行测量。红外测试吊舱可以正挂,也可以反挂,前者对目标进行尾后追踪测量,后者进行迎头测量。对被测试飞机下半部分测量分两种情况,在低空可以利用地对空测量,飞机对站绕飞,如被测飞机飞行高度高,可以将测试设备安装在较大型的运输机的上表面,被测飞机在测试飞机的上方飞行和绕飞。

弹目交会红外特性测量是指红外制导导弹的导引头对目标红外特性的测量。由于导弹对目标是一个由远及近的过程,即开始段距离远,终段距离近,为了反映这个过程,一般采用逆过程测量,即携带测量吊舱的载机与目标机由近及远进行测试。对于尾后测量,两机编队距离很近,开始测量后目标机加速和/或测量机减速。对于迎头测量,测量吊舱反挂,开始测量后,测量机加速和/或目标机减速;对于目标机侧向测量,测量机的测量吊舱反挂,两机平行编队,测量开始后,测量机向左或向右以 45° 角改变航迹飞行,对目标机的侧向红外特性进行测量。

对于红外干扰弹的红外特性测量可以根据事先协调好的空中位置进行迎头、尾后或侧向进行测量。

应该强调的是,在外场红外测量时,由于受外场环境的温度变化,测试设备自身辐射和反射,电子部件稳定性等因素均会对测试结果产生一定的影响,为了减少或消除这些不定因素的影响,需要在测试之前或测试之后对红外测量仪器进行定标。其中利用特殊手段对测试目标进行实时空中定标将是发展方向。

最后应该特别说明的是,现代战斗机,如F-117、JSF、F/A-22,以及RAH-66“科曼奇”直升机等,都具有低可探测性,采取了很多红外抑制措施。如F/A-22采取的减弱红外辐射强度措施有:

- 有利的喷流冷却矩形(二维)喷管;
- 垂尾、平尾与尾撑后延,遮挡喷管辐射;
- 机翼蒙皮采用红外抑制涂料,降低超声速巡航产生的气动热;
- 利用机内燃油降低蒙皮气动热等。

针对这种情况,如何通过试飞鉴定和评估这些低可探测性目标的红外特性,必须采用更先进的红外测量技术和方法。美国爱德华空军基地用F-15B飞机挂载ATIM IV吊舱对F-22进行了红外特性测量。综合起来,当前低可探测性目标的红外特性测量技术有如下几个特点:

- 采用空、地测量和静、动测量相结合的综合手段,强调空中动态红外特性测量;
- 先进的、多功能的、使用方便的红外测量吊舱;
- 近距离的空/空红外测量;
- 多频段、高动态范围的红外测量设备;
- 有持续的超声速红外测量能力;
- 测试飞机性能好,或多种测试机配合,与被测试飞机形成各种需要的测试态势;
- 实时红外空中定标,随时检查和修正仪器漂移;
- 加装其他机载测试设备,如机翼表面、发动机喷口等位置的温度和压力测量,以便与红外测试结果对照分析;
- 从实际使用出发进行空/空测量,适度进行一些机动状态下的红外特性检查,以考核机动状态中导弹、导引头探测和跟踪能力;

• 加强红外模型的建模和验模研究, 指导红外特性的试飞测量, 扩展红外试飞测量结果。

8.7.6 电子战试飞

电子战是一种军事行为, 即利用电磁能量去确定、发现、减少或防止对方使用对我有利的电磁谱, 而维护我方对电磁谱的使用。电子战大约可分为:

- 电子战支持 (ESM): 主要是搜集和实时分析对方武器系统的电子辐射, 以便采取相应的应对措施;
- 电子对抗 (ECM): 通过对抗设施或战术去反制敌方电磁控制武器的使用;
- 电子反对抗 (ECCM): 压制对方电子战, 确保我方电磁谱正常使用。

8.7.6.1 雷达告警接收器 (RWR) 鉴定试验

雷达告警接收器测量并分析对本机构成威胁的参数, 包括到达时间、脉宽、频率、幅值、极化和到达方位, 将这些参数与数据库背景参数对照分析, 即可得到威胁武器类型。

对 RWR 系统的设计、制造和试验必须考虑到:

- 探测困难: 因为现代武器系统信号是临时编程甚至特征参数是随机的, 如无线电频率、脉频、脉宽等, 这些变化给载机截获和识别带来困难;
- 监视频率范围宽: 通常必须监视全部无线电频宽范围;
- 非常大的动态幅值范围: 要求监测系统既要高灵敏度又要针对高、低电平幅值范围;
- 假信号的识别和处理: 一方面来自敌方诱饵干扰, 另一方面来自空间噪声。

信号一旦被获取, 数据处理和分析就要利用已知的各种威胁源数据进行对比分析, 以得出正确的结论。

RWR 应该进行充分的地面和空中试验, 必须包括如下内容:

- 误报和漏报;
- 天线覆盖和方向辨识能力;
- 传导损耗和驻波比测量;
- 系统灵敏度和威胁探测范围;
- 威胁源识别 (威胁模拟识别)。

(1) 误报试验

系统误报通常是因为噪声过大, 这种噪声可能来自机内电缆传导、飞机发射源 (雷达、无线电高度表等) 与 RWR 之间的干扰, 或者是 RWR 灵敏度过高。有的飞机曾经出现火控雷达与电子战系统不能同时开机, 影响作战使用。RWR 的误报原因必须完全查清原因, 提高 RWR 的可信度。RWR 的鉴定方法就是在地面和空中实验室的数据统计。当然应该剔除那些系统调试过程中尚未冻结的系统数据。RWR 应该有足够的灵敏度, 以便辨识真正的威胁源, 同时还应有足够的滤波能力, 滤除那些导致误报警的干扰信号。RWR 黑盒子的虚警鉴定极其重要, 特别是空/空、空/地雷达状态和无线电高度表对黑盒子的影响。高虚警率容易造成驾驶员工作效率降低, 有的飞机高虚警率过高, 以致使驾驶员关掉 RWR, 这等于是取消了它的功能。

试飞过程中, 试飞员和试飞工程师应该注意误报时间、部位和环境、EW 符号显示和飞机状态, 特别应该注意此时飞机其他系统哪些正好也工作, 以便分析误报的原因。

(2) 天线覆盖范围和方位探测能力

这个试验的目的是确定天线覆盖范围和探测方向的能力。这种试验通常在飞行中进行,因为这种试验要求发射机足够远,使得 RWR 接收的信号基本上是平面波(二维)。这样大的距离地面试验是达不到的。平面波对于保证系统方向探测的精度是有利的。为了进行这种试验,应该有一个特性已知的稳定的辐射源,一旦信号被探测,检查显示是否正确。不论是检测到,还是没检测到,还是显示不正确,都画出方位图,在 360° 的范围内重复试验。飞机以等距离围绕发射源正反时针方向绕飞。还要在保持航向不变的情况下爬升和俯冲,在各种飞机俯仰角和滚转角的情况下,相对辐射源飞行。然后对这些数据统计分析。

试验中注意辐射源和飞机的时间同步、精确的飞机位置(可通过 GPS、INS 或激光跟踪器等)、辐射源的位置、飞机姿态和相对辐射源的视向角、航向、RWR 的显示和视频记录等,以便进行统计分析。

(3) 传导损耗和驻波比(VSWR)测定

传导损耗和驻波比测试在地面进行,保证飞机导线传导损耗不会引起 RWR 性能有明显的降低。试验必须覆盖所有使用的和被 RWR 检测的无线电频率范围。通过扫频方法进行端/端试验,这个损失加上 RWR 最小灵敏就是飞机上可接收到的最小电平辐值。同样通过扫频注入信号测试反馈到同一输入端的电平信号可以测得电压驻波比,实际上是检查系统的阻抗匹配。如果 VSWR 很小,说明阻抗匹配合理,可以大大增强 RWR 的接收能力。

(4) 系统灵敏度和威胁源检测距离

系统灵敏度也是一项地面试验,用以评估 RWR 可探测的最小信号电平,确定探测距离。试验设备应能够模拟威胁源的宽横截面积,大功率输出。脉冲、脉冲多普勒和连续波信号注入到 RWR 天线端口并分析它们,试验开始以最低的功率输出,然后逐步增加直至威胁源能正确显示,这个注入值减去导线损耗就是系统灵敏度,对每一种威胁形式和天线方位重复这个过程。威胁探测距离可以通过辐射计输出功率求得。飞行试验只是验证威胁探测距离,并考虑大气因素。

(5) 威胁源的识别(辐射源识别)

威胁源的识别是指 RWR 区分截获的威胁是什么级别和类型,比如级别是早期告警、敌对飞机、面空导弹还是空/空雷达;类型是导弹的型号和类别。RWR 的存储系统具有各种威胁辐射源的特征识别数据表。每一个 RWR 天线端口都有一组从威胁模拟器输入的大截面雷达威胁信号输入,通过模拟评定显示符号的正确性、声响告警的清晰度、识别时间和通报时间等。如果没有威胁模拟器,或验证地面模拟结果,应通过飞行试验针对各种真实的威胁源进行飞行试验。

8.7.6.2 导弹告警系统鉴定试验

导弹告警系统(MWS)的基本任务是警告驾驶员,对方的导弹已经发射,以便让驾驶员采取相应措施,或放干扰弹,或规避机动,或两者兼之。MWS 的原理与 RWR 相类似,只是它探测的是红外信号 IR,而不是无线电信号 RF。现有的 MWS 只提供对方导弹点火时的红外信号强度和持续时间,并不能识别导弹类型和方位。如果有 4 个探测传感器可以提供方位,四个传感器可保证 360° 方位 $\times 45^\circ$ 俯仰角的覆盖范围。新的 MWS 可以隔离导弹点火温度和燃烧时间,因而可以区分导弹类型。这套系统与对抗投放系统交联,可以有效地对抗导弹威胁,更新的系统可与激光系统交联,它可以使对方导弹失效。

导弹告警系统的原理还与前面叙述的前视红外系统 FLIR 相类似,只不过不需要图像显示和记录。

MWS 必须进行地面和飞行试验,以考核其性能和功能,试验内容包括:

- 虚警;
- 光学传感器范围和视场角;
- 导弹威胁识别和方位;
- 系统灵敏度和威胁探测距离。

(1) 虚警检测

与 RWR 一样, MWS 应该进行虚警检测,主要方法是统计地面和飞行中虚警出现的次数。

(2) 光学传感器范围

光学传感器必须通过试飞鉴定,其方法是用特殊的视频摄像代替光学传感器,该摄像头的视场角与光学传感器相同,通过试验检查飞机可能的阻挡和视场角。

(3) 导弹威胁识别和方位

导弹威胁识别主要是通过威胁模拟器对每个光学传感器进行测试,将传感器感知的信息与数据库中的威胁源特征参数进行对比分析,检查显示符号、位置、声响告警清晰度、识别的时间、报警时间等。

(4) 系统灵敏度

MWS 灵敏度可以通过地面和飞行来检测。在地面试验中通过注入低能量信号,逐步增加,最后得出 MWS 可感知的最小信号电平。飞行试验主要检查环境背景和大气条件对测试结果的影响。飞行试验应覆盖各种地形,从人口稀少到人口稠密地区。可以用人造假信号源,包括大截面的人造目标进行试验。飞行试验还应覆盖大温差的时段。这些试验可以与虚警试验相结合。

8.7.6.3 激光告警系统鉴定

激光武器发展得非常迅速,它可以直接对人和飞机造成伤害,也可以作为武器制导。军用激光装备可分三种类型:

- 测距:激光测距可以对敌机、战场和其他目标进行距离测量,它可以为武器发射提供精确的距离信号;
- 制导:通过激光照射到目标上,利用激光反射能量引导武器系统的投射,特别是对地面和海上目标更有效;
- 激光乘波器 (beam rider):它是一种反飞机武器,使用激光操纵引导,由操纵者使用一种很宽光束发射激光进行操纵,当前尚无对抗的办法。

对激光告警系统试验同样包括虚警、传感器范围、威胁源识别和系统灵敏度测试。虚警的鉴定还是通过地面和飞行试验统计。与 RF 和 IR 不同,激光有很强的定向性,因此传感器试验距离范围要大,如近可为 300 ~ 600ft (约 91 ~ 183m),远可为 12000 ~ 18000ft (约 3660 ~ 5490m)。可以同时使用几部激光器以不同的方向和不同高度进行试验。有些试验在地面进行,激光器环绕飞机 360°照射,以不同的距离进行试验,以确定其易损性。地面试验完成后即可进行飞行试验,确定作战使用损伤距离。威胁源的识别原理与 RWR 和 MRS 相同。如果有可能可以利用激光威胁模拟器,试验可在地面进行,否则只有在飞行实际威胁环境中去考核。

系统灵敏度应该通过地面试验和飞行试验进行检测。在地面试验中通过滤波器调节系统接收的激光功率水平,直至测出系统最小可接收的功率水平。

应该重点指出,与光电系统试验一样,地面试验场试验和试飞测试应在同一试飞场地进行,以保证测试技术、条件、数据相关性等尽可能一致。

8.7.6.4 电子对抗系统鉴定

电子对抗系统(ECM)是利用电磁能量向敌方电子系统注入信号使其不能正常工作。通常不可能向所有敌方电子系统施加这种信号,只能选择哪些对已威胁最大的目标施行对抗。施行干扰的方法有三种:

- 播撒欺骗火球;
- 播撒欺骗箔条弹;
- 干扰隐蔽。

抛放诱饵的飞行试验必须包括如下内容:

- 抛放相容性;
- 安全分离;
- 雷达截面积;
- 红外特征;
- 电磁辐射对武器危害。

抛放相容性是指抛放电磁和红外干扰时不应与飞机结构干涉、不影响飞机飞行品质和结构破坏。这种飞行试验应在飞机使用包线内进行,而且应考虑战术机动过程中,飞机各舵面运动状态和飞机结构变形条件下进行检查。为了保证飞行试验安全,应该采取循序渐进方式,例如,速度增量 50kn (约 92.6km/h),高度增量 5000ft (约 1524m)、载荷增量 0.5g 等。应该使用光学经纬仪、GPS、遥测或伴飞摄影等监控和记录抛放过程,同时要注意本机和伴飞飞机安全以及它们之间的距离。为了使抛放的诱饵弹能够有效地干扰敌方导弹,必须测量诱饵弹的 RCS 和红外特性。RCS 和红外特性的测量方法已在上节作了叙述,本节不再重复。在地面试验场应该专门进行电磁辐射对武器危害试验,避免在复杂电磁环境中自动引爆武器弹药,包括诱饵弹。主动噪声干扰是 ECM 最普遍的形式。飞行试验方法是针对实际的地面和空中威胁雷达施加各种干扰模式,检查干扰效果,包括干扰范围和距离,其基本飞行剖面与 RCS 测量模式相同。

雷达干扰和雷达告警可以结合进行,进可以测试最小干扰距离,离可以测试最大告警距离。无论是进和离,还是对地对空,都应有一定的试飞样本,也应按要求有足够的空间方位数据。

8.8 本章小结

(1) 航空电子系统试飞是最复杂的试飞,随着航空科技和电子科技的迅速发展,航空电子试飞占型号总试飞工作量的比重已经超过 50%,周期长,成本高。航空电子系统试飞的关键是科学规划,尽可能采用综合试飞的原则,而且航空电子试飞要与地面实验室和空中实验室试验相结合。

(2) 航空电子系统试飞大体上可分为四个阶段:综合功能试飞,导航模式鉴定试飞,

空/空模式试飞和空/地模式试飞。综合功能试飞很重要,而且是首先要试飞的内容,以检查各子系统集成正确性和工作协调性,只有这些试飞完成并证明系统主要功能要求都满足后,再进行各项主模式的鉴定试飞,这种方法有助于避免系统研制工作出现颠覆性的问题。

(3) 无论是空/空和空/地模式试飞,样本量的选择极为重要,它直接关系到鉴定的质量、周期和成本。应该根据不同的试验对象,选择不同的样本准则。其中雷达空/空模式的样本采用 11:9 的原则;空/地炸弹投放等试验中,采用边投边看的序贯法作为试验样本的决策判据,这些都是经过实践证明行之有效方法。

(4) 频谱空间特性试飞的重要性与日俱增,它是航空武器发展的重要方向之一。频谱空间特性试飞包括雷达、通信、光电武器、红外武器、激光武器、电子战以及目标特性测量试飞等等。它们的试飞鉴定往往要空/地试验相结合,而且要建设相应的试验设施,包括试验场站、测试雷达标校设施、目标模拟器等,只有空/地试验相结合,才能给出正确的、全面的鉴定结论。为了保证空/地试验的技术、条件和数据相关性尽可能一致,两类试验应尽可能按同一大纲,在同一试验场地进行。

第9章 试飞测试

9.1 概述

飞行试验不仅是全尺寸的飞行器在实际飞行环境中飞行,更重要的是要通过这些飞行获取大量相关的信息,以便确定飞机及其系统的性能,包括定性的和定量信息和数据。要获得这些数据和信息,必须依赖测试系统,即使是定性信息,也需要用声频和/或视频记录才能使定性评定的依据更可靠,定性评述更准确。不通过试飞测试,仅靠飞行员感受去进行的飞行试验,包括首飞,是一种落后的思维方式,不具备现代气息。连莱特兄弟的第一次飞行还给历史留下了一段不但具有社会意义而且具有技术意义的电影胶片,何况100年之后的今天,更不应该是没有测试的新机飞行试验。试飞测试是飞行试验不可分割的组成部分,试飞测试技术是飞行试验技术的重要组成部分。

9.1.1 试飞测试系统的作用

(1) 有助于保障试飞安全

现代飞机测试系统均包括机载遥测系统,通过地面进行实时数据处理和监控,及时了解飞机及其系统状况,监督试飞员的操纵和操作,发现问题及时提醒试飞员,以一个技术团队的力量支持试飞员试飞,这对于保证试飞安全具有重大意义。大量事例表明,地面监控和及时纠正挽救了飞机,避免了事故。同时,由于有了测试系统,飞机任何不正常现象可以通过实时或飞行后分析,查找原因,从而采取相应措施,或者要求研制方改进系统,或者改变试飞剖面或试飞方法,或者加强试飞员培训,这些对于保证试飞安全都是非常重要的。对于飞行事故,测试数据更是事故调查和分析的主要依据。目前飞机都配有黑匣子(飞行事故记录器),但是对于新研飞机的试飞阶段,黑匣子记录的数据无论是数量和类型还是采样率往往都是不够的。

(2) 有助于提高试飞质量

飞机研制总要求有明确的技术指标,飞机设计中也有相应的设计标准规范,对于新机鉴定来说,这些技术指标和标准规范必须通过试飞测试,检验新机对它们的符合性。一方面要求试飞测试具有良好的性能和精度,另一方面要求飞机飞行剖面和试飞员机动动作严格按照试飞任务单进行。通过试飞测试,无论是实时还是事后数据处理都能检查试飞员的操纵是否符合要求,飞机技术状态和构型是否正确,如果不满足要求就应该重新试飞,以保证试飞质量。

(3) 有助于加快试飞进度

有了试飞测试,可以让试飞进程按照预定大纲和计划进行。试飞过程中,甚至在每个试飞架次中,通过实时监控确认试飞的有效性,避免试飞的盲目性和不必要的重复试飞。同时由于试飞测试内容多,尽可能在一次试飞中相关专业所需信息均可得到,这进一步减少了重

复试飞,最大限度地利用了试飞资源。所以完善的试飞测试对于提高试飞效率,加快试飞进度具有重要意义。各架飞机测试参数多,有利于飞机承担任务的角色互为备份,有利于飞行计划的动态调整,保证了试飞计划不致因为某架飞机因故障停飞而延误过长时间。

9.1.2 现代试飞测试的通用要求

现代飞机新技术应用多,功能齐全,综合程度高,这就带来试飞内容多,风险大,对试飞测试要求更高、更严。现代新机试飞对试飞测试的通用要求是:

(1) 应有足够类型的试飞测试能力

现代飞机,无论是战斗机还是运输机,试飞测试参数的类型达数十种,除了通用的高度、速度、加速度、姿态、温度、压力、流量、力、位移等非电参数外,还有电压、电源、频率、波形、增益、相位、功率因素等电参数;有大量的总线参数,包括飞机总线参数,各子系统内部总线参数,主总线参数,备份总线参数,网络总线参数等,它们所采用的标准和协议都不尽相同。除了这些之外,各种频谱参数,包括声学、光学、射频等都需要专门测试。

试飞测试类型增多,范围的扩大,包括高超声速气动力学和热动力学,频谱空间扩大延伸,隐身技术带来的小目标特性,含声、光、电磁隐身特性等,这都是试飞测试工作者面临的技术挑战。

(2) 应有足够的试飞测试参数量

由于现代飞机的多功能和高要求,带来飞机系统越来越复杂;现代飞机综合试飞,各专业、各部门都需要资源共享,一次飞行所得信息越多越好;为了加快试飞进度,参试飞机试验任务互为备份和动态调节,这些都要求每架试验飞机测试参数都尽可能多而全,各架试验飞机也许承试任务各不相同,但试飞要求却越来越接近。现代战斗飞机机载测试参数数以千计,如单架试验机测试参数达3000~8000个。对于大型飞机,单架飞机测试参数上万个,如A380,单架飞机测试参数达20000个。更多的测试参数要求机载测试总采样率和记录容量成数量级增长。如F-22试飞中,仅遥测数据比特率已达10Mb/s,比80年代初F-16试飞增长约20倍。从发展趋势看,F-22的水平也许又不满足当前需要了。

(3) 试飞测试实时性和同步性要求高

试飞测试类型多,测试参数多,这就要求测试参数实时性和同步性要好。现代飞机系统和试飞测试系统通常都采用总线传输,将各种数据打包、整理、编组、排队传输,这就使得真正记录的,或者传输的数据不一定是即时即地发生的数据,而且各种参数来源渠道和传输路线不同,这就使得参数之间不但有延迟,而且不同步。尤其是试飞往往动用外部参数测量系统,即在载机外安排的测试系统,如光电测试、雷达测试、机外视频测试等,这些测试资源必须考虑同步问题。对于遥测数据,地面要经过解码、同步和数据处理,这些环节也会带来实时和同步问题。此外现代飞机试飞中很多试飞测试参数,甚至大部分测试数据都直接来自飞机上的系统总线,如飞控总线、航电总线、发动机参数总线等,它们之间也不一直都是实时和同步的。鉴于这些因素考虑,试飞测试工程师应把测试参数的实时性和同步性作为最重要的因素来考虑。飞机系统设计师、各专业试飞工程师和测试工程师应密切合作加以解决这类问题。

关于时间延迟量级,一般说来,飞机高度、速度等参数的时差可按 1s 之内考虑;飞机姿态和过载可按 0.1s 之内考虑;飞机控制系统参数和压力参数可按 0.01s 之内考虑;颤振和气动伺服弹性可按 0.001s 之内考虑;有些武器火控系统和系统内部数据之间,例如火控系统对导弹装订参数的时间,可能要求更加严格。温度参数可以放宽到大于 1s 乃至数秒。

当然这些只是一些参考数据,对于不同的飞机和不同的用途,试飞测试参数延迟的具体要求应该按照试飞大纲执行。

(4) 测试精度要求

所有试飞测试手段都有测试精度要求,但是这些参数精度又各不相同。大体说来,一般的飞机、发动机和航空电子参数 1% 的误差可以满足要求。但是对于一些特殊系统性能测试可能要求很高,而且往往以绝对误差的形式给出,例如目前对于惯导和雷达角精度要求在 0.1° 误差之内;对于航炮火控瞄准精度往往在 3mrad 误差之内;差分 GPS 测距精度在 1m 误差之内等。同样这只是一个大致的要求,具体的要求应根据不同的试飞对象和不同试飞内容按大纲执行。

(5) 试飞测试系统的其他要求

不同的测试对象和测试系统,还有许多其他不同的要求,比如:

- 机载测试系统的安装要求,如体积、重量、机载环境适应性、电磁兼容性、可靠性要求等。

- 遥测系统的频点、作用距离、实时性、通道转换快速性、电磁兼容性都有相应的要求,如果遥测目标远而且高度低,为避免地球曲率影响,要求有中继飞机或中继地面站等。

- 测试系统的校准是一种极其重要的工作。每个测试传感器都应有校准周期要求,每个测试通道应有端/端校准要求,对于那些容易损坏而且不易更换的传感器,如内部结构应变片、测压和测温薄膜、光纤等传感器,应有余度安装措施。

有些传感器由于工作中受环境影响大而且精度较差的传感器,如迎角和侧滑角传感器等,可以在试飞过程中通过解析的方法,即用其他参数进行模型推演,验证其测试参数的正确性。

- 试飞测试要便于数据的预处理,即将记录信号尽快转为可读可用的物理量,有些试飞测试工程师充分利用现代计算技术条件直接将许多信息转换为物理量进行记录和遥测到地面,减少机上记录和遥测传输的压力,当然这些工作应考虑不违反保密规则。

9.1.3 试飞测试的分类

飞机试飞测试系统在大体上可以分为四类:机载数据采集系统(ADAS)、地面数据采集系统(GDAS)、外部参数测量系统和特殊参数测试系统。

(1) 机载数据采集系统(ADAS)

ADAS 是指在飞机上安装各种测试设备,感受、采集和记录飞机及其系统的功能和性能响应参数。通常它由各种传感器、调节器、采集器和记录器组成。其中传感器感受飞机运动或飞机状态,将它们变为电信号输出,或模拟量,或数字量;调节器的作用是将传感器输出的电信号转换为可满足采集器输入要求的信号供采集器接收。有许多传感器并不需要经过调节器就可以直接被采集。采集器把各路信号按一定的格式送给记录器记录。采集器也可直接

采集机上的各种信号,包括总线输入信号,而不需要经过专门的传感器。机载采集器的采集信息送给机载记录器的介质记录保存。这些记录器介质包括模拟磁带、数字磁带和固体存储器件等;采集器的输出也可输送给遥测发射机发送到地面,监控站,地面监控站也要将接收的遥测数据和信息加以存储。在一般情况下,为留有余度,机载记录器和遥测发射机同时存储数据,一旦机载磁带机失效,地面遥测系统记录的试验数据同样有效。

(2) 地面数据采集系统(GDAS)

所谓 GDAS 是指地面站通过遥测接收飞机上发送的信号,经过数据综合、同步、解码,转换成物理量,供各类专业人员进行实时数据处理、显示和监控,并将遥测接收信息进行存储。很显然 GDAS 与 ADAS 是不可分割的,因为数据和信息源来自 ADAS; GDAS 与试飞数据的处理和应用是不可分割的,通过 GDAS 数据的处理分析和显示,为试飞工程师监控和试飞指挥提供了应用平台。由于遥测传输能力限制, GDAS 获得的信息和数据是有选择的,一般情况下,地面记录的参数不可能全部覆盖机载记录的参数。

(3) 外部参数测量系统

外部参数测量系统是指专用地面站,通过测量雷达、光电经纬仪、激光测距仪、数码视频或电影摄影机等手段,测量飞机航迹、姿态、起飞和着陆距离等参数。同时,通过安装在飞机上的摄像机,测量飞机外挂相容性、外挂分离或武器投射轨迹、空中加油、被试弹射座椅弹出轨迹和飞机部分结构变形等。伴飞飞机摄影也是属于外部测量的一种,只不过测试基座既不在地面,也不在载机上,而是在另外一架飞机上。

(4) 特殊试飞测试系统

特殊试飞测试系统是指那些特殊项目的测试,其测试方法也是通常试飞所不采用的。典型的例子有飞机雷达截面积(RCS)的测量、红外目标特性测量以及地球物理测量和对水下目标的声、光、电、磁特性测量等。

9.2 一种典型的 ADAS 系统

20 世纪 80 年代到 90 年代,除了美国开始发展第四代战斗机 F-22 外,大多数其他航空先进国家掀起一场第三代战斗机研发或改进的高潮,作为这些先进战斗机研制的重要环节,飞行试验技术也得到相应的发展,从而催生了一代新的试飞测试系统。这一代系统的典型特征是高速数字采集、数字记录、总线传输等。下面以一种典型战斗机机载数据采集系统 ADAS,说明这一代试飞测试系统的结构布局和特点。

9.2.1 基本原理和结构

ADAS 是一套大型的、通用的、遥磁视三合一的综合机载测试系统。在技术上这套系统与以往的系统相比有跨代的提高,同时也为后续试飞测试技术的发展奠定了基础。该系统由传感器、通用数据采集、专用数据采集、机载记录、遥测发射、视频测量和地面支持等设施组成。ADAS 原理框图见图 9-1。

(1) 传感器系统

传感器系统包括传感器和信号调节器。现代试飞测试系统中,需要安装试飞专用的传感器占试飞参数测试总量的百分比不算很高,而这些专用传感器中,飞机系统本身参数的测试

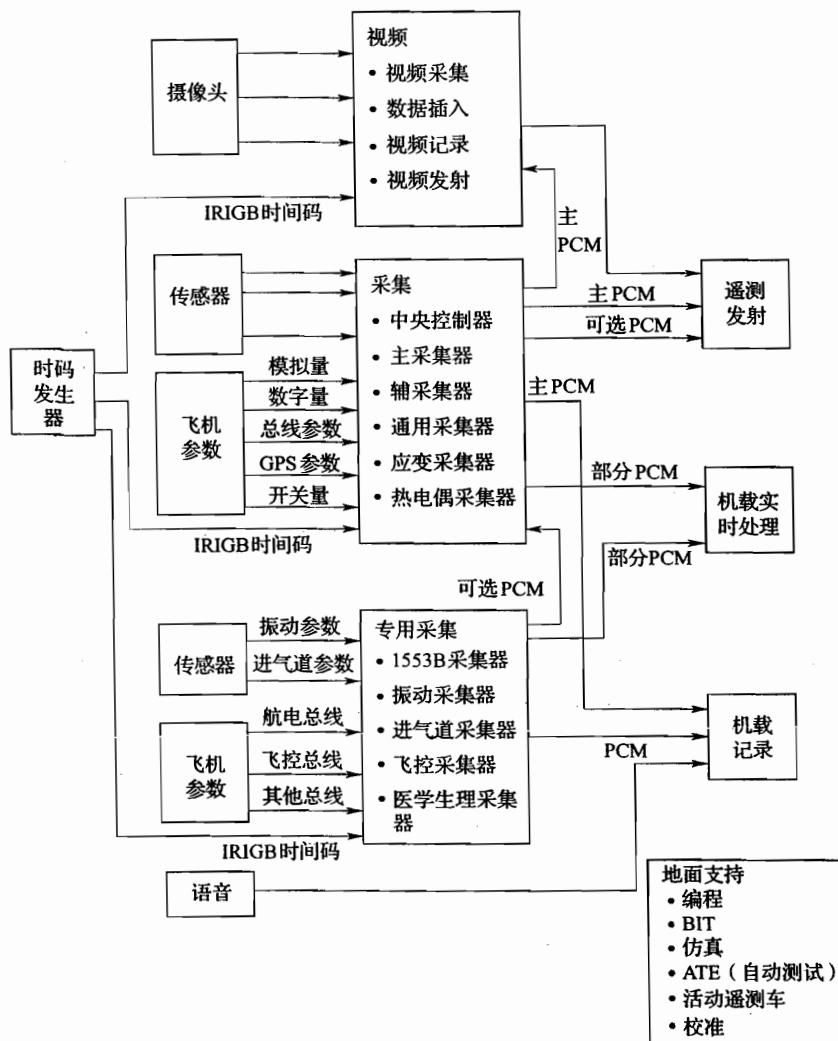


图 9-1 ADAS 原理框图

量比例不大。一方面是因为现代飞机的测试性是一项重要指标，它本身必须具有较强的测试能力，试飞测试可以大量应用这些已有的测试资源；另一方面，现代飞机所使用的信号感知设备的精确度足够高，试飞测试不可能将所有试飞测试传感器的精度较飞机测试本身高出一个数量级。但是试飞专用传感器的选择和安装仍然十分重要，它主要包括两部分：一部分是对于飞机特性重要的参数，特别是精准度要求很高的参数，只要有可能，就应该选择更高精准度的传感器，如大气数据传感器，包括迎角和侧滑角，不但要选择更精准的敏感探头，而且要进行特别的安装，如伸出机头一定距离的空速管等；另一部分是属于飞机系统的测量装置本身就是要飞行鉴定或验证的对象，即使找不到精准度高出一个数量级的试飞传感器，至少也要找出相同量级的传感器进行试飞比对，如惯导平台、大气机系统、雷达，油耗传感器等。对于微波着陆塔康等导航系统的精准度，即使找不到机载传感器进行测量比对，但可采用地面经纬仪或差分 GPS 进行测量验证；第三部分传感器是指飞机固有设备中没有但需要

测试的参数,如大量的振动、应变、压力、温度等参数,这些必须独立安装,其中大多数应在飞机设计和制造阶段就应进行综合设计和安装。

对于现代飞机试飞而言,需要安装的专用传感器数以百计,有的试验机特意安装的专用传感器数量达900个左右。除此之外,大部分型号试飞还需安装一定数量的视频测试摄像头,用以监控飞机结构变形、流场分布、外挂分离轨迹和外挂相容性等。

还应该指出的是,传感器技术是试飞测试,乃至整个试飞技术的核心技术之一。随着航空航天技术的发展,高速和超高速飞行器的试飞,飞机结构健康管理技术验证,变体飞机的试飞鉴定,对飞行试验的传感技术是一种严重的挑战,小型化、薄膜化、嵌入式和无接触的气动、压力、温度、流场、变形、应力等测量要求更高水平的各类传感器。同时,信息化、网络化和电子战技术的发展,要求对高宽频、去噪能力强的声、光、电、磁等信号有更先进的敏感装置,即各种声频、视频和射频传感器,这也是试飞测试工作者的重要任务。

有一部分传感器提供的输出信号不能直接被采集器所接收,需要信号调节器将传感器输出的信号变换为后级环节——多路传输设备所能接收的信号要求,这种信号调节器的类型和性能各式各样,取决于传感器的种类和后级采集装置的要求,通常将这些信号调节器划归为传感器系统。

(2) 数据采集器

数据采集器的任务是将多个测量数据流按一定的格式合并为一个单一的数据流,用一个无线电信道将它们发送出去,或用一个磁记录系统将它们记录下来,然后通过地面数据处理程序将它们解调,还原出各通道的信号。为了在进行多路传输时,各信号通道不相互混淆,需要将各路信号打上“标记”,在目的地根据这些“标记”将它们区分开来,目前广泛使用的多路传输体制是“频分制”和“时分制”。

“频分制”是按照不同的频率来分道的,即在频域内,各信号占用互不重叠的频带,从而形成一个频率分割的多路信号综合,经过远距离传输后再根据不同的频谱将它们还原,如图9-2所示。

图中, X_1 、 X_2 、 X_3 等信号占用不同的频区,数据处理按照“标记”将它们分别从不同的频区中取出即可。

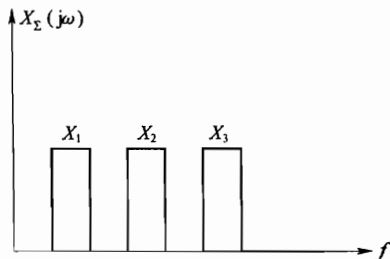


图9-2 频分制多路信号频谱

“时分制”是利用不同的时间顺序来排列的,不同的信号通过程序串联排序,形成一个单数据流进行存储或遥测发送,数据处理时再将它们按预设的程序取出还原,如图9-3所示。

图中, $x_1(t)$ 、 $x_2(t)$ 、...为不同的信号流。

时分制是用离散值取代连续信号。目前时分制多路传输主要采用脉冲编码调制方式,即PCM方式。它是对脉冲幅值进行编码后,用有限的脉冲码组来代表离散值脉冲的幅度,用码组代表连续信号的大小。它是一种数字式的多路传输,精度高,便于计算机处理,目前广泛被采用。这里介绍的ADAS就是一种大型的时分制脉冲编码的数据采集系统。对于现代飞机,尤其是大型的或复杂试飞测试的飞机,数据采集量大,种类繁多,各种测试传感器或数据引出端口分布在飞机各个部位,因此通行的做法是采用分布式数据采集系

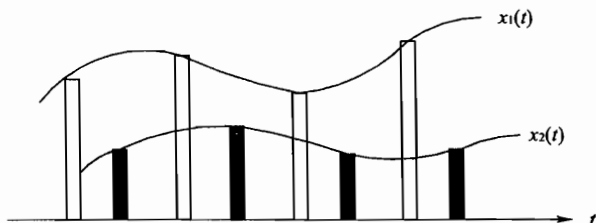


图 9-3 时分制多路信号波形图

统,即在飞机上安装许多台采集器,将打包的数据通过中央控制器协调、综合并程序地输给机载记录设备记录和遥测发射给地面站。这种模式方便灵活,模块化管理,可以节约大量的试飞测试电缆安装。

本系统采用的中央控制器(CCU)可管理2~4条4MHz高速测量总线,每条总线上可挂1~15台数据采集器。主PCM总采样率可编程(256Kbps、128Kbps、64Kbps)(注:bps=bit/s);系统可存储4种工作程序,在飞行中可根据测试任务书要求改变工作程序,PCM格式尺寸最大16Kbit。

本系统采用集成方式,可以将几台甚至几十台数据采集器组合应用。系统采用的数据采集器包括:

- 达明6型数据采集器:其采样速度为512bps~256Kbps,采用4条4MHz总线,每条总线可挂15台采集器,通过RS-232或RS-485串行总线在线进行数据采集和PCM特性编程。

- 通用数据采集器(SCX4-J101):与达明6数据采集器相比,它属于较小规模的数据采集器,该设备既可以自主方式独立工作,也可作为辅助采集器参与大系统综合,既可采用PCM格式工作,也可采用脉冲幅值调制(PAM)方式工作。在后者情况下,还可对PAM信息解调分路并数字化,将其插入到PCM流中。

- 航电1553B总线专用采集器:航电1553B双总线数据采集器可接收两条双余度标准的1553B总线信息,将其格式化并对消息块加上时间标识后变换成两条100%总线信息的PCM数据流输出,供机上记录和事后数据处理。同时可从两条100%1553B信息中抽取部分信息形成第三条总线,该信息流输入到通用数据采集器(SCX4-J101)中的异步高速数据流接口,将选择的部分1553B总线插入到主PCM数据流中,通过遥测天线发送到地面监控站。

对标准的1553B总线信息格式化并加上时间标识的目的是为了数据处理分析中的时间同步。

- 飞控数据采集器:该采集器专门接收来自飞控系统的非标准的总线信息。同样为了时间同步需要将其格式化后加上时间标识形成一条100%总线信息的PCM流供该采集器接收。从100%数据流中选出部分信息,送到SCX4-J101异步高速数据接口,插入到主PCM流,通过遥测系统发送到地面站供实时监控之用。

- 数字式振动参数采集器:该采集器可测量频响20kHz的振动参数(或其他速变参数),数字化后形成一条高速PCM数据流输出。

- 应变参数调节采集器:该采集器可测量16个应变电桥信号或电压信号,其通道采样

率、增益、偏置均可编程。测量结果数字化后以 ARINC429 总线形式输出, 凡具有 ARINC429 总线采集接口的采集器均可接收。该设备的最大优点在于对被测试应变信号的静态漂移进行自动修正。

- 热电偶参数调节采集器: 该采集器可测量 24 个热电偶信号, 其采样率、增益均可编程。测量结果经数字化后以 ARINC429 总线方式输出, 供相应的采集器接收。该设备的最大优点是对被测信号中的冷端温度进行自动补偿。

- 进气道畸变参数采集器: 该采集器由快变信号调节器、慢变信号调节器、数据采集器等部件组成。快变慢变通道一一对应, 截止频率和快速通道信号采集之间的相位差有严格控制, 可同时对进气道截面 48 个压力参数的稳态分量和动态分量进行调节, 经数据采集器数字化、格式化为高速 PCM 数据流输出, 机载记录。

(3) 机载记录系统

机载记录系统通常分为两类: 模拟式记录器和数字式记录器。模拟式磁带记录器源于 20 世纪 50 年代, 到 80 年代后逐步被数字式磁带记录器所取代。

数字式磁带记录器的原理是: 首先将被记录的信号组成计算机数据包文件, 然后记录在介质上。地面重放时, 将数据包文件组成数据文件或恢复为原始数据输出。根据组成数据包文件的形式, 可分为两种记录方式: 按“字”记录和按“位流”记录。

按“字”记录是指在记录前先对 PCM 数据流进行预处理、调制(帧同步和分路), 形成按帧结构形式的并行 PCM 数据字, 然后组成数据包, 带有包头文件、时间标识等, 记录在介质上, 重放时, 数据文件可直接由计算机处理。

按“位流”记录是指事前不对 PCM 数据流作任何处理, 只是将数据流中的每位信息按记录器的软件规定组成数据包, 记录在介质上。重放时需要配置专用的“PCM 位流数据分析软件。”这种记录方式除记录各种数字信号外, 若加上相应的专用接口, 即可记录其他信号, 如视频、音频和模拟信号等。

数字式磁记录器包括螺旋扫描数字磁带记录器、固态记录器、磁盘记录器、光盘记录器等。本 ADAS 系统应用的是螺旋扫描数字磁带记录系统, 简称 DRS。这是一种采用旋转磁头以螺旋扫描方式在磁带上记录数字信息的系统, 容量大, 体积小, 记录速率高, 记录时间长。该系统由数字记录接口(DRI)和磁带驱动器(TRU)组成。该系统可同时记录两条符合 IRIG106 遥测标准的高速率 PCM 数据流, 总速度 4Mbps, 以 SCSI 标准记录到 DAT 磁带上, 同时可记录 IRIG 时间码和语音信号。DRS 在记录前需根据记录数据流的特性进行编程加载。根据记录数据流的数量和速率, 一个系统可配置多套 DRS。与其配套的“DRS 编程检查处理系统”主要用于 DRS 编程和对记录数据的磁带进行重放检查。

记录视频图像的视频记录器, 通过“PCM 数据插入器”将 PCM 数据流信息转变为标准视频帧结构形式, 记录需要的 PCM 数据。磁带重放时通过“提取器”可从视频图像信号中取出 PCM 数据流信号。这种方式对于将视频图像和 PCM 信息进行综合分析十分必要。

(4) 遥测发射系统

20 世纪 40 年代无线电遥测技术已经问世, 到 70 年代, 遥测载频逐步提高到 200MHz、400 MHz, 直到现在已经扩展到微波波段。微波接收采用高增益抛物面天线, 自动跟踪目标。进入 21 世纪, 无线电遥测系统的传输能力有很大提高, 可同时传输两条数据流信息,

同时还能传输图像信息,即遥测和遥视相结合。F-22 试飞中,遥测传输率达 10Mbps,其中 PCM 和视频传输各占 5Mbps。

无线电遥测射频的无线电通信线路与其他用途的无线电通信设备一样,都由三部分组成:发射设备、传波介质和接收设备。无线电遥测发射设备由射频调节、发射机、射频功率放大器、发射天线以及射频电缆组成。遥测接收设备主要由接收天线和接收机以及相应的高频电缆组成。接收部分的具体配置与遥测载频有关。在微波波段时配置较为复杂,需要采取高增益自动跟踪天线和分集接收技术。接收天线安装时的周边环境极为重要,天线被遮挡造成信号丢失是经常出现的问题。

ADAS 遥测发射系统除传输 PCM 数据流外,还可传输视频图像。发射射频工作在扩展的 S 波段(2200~2400MHz)。“遥测 PCM 发射机”的调制信号带宽可达 3MHz,可用来发射 4Mbps 的 PCM 数据流。

(5) 视频测量

视频测量系统由视频插入、控制和记录等设备组成。视频插入器可接收 4 个标准的视频图像信号、IRIG 时间码和 PCM 数据流,对多个视频图像信号进行选择或组合成一个综合视频图像信号,并从 PCM 中选择若干飞行参数和时间迭加到视频画面上,以便对视频画面的时刻、背景作必要的注释或说明。这些画面可以在机上记录或通过遥测系统发送到地面监控站。

(6) 时统设备

标准时间源是所有测试系统协调工作的基础。在 ADAS 中采用了国际标准的、高精度的 GPS 时间作为系统的基准时间源。并以此来统一和协调所有试飞测试和事件发生的时间表。机载时统设备包括:能够接收授时的时码发生器、便携式 GPS 授时器、计时型 GPS 接收机。时码发生器以标准的 IRIGB 时间码输出,发送给所有需要时统信号的设备。

(7) 地面支持设施

机载测试系统 ADAS 是一个庞大的复杂的机载大系统,它的正确运行必须靠各类地面支持设备,这些设备应该包括:

- 机载测试综合试验台:试验台应该是一个可以像飞控“铁鸟台”和航电综合台一样的试验设备,所有硬件、电源和仿真参数源都应该包括在内进行大系统综合,这是系统装机前必须进行的工作,保证装机测试系统的正确性、可靠性和相容性。必要时还应与 GDAS 进行联试检查。

- 飞控和航电系统地面试验设施:重要的测试系统,如飞控采集器和航电 1553B 采集器都应事先与飞控“铁鸟台”和航电综合台进行联试。颤振激励系统虽然不属于测试系统,但它与测试系统关系密切,许多安全限制参数均取自测试系统,而且要与飞控系统交联,因此为工作方便,往往将颤振激励系统与测试系统一道在“铁鸟台”上与飞控系统进行综合试验。

- 地面标校设备:测试系统正确性的基础是传感器的标定与校准,因此试飞机构必须有完善的试飞测试校准和标定设施,而且应按规定对各类传感器和信号源设施进行定期标定或校准。必要时还要与 GDAS 进行端端校准或检查。

- 他机验证试飞:为了保证新机首飞测试可靠性,对于全新研制的 ADAS 系统应该进行他机试飞,检查实际飞行环境中系统工作的可靠性和相容性,同时检查遥测系统与地面站

联合工作的正确性和有效性。

- 编程、检查和仿真设备：数据采集设备的编程、PCM 数据流的检查、信号模拟、总线信息仿真，记录器的编程、重放检查，射频设备检查等设备。

- 外场自动检查设备

现场应该配置自动检查设备 ATE，保证现场飞行准备和故障排查，提高试飞效率。

- 测试工程车：该设备实际上是一辆遥测工程车，一方面可以隔离 ADAS 和 GDAS，单独对机载遥测系统工作进行检查；另一方面由于它具有一定的遥测监控能力，一旦 GDAS 有故障，作为备份地面监控设施保证飞行试验的正常进行。

9.2.2 ADAS 达到的目标

对于单架飞机，ADAS 应达到如下指标要求。

(1) 系统采集能力

- 采集总速率 8Mbps。
- 采集参数总量 6000 个。
- 采集参数类型：
 - 常规参数：模拟量、数字量、开关量；
 - 总线参数：ARINC429、RS232/422、1553B、非标准 1553B；
 - PAM 多路信号；
 - 异步高速 PCM 数据流；
 - 应变电桥参数（自动静态零位调整）；
 - 热电偶参数（自动冷端温度补偿）；
 - GPS 参数；
 - 振动参数。

(2) 系统记录能力

所有 PCM 数据流和视频图像机载记录，记录时间大于 2h。

(3) 遥测传输能力：

- 可发送 4Mbps 速率的 PCM 数据流；
- 可发送视频图像；
- 遥测发射作用距离大于 300km（高度 10km）。

9.3 地面数据采集系统

9.3.1 系统原理结构

地面数据采集系统（GDAS）实际是飞行试验地面监控站，GDAS 的主要功能如下：

- (1) 数据采集和记录功能；
- (2) 试飞监控和告警功能；
- (3) 实时和事后数据处理功能。

GDAS 主要由三部分组成：遥测接收系统、显示控制系统和数据处理系统，其中数据

处理包括监控计算机系统、实时数据处理系统和二次数据处理系统。图 9-4 为 GDAS 原理框图。

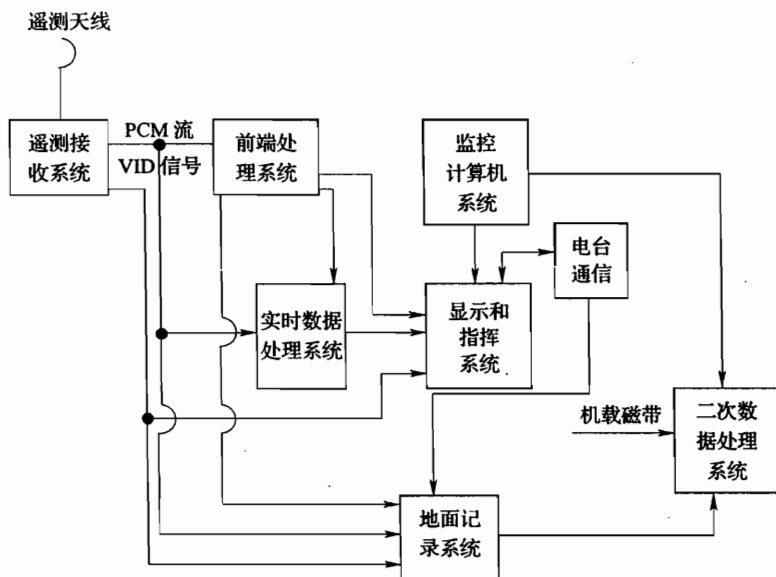


图 9-4 地面监控站原理框图

遥测接收系统由双轴自动跟踪天线、天线控制器和遥测接收机组成，完成天线自动跟踪控制、遥测 PCM 数据和视频图像接收。前端处理系统用于完成双路 PCM 数据的分路、采集、存储、工程单位转换、导出参数计算和数据传输等任务。地面记录系统用于将遥测接收信息，包括 PCM 信息、视频和音频信息记录存储，同时将显示画面和总值部分中间计算结果也记录存档，便于飞行后数据处理或事件分析。

应该指出，由于型号和科研试飞任务重，参试飞机多，而空中无线电通道非常拥挤，拓宽信道范围、提高通道分辨率和方便灵活的通道切换是试飞测试工程师应解决的技术。

9.3.2 数据处理

(1) 数据处理内容

数据处理系统包括四部分内容，即前端处理、监控显示计算、实时数据处理和二次数据处理。前端处理上节已经叙述。显示计算是将前端处理输出的数据，按不同的专业和岗位需求，计算出各种监控显示画面。

实时数据处理是指那些需要实时显示结果，但又不是简单的物理量显示所能完成，必须经过专业应用软件进行实时数据处理，然后根据相应的判据确定飞行试验能否继续进行。典型的例子是飞控稳定裕度、气动伺服弹性稳定裕度、颤振频率和阻尼、大迎角和大侧滑角飞行条件下的进气道畸变指数和部分飞行品质指标等，这些都是决定飞行试验“GO”或“NO GO”的重要内容，必须进行实时或准实时进行的计算。所谓实时是指从飞机真实响应到计算结果显示在 0.1~1s 内完成；所谓准实时是指飞机响应到计算结果显示在 1~3min 内完成。因为有些结果计算需要在一定的数据点统计基础上才能完成，计算过程又比较复杂，因

此需要一定的时间,在这个过程中,试飞员必须将飞行状态保持在前一点飞行状态,或者恢复至起始点状态。为了减少各个环节的滞后,要求数据传输路线越短越好,所以实时数据处理的输入有一些来自前端处理输出,有的则超前端输出,直接来自遥测接收系统。究竟实时或准实时,时间限制为多少,输入信号取自何处,这要根据任务要求和系统配置情况,具体确定。

二次数据处理又称事后数据处理,它是试飞执行过程中的最后环节。二次数据处理的结果直接作为试飞鉴定结论的依据。

(2) 数据处理应该注意的问题

从试飞技术来说,数据处理是最能凸显试飞技术水平的关键环节之一。从规范判据的选择和应用,原始数据的质量保证,到计算方法的研究和实现,每个环节对试飞工程师都是挑战。二次数据处理的输入资源包括机载记录器、地面记录器、地面前端处理或实时数据处理的结果等。从当前试飞技术发展状况和趋势而言,下述这些专业领域的数据处理应值得高度重视:

- 数据处理应与建模和验模密切相关:作为飞行试验验证和鉴定结论,可以与规范指标条款一一对应,但这往往是不够的,因为规范条款不见得很全面,规定也不一定很细致。如果各专业的数学模型或仿真模型得以验证,那么不通过全面的试飞就可以在全包线和各状态下进行计算和仿真,这无论是对飞机及其系统的研制和使用都具有重要意义,这应该是试飞工程师的责任。

- 数据处理应与地面试验密切相关:一型新机或一型新系统都要经过大量的地面试验,包括风洞试验、结构强度试验、发动机台架和高空台试验、航电武器综合试验和各种仿真试验等,这些试验结果既是飞行试验的输入资源,也要用试飞结果去验证,因此飞行试验和数据处理的状态选择应尽可能与地面试验条件一致或接近,以便于比较和印证。所谓飞行试验与风洞试验相关性研究就属于这类数据处理研究,当然决不仅限于与风洞试验的相关性,几乎所有专业都存在这种相关性问题的。例如,飞行模拟试验、发动机台架试验、地面振动试验等。

应该指出,相关性研究不完全是数据处理问题,而与试飞方法关系极大。但准确地说,试飞方法的选择与数据处理方法的选择应是一致的。

- 辨识是数据处理的关键技术:广义地说,试飞数据处理就是从一堆数据中按规定的法则去提取和整理所需数据。但这里主要强调的是模型辨识和目标辨识技术。包括大迎角非线性气动模型辨识、雷达反射面积和红外特性的模型辨识、发动机性能模拟验证、结构动力学模型辨识、武器发射仿真模型、噪声环境中的目标辨识等。

从当前发展趋势来看,模型辨识有两种思路:一种是完全的自动参数辨识,按照建立模型中所包含的自变量,利用所得到的试飞数据,反复迭代寻优,最后满足一定的性能指标要求,得到相应的自变量系数。对于那些模型相对简单,线性描述较为准确的模型来说,这种方法是合适的。另一种思路是利用已知的计算模型和地面试验数据,结合数据处理者自身的经验,在上述模型寻优过程中加上人工干预,带一定的人工拟配性质,称之为人工参数辨识。

在数据处理过程中,卡尔曼滤波、小波去噪、改进的最小二乘法、改进的最大似然法、神经网络和遗传算法等这些算法,有些已经成熟,有些还在发展,试飞数据处理为试飞工作者开拓一片广阔的发展空间。

• 数据处理与试飞方法密切相关：究竟是试飞方法影响数据处理方法，还是数据处理方法影响试飞方法，其实这两者是相辅相承的。比如，为了结合战术使用要进行目标跟踪、空中加油、进场着陆、过失速机动、在湍流中飞行、在电磁干扰和体系作战条件下飞行试验等，这时的数据处理必须去发现、整理、提取相应的数据和指标去支持试飞结果和结论，从这个意义上讲，数据处理的目標和方法不是一成不变的，是要创新和发展的。但是由于数据处理需要，可能要求进行一些特殊的试飞操纵和机动，例如，颤振激励、参数辨识、飞控稳定裕度、飞行品质等，前面叙述过的驾驶员扫频、正反定值滚转、“3211”操纵、偏置的驾驶员扫频等。

这也就是说，试飞驾驶技术和试飞方法也不是一成不变的。数据处理应随试飞对象、试飞目的和试飞动作的不同而不同；同时试飞方法和动作也可能因为数据处理需要而刻意设计。了解这一点很重要，一方面试飞工程师和数据处理工程师应密切协作，互相学习，或者试飞工程师本身就应该就是数据处理的工程师；另一方面，试飞是一种创意性很强的专业，尽管有大纲和规范，但大纲和规范也需要不断改进和发展。

9.3.3 显示监控和指挥

(1) 监控的目的

除了二次数据处理，一部分前端处理结果、显示计算结果、实时数据处理结果、视频和音频都要通过显示屏和声响渠道提供给地面试飞监控团队以便对飞机响应、系统状态、飞行条件和驾驶员操纵进行监控，为试飞员提供实时咨询和建议，乃至指令。地面监控主要有以下三个目的：

- 确保试飞安全：通过监控飞机响应是否超出限制，飞行状态是否超出包线，飞机系统是否正常、试飞员操纵是否妥当等，提醒、帮助或指令驾驶员如何应对，这是 GDAS 第一位的任务。

- 确保试飞质量：通过监控驾驶员操纵和飞机响应，确认是否满足试飞大纲和任务单要求，是否符合预期结果，如果不妥或不合适，及早提醒和纠正驾驶员，或者补充试飞，或者重复动作，确保试飞质量。因此试飞工程师除了精心监控外，还应熟悉任务单，熟悉预期结果，做到心中有数，才能有效实施监控和指挥。

- 确保试飞效率：试飞任务单规定了 1~2h 的试飞任务，内容复杂，有时枯燥，如何让试飞员精力充沛、精神专注、动作准确和动作之间连接快捷，地面指挥员与驾驶员的互动，交流试飞状况，提醒下一步操纵，对于提高试飞效率十分有利。

(2) 监控设施的应用：在新机试飞监控中，监控画面多达几十幅。这些画面不需要全部同时显示出来，应该根据试飞内容和飞机技术状态，有选择性地显现若干画面。其中有一些画面可能是“常委”，不论飞什么内容，这些画面必须显现。主要是与飞行安全和飞行指挥相关的信息。其他画面有两种情况，一部分是当日当次试飞内容相关的画面，必须调用；另一部分是根据试飞进展，临时调用一些相关信息画面，用毕撤销。

在所有显示画面中，指挥员监控画面称为主监控画面。一般情况下主要监控画面有两幅，一幅是以平显格式为主基调，辅以其他相关参数。许多试飞基地的 GDAS，直接将机上平显画面通过视频遥测传输，显示给指挥员。其优点是指挥员与驾驶员同步，传输延迟较小，实时性较好，缺点是需要增加一套视频传输通道，增加了复杂性，同时随着飞机方位和

机动变化,显示画面受干扰严重,越是紧急情况,随着飞机运动剧烈,画面显示越不清晰;如果由于故障引起显控系统的失效,主控画面也受到影响。一种替代方式是从 PCM 数据流中提取机上平显所有显示需要的信息,人工合成仿真平显。这种显示的主要优点是不但节约资源,显示稳定清晰,而且可根据需要增添各种附加信息,如驾驶杆和脚蹬以及油门位置、GPS 信息等。这种显示的主要缺点是对数据传输和处理的时间延迟要求严格,否则,显示给指挥员面前的可能是 1~2s 前的信息,因此对这种画面的制作要从机上数据源开始,比如速度、高度、姿态、迎角、过载等是来自飞控还是航电,前者实时性一般要比后者好。另一方面要对地面数据处理和传输时间要严格控制而且要检查时间滞后情况,通常要求姿态、迎角、过载、杆舵操纵等参数延迟不得大于 200ms。

指挥员另一幅主监控画面是与当日当次试飞专业相关的画面,如导弹发射试飞时的雷达显示画面等。通常指挥员监控台必须配备状态良好的指挥通信设施,应该明白在试飞执行过程中的主要指挥员就是 GDAS 指挥员。

除了主监控画面外,有两幅画面必须始终监控,而不论是试飞什么内容,那就是飞控系统和发动机状态(包括燃油),因为它们是影响飞行安全的致命系统。

应指出的是,目前电子显示技术得到空前发展,但是在 GDAS,较高频响特性的记录仪仍然是非常重要的监控设备,大约 30 个的关键参数应该在记录仪上全程记录,纸带速度可调。这是因为纸带可读性较好、直观明确,便于现场观察和事后分析。

还应指出,GDAS 应适当增加自动声响告警和语音提示,因为地面站的人员在长期连续工作状态下仍然可能出现疏漏的和精力分散的情况。

9.4 试飞测试技术的发展

上述 ADAS 和 GDAS 可谓第三代战斗机的试飞测试系统。对于更新一代飞机的机载测试系统,这里分别以美国 F-22 和欧洲 A380 的机载测试系统加以说明。同时以美国国防部最新公布的 INET 网络系统说明试飞遥测技术的发展趋势。

9.4.1 F-22 的机载测试系统

由于 F-22 飞机航电系统的试飞采用高速率的光纤军用航空总线,常规的通用机载测试系统已不能满足其 100% 采集的要求,因此 F-22 飞机试飞中使用了两套独立的测试系统,一套是常规的通用机载测试系统,一套是专门用于对航空总线数据进行采集、记录和传输的专用测试系统。前者称为“通用系统”,后者称为“专用系统”。

CAIS 系统是为满足 F-22 试飞而研制的一种 PCM 体制的通用系统。由机载部分和地面测试支持设备组成。CAIS 为分布式、模块化结构,系统的各单元由串行通信总线(CAIS 总线)互连。用户可以根据需要对系统进行不同的配置和编程,并通过增加数据采集装置对系统的规模进行扩充。

该系统具有内部检测(BIT)措施,在飞行期间,内部检测结果作为参数插入 PCM 数据流中传输和记录;在地面可通过支持设备直接进行检查分析测试系统的工作情况。

CAIS 通用机载测试系统在 F-22 试飞中承担了除航电总线 100% 采集记录和遥测发射之外的全部测试任务。

CAIS 通用机载测试系统由“系统控制”、“数据采集”、“记录”、“遥测发射”、“座舱显示”等单元组成。图 9-5 是 CAIS 通用机载测试系统框图。

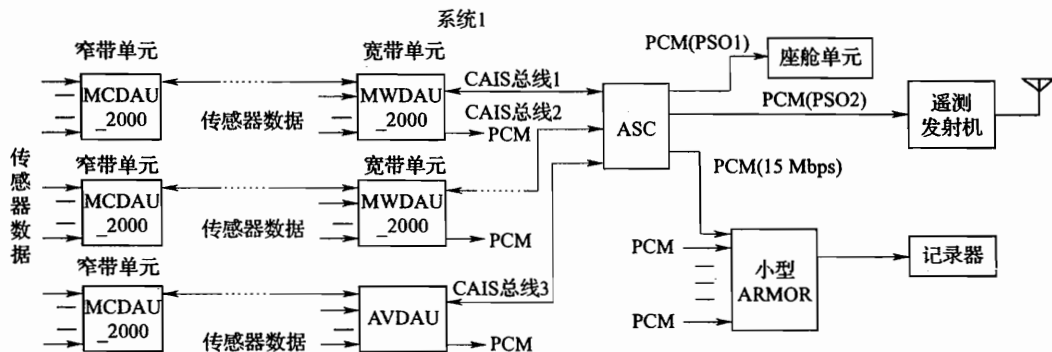


图 9-5 CAIS 通用机载测试系统框图

(1) 机载系统控制器 (ASC)

系统的核心是一台机载系统控制器，可管理 3 条 CAIS 总线，通过这 3 条总线可控制多达 180 台远程终端数据采集器（每条总线最多控制 60 台）。CAIS 总线采用混合星形/菊花链方式连接。

CAIS 利用命令响应总线把指令从机载系统控制器传输到各种数据采集器，并将采集到的数据返回到系统控制器，格式化为符合 IRIG106 标准的主 PCM 数据流输出，送机载记录单元，它有多可编的二级 PCM 输出，分别传送到“遥测发射设备”和“座舱控制显示器”。PCM 数据流格式符合 IRIG106 规定。

系统最大可以采集 8000 个参数（8000 个通道的数据和时间标记）。主 PCM 数据流速率可达 15Mbps（每条 CAIS 总线的传输速率为 5Mbps。3 条 CAIS 总线的传输速率为 15Mbps）。

若增加宽带数据采集器的数量，全系统数据速率（包括仅记录的数据）可达 50Mbps。

(2) 数据采集器 (DAU)

系统配置有多种数据采集器，有窄带数据采集器（MCDAU）、宽带数据采集器（MWDAU）、航电总线数据采集器（AVDAU）等。其中：

- 窄带数据采集器（MCDAU）：采集低频信号（800Hz 以下），所有采集的数据通过 CAIS 总线送给机载系统控制器（ASC）。

- 宽带数据采集器（MWDAU）：采集高频信号（可高达 8000Hz），采集的全部数据形成 PCM 数据流输出，直接送到记录子系统；同时可选择部分数据通过 CAIS 总线送到机载系统控制器（ASC），插入主 PCM 数据流中，以便遥测发射。

- 航电总线数据采集器（AVDAU）：可以 100% 采集 8 条 1553B 总线数据，采集后的 PCM 数据流符合 IRIG106 有关 1553 总线采集格式的标准，直接输出送到记录设备记录；同时可选择部分 1553 总线数据通过 CAIS 总线送到机载系统控制器（ASC），插入主 PCM 数据流中遥测发射。

(3) 机载记录设备

机载记录设备包括：具有“数字磁带记录标准接口（DCRSI）的记录器”和配套的“小型异步记录多路复用器（ARMOR）”。小型 ARMOR 可接收来自 ASC 输出的主 PCM 数据流、多

条来自 MWDAU 的 PCM 数据流,“异步记录多路复用器”对其进行数据重构后,输出符合 DCRSI 格式的高速数据流(重构的数据流可高达 300Mbps),记录在 DCRSI 记录器上。

(4) 遥测发射设备

发射“机载系统控制器”(ASC)输出的二级 PCM 数据流。F-22 试飞遥测发射的 PCM 速率为 5Mbps。

(5) 座舱控制显示器(即座舱单元)

用于实时数据显示、系统电源控制、系统工作状态的控制。

(6) 地面支持设备(GSU)

用于 CAIS 系统的地面集成,对试飞测试系统进行检测和诊断。主要包括:CAIS、控制器的仿真器(用来仿真 ASC)、CAIS 总线的仿真器、CAIS DAU 数据采集模拟器、PCM 采集、码同步器、反变换解码器、时码转换、1553 模拟、CVSD 解码、外接其他总线接口、软件定义系统(含系统配置和数据格式)、诊断系统、检测系统。

9.4.2 F-22 和 F-35 新的机载测试系统

在 F-22 试飞后期,试飞采用了新的 CAIS 系统,这套新系统也用于 F-35 的试飞。

新 CAIS 系统在原有 CAIS 系统的基础上,对部分设备进行了再开发。使原系统功能得到提升,同时也使各个功能单元体积更小,成本更低。

图 9-6 是新 CAIS 通用机载测试系统的组成框图。

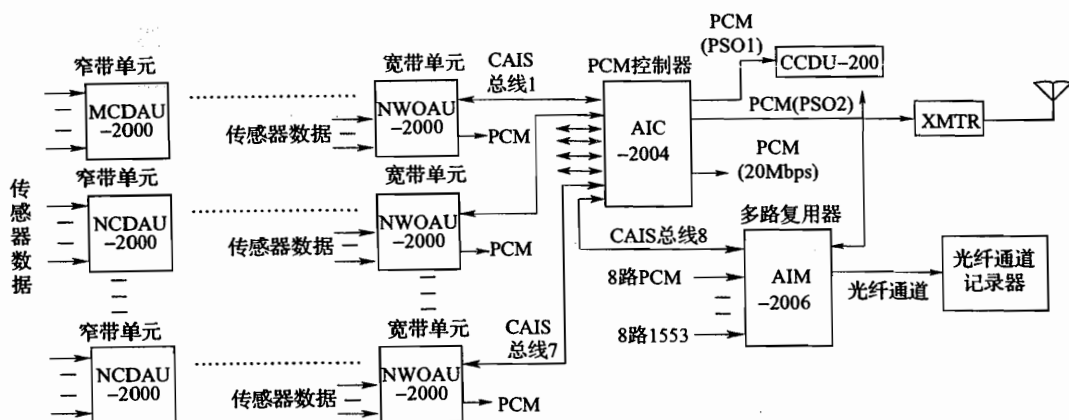


图 9-6 新 CAIS 通用机载测试系统框图

新系统中“窄带单元(窄带数据采集器)”、“宽带单元(宽带数据采集器)”、“遥测发射设备(XMTR)”仍沿用原系统的设备。新更换的单元有:机载系统控制器由 ASC 更换为 AIC4000 型;座舱控制和显示单元更换为 CCDU-2000 型;航电数据采集器(AVDAU)的功能提升为符合 IRIG106 新标准的规范;机载记录子系统器更换为“光纤通道记录系统”。其中:

(1) AIC4000 型机载系统控制器

它可管理 8 条 CAIS 总线,有 4 个可编程的二级 PCM 输出口,PCM 速率最高达到 20Mbps,其中 2 个二级 PCM 输出分别送给遥测发射和座舱显示。

在 F-35 试飞时, 遥测发射的 PCM 速率设置为 5Mbps。遥测发射的数据由 AIC 编程选择, 包含有来自窄带采集器的数据、宽带采集器的数据、来自记录系统的数据 (例如, F-35 的 IEEE-1394B 总线数据、记录器工作状态信息) 和来自座舱控制显示单元的数据。

(2) CCDU-2000 型座舱控制显示单元

它内部具有帧同步分路设备, 可从机载系统控制器送来的 PCM 数据流中选择、处理、显示感兴趣的参数; 该单元还用于控制遥测发射机、记录器, 以及其他子系统的工作。

(3) 更换的航电数据采集器 (AVDAU)

对 1553 总线进行 100% 采集, 形成符合 IRIG106-2005 版遥测标准规定的数字记录格式输出 (用于机上记录), 能够作为远程终端数据采集器, 选择部分总线数据, 通过 CAIS 总线送给 AIC 总线控制器 (用于遥测发射)。

(4) 光纤通道记录系统

机载记录器更换为“光纤通道记录器”, 与之配套的 ARMOR 也更换为 AIM-2006 型多路复用器, 符合 IRIG106 规定的多路复用器要求, 满足对 PCM 数据流和军用飞机总线数据进行记录的要求。多路复用器与使用 SCSI 接口的记录介质的光纤记录器之间通过光纤通道进行连接。

AIM-2006 型多路复用器, 可以单台使用 (如 F-22), 也可组成系统 (如 F-35) 使用, 其中一台是主 AIM 多路复用器, 其余是辅助多路复用器。它们能够作为 CAIS 系统的远程终端数据采集器, 将选择的部分总线数据以及记录状态信息通过 CAIS 总线送给 AIC 总线控制器 (用于遥测发射)。

新系统可接收记录多条 PCM 数据流、1553B 和 IEEE1394 总线等。目前在 F-35 试飞中全部 PCM 数据流的速率达 70Mbps, 全部总线的速率达 80Mbps。每天根据试飞任务的不同进行调整。

(5) 航电总线数据专用测试系统

航电总线数据专用测试系统是专门用于对航电总线数据进行采集、记录和传输的测试系统, 其组成见图 9-7。

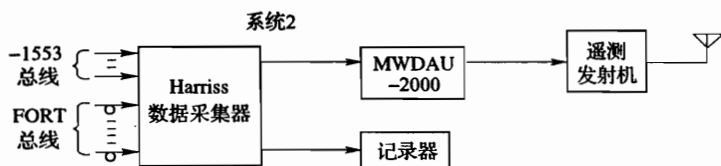


图 9-7 光纤总线数据专用测试系统

其中:

- 大型 Harris 数据采集器:

——100% 采集的总线数据转换为符合数字磁带记录格式标准 (DCRSI) 输出, 送给记录器记录;

——100% 采集多条 1553 总线数据;

——将 100% 采集的总线数据转换为符合数字磁带记录格式标准 (DCRSI) 输出, 送给记录器记录;

——从总线上选择部分数据转换为 1553 总线数据形式输出给宽带数据采集器

MWDAU-2000, 用于遥测发射。

- MWDAU-2000 采集器: 接收 Harris 数据采集器送来的从总线上选择的部分数据 (1553 形式), 将其变换为 PCM 数据流输出, 送给遥测发射设备。

- 遥测发射设备和记录器, 与通用系统的设备相同。

同样在 F-22 试飞后期, 也采用了新航电总线专用测试系统。新系统与原系统的功能相同。新系统是一个符合 IRIG106 的分布式多路复用器/记录系统, 它由一些新开发的板卡和一些体积更小的插拔式数据采集单元组成。在新系统的组成中尽量采用了货架产品 (COTS) 取代体积庞大的 Harris 数据采集器。新系统的遥测发射机内置了数字式自适应 6 阶贝塞尔 (Bessel) 滤波器, 可使 PCM 数据流的速度达 20Mbps。

9.4.3 A380 试飞机载测试系统

A380 是目前世界最大的客机, 采用了许多新的技术、新的设备, 它的试飞对测试要求很高, 测量参数数量多达 20000 ~ 40000 个。空客公司在 A380 试飞中研制使用了大型网络化的机载测试系统。

9.4.3.1 系统组成

A380 试飞机载测试系统, 采用了以“以太网”为中心的总体构架, 系统由四个层面组成, 在传统的机载测试系统 (传感调节、数据采集、数据处理和记录) 的基础上, 增加了一个新的核心环节——“数据提炼设备”, 它是一个承担着完成系统内各设备之间“相互通信的核心部件”。是一个带有网络交换机的局域网, 将前端的第一层 (传感器调节器)、第二层 (多台独立的小型数据采集器) 与后边的第四层 (记录、遥测、数据处理等设备) 连接起来。图 9-8 是 A380 机载测试系统的总体框图。

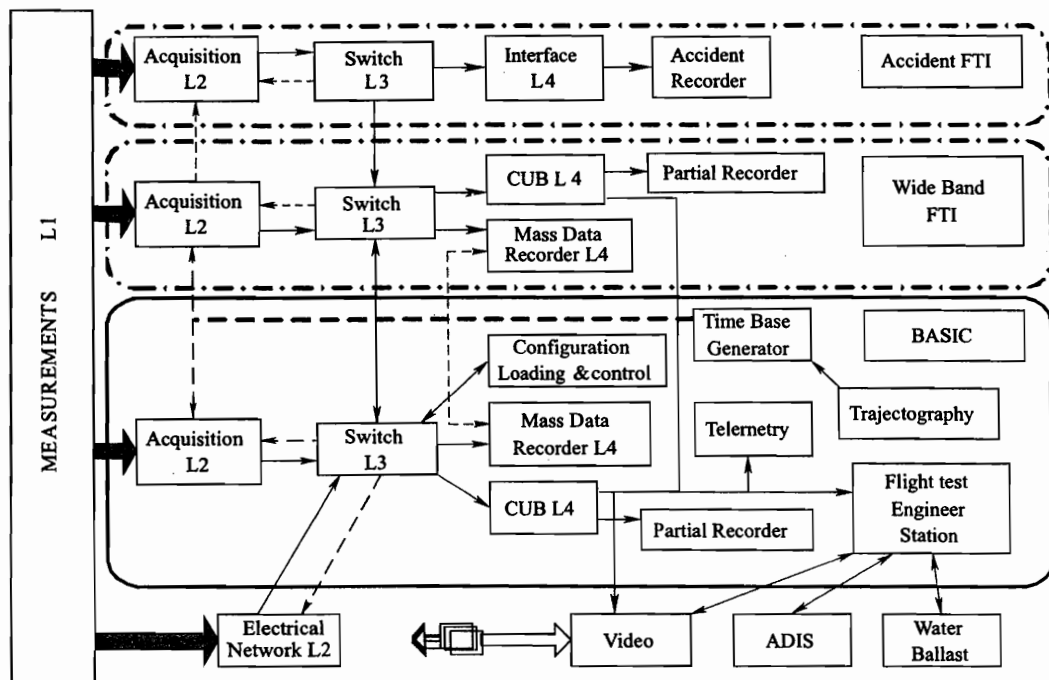


图 9-8 A380 机载测试系统总体框图

(1) L1 (第一层), 传感器

L1 层将物理层 (压力, 温度, 力等) 转换为可测量的电信号 (电压或电流)。

(2) L2 (第二层), 采集层

L2 层包括多台不同类型的数据采集器, 用于完成:

- 模拟量采集: 传感器校准、模拟滤波、参数采样、A/D 转换以及有限的数学运算;
- 数字量: 分类、筛选、过滤;
- 所有参数: 加时间标记, 数据整合 (形成 IENA 数据包), 挑选发往其他设备的数据包。

(3) L3 (第三层), 数据提炼层

L3 是 IENA 所特有的层, 它接收所有 L2 发来的数据流, 提炼后再发送给 L4。

L3 不改变数据, 仅仅是与其他设备通信, 复制并发送接收到的数据帧。该功能由标准以太网交换机完成。

(4) L4 (第四层), 记录和分析层

L4 的系统是飞行测试数据的最终使用者, 它包括:

- 大容量数据存储: 用于地面事后数据处理;
- 机载数据处理: 完成数据的预处理和显示 (实时和事后处理);
- 遥测发射。

9.4.3.2 A380 机载测试系统的特点

各测试设备之间的数据传输由以前的 PCM 数据流的形式改为更加通用的数据打包的传输形式, 也就是从 PCM 转变为局域网, 简化了机上的数据传输和数据处理。为了解决数据包传输时的参数之间时间相关问题, 系统对每个数据都加了时间标识 (精度 $1\mu\text{s}$)。各采集器将测量的结果整合成符合要求 IENA (A380 机载测试数据传输协议) 数据包, 可发送给不同设备。在该系统中, 记录、实时数据处理等设备都采用通用、价廉的货架产品, 不再研制价格昂贵、使用范围很窄、专用性很强的 PCM 记录、处理设备。

将以前在 A340 试飞采用的大型机柜式数据采集的集中采集方案改为由多台独立的小型数据采集器组成的分散式的数据采集系统。新研制了测试系统中的“数据提炼设备”控制和接收各个数据采集器的工作和送来的数据, 经过提炼、分析再分发给机载记录、遥测发射、数据处理等设备, 实现各设备之间的数据共享。数据采集器大部分采用已在小型飞机试飞中使用的成熟的小型数据采集器 (如 KAM500 等), 它们在飞机上可方便地安装在飞机各处, 为了使它们能在网络中工作, 要求这些数据采集器必须能在网络上运行, 也就是说, 这些数据采集器能将测量的数据组成符合要求的 IENA 数据包。据介绍, A380 试飞加装的数数据采集器达 60 余台, 实现了真正意义上的分布式采集和在飞机上的分散式安装。

A380 机载系统采用了新近开发的机载全双工总线技术 (AFDX), 其飞行试验测试局域网也采用了相同的物理连接。L3/L4 设备的接口做了专门改装, 以适应 AFDX 总线的接插件和电缆。测试系统也可以看成是飞机的另一种航电系统, 改装布线与机上其他系统同步进行。

9.4.4 飞行试验遥测技术的发展趋势

(1) 遥测技术和实时数据处理

纵观试飞测试的历史, 20 世纪 70 年代之前, 试飞测试基本上是机载测试记录, 试飞数据主要依靠飞行后处理。70 ~ 80 年代开始, 遥测进入试飞领域, 形成机载记录与遥测发射并重的局面, 但主角仍然是机载记录为主, 遥测只是选择部分参数, 特别是与安全监控相关的参数, 通过遥测发射到地面进行接收、处理和监控。随着航空科技和电子技术的迅速发展, 遥测参数量所占比重越来越大, 以致主要的试飞结果目前基本上都可以从遥测资源中得到。但是遥测技术发展的势头完全可能使得地面记录的数据量达到所需参数量的 100%, 地面实时数据处理完全可能实现 100% 的试飞数据处理需求。到那时 ADAS 中的记录单元也许会退出试飞平台, 也许与当前试飞数据记录以机载记录为主, 地面记录备份的模式进行角色互换, 地面记录和数据处理为主, 机载记录只是作为一种试飞数据记录的备份。

飞行试验遥测发展趋势的典型代表也许就是美国 iNET 概念。

(2) iNET 的背景

iNET (Integrated Network Enhanced Telemetry), 即增强遥测综合网, 它的基本概念是依赖先进的网络传输技术, 以远远大于目前已达到的传输速率将飞机和/或飞行器体系中的各单元采集的信息在地面接收、综合、处理和监控, 并且改变目前数据单向下传的模式, 实现双向传输, 即以一定的传输速率向被试单元发送信息, 实现真正的遥控和机载显示。iNET 产生的背景如下:

- 飞机系统日益增长的复杂性要求遥测传输速率迅速增长: 20 世纪 80 年代初, F-16 飞行试验的遥测传输率为 0.5Mbps, 我们上节提到的 ADAS/GDAS 遥测传输率为 3Mbps, A380 试飞的遥测传输率为 5Mbps, F-22 试飞时遥测传输率为 10Mbps, 美国电子攻击机 EA-18G 飞行试验遥测传输率已达 20Mbps。遥测界专家预测, 10 年后飞行试验遥测传输率将增长到 100Mbps。图 9-9 示出了这种要求的发展趋势。

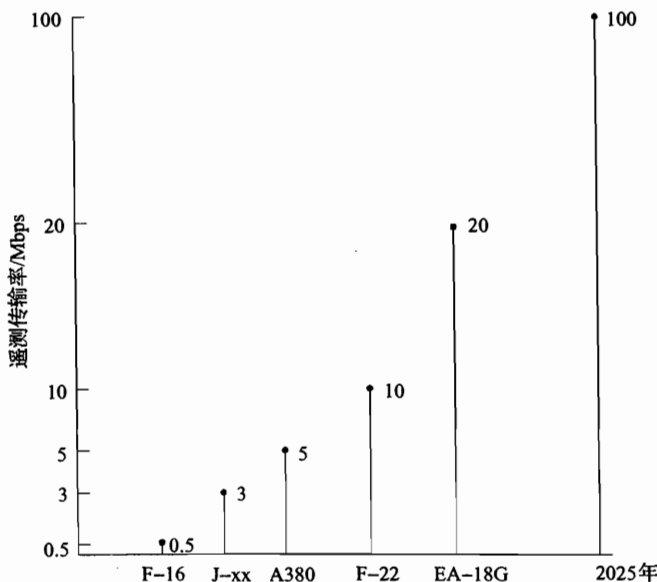


图 9-9 单架试验机遥测传输率的发展趋势

- 促使遥测传输率迅速增长的主要原因是飞机系统复杂带来试飞测试的需求, 其中各种机载网络总线测试的需求是重要贡献。现代飞机除应用 1553B、ARINC 等总线外, 各种新型、高速航空电子总线也得以广泛应用, 如 AFDX 航空电子全双工交换以太网、FC - AE 高速光纤通道等。随着航空电子系统发展, 将会有更多更新的总线技术将被应用。

基于信息和网络平台的体系试飞要求更强的地面信息综合能力: 现代战争是体系对抗战争, 而这种体系作战中飞行器占有主导地位。指挥这种体系试飞的地面测量站汇聚的不单是一架或几架飞机的信息而是一个单元群的集合信息, 仅依靠机载测试记录和事后数据处理是绝对办不到的, 海量的、远距的、实时的遥测信道传输和实时数据综合处理才是有效途径。

- 全场域、全区域, 乃至全国或多国试验基地的联合试验要求庞大的信息综合和资源分配: 空、天、地、海一体的网络体系试验将动用大量的、异地的试验基地, 这些试验基地的联合试验和资源共享, 要求地面各试验站、试验场、空中各试验单元信息的大量传输、汇集和交换, 同样只有海量的、大传输率的、实时的遥测传输才能完成这种任务。

- 无人机的广泛试验和使用, 不单要求信息的实时下传, 而且需要上传: 无人机试飞和应用将是空天试飞中的重要内容, 无人机本身也是体系作战中的重要单元, 无人机本身试飞, 无人机和有人机的协同试飞, 无人机参与体系作战的试飞, 不但要求无人机信息的实时下传至地面站, 而且无人机的指挥控制还要求指令、控制、导航和协调信息的实时上传, 这不但使机载测试和记录无能为力, 而且是只有下传而无上传链路的传统遥测系统所做不到的。当然除无人机外, 体系试验本身也需要信息的上传和试验场、站之间的互传。所有这些是当前试飞遥测系统所不能胜任的。

从 20 世纪 60 年代以来, 国际上飞行试验遥测一直按照美国的 IRIG 106 遥测标准, 使用 S 或 L 波段, 以 PCM/FM 方式进行远程、单向(空中到地面)传输。近几年来一方面是客户形势发展的需求, 另一方面无线电通信技术的发展, 新的数字调制技术和新的传输方式成功应用, 为飞行试验遥测系统开辟了一条新的途径。如 A380 机载测试系统采用网络架构, 遥测传输采用编码正交频分复用(COFDM)调制方式, 传输部分 PCM 数据流和视频图像, 使用 S 频段(2.7GHz), 传输距离达 300km。EA - 18G 采用偏移四相相位移键控制(SOQPSK)调制技术, 传输速率 20Mbps, 使用 L 波, 传输距离 200km, 据报道, EA - 18G 飞行试验的传输方式, 代表了 21 世纪遥测发展方向。

特别值得关注的是, 在无线网络技术的强劲推动下, 遥测网络系统(TMNS)的概念正在形成。2004 年 10 月, 美国试验中心和项目评估投资机构(CTEIP)启动了 iNET 项目开发计划, 并得到美国国防部办公室的资助。其目标是找到一种可行的、能对各类试验和评估范围内的遥测系统进行升级换代的基本网络结构和技术途径。iNET 的基本思路是在现行串行数据流遥测链路(SST)的基础上, 增加 RF 网络 rfnet 链路, 形成遥测网络系统 TMNS, 实现测试资源的集成与共享、RF 网络和 SST 并行传输, RF 网络链路下行传输速率达到 20Mbps, 上行传输速率达到 2Mbps, 传输距离达 280km, 同时支持 8 个试验对象。据传到 2025 年, 美国将通过这套系统实现全国海、陆、空主要试验场的遥测网络系统的综合集成, 下行传输速率可达 1000Mbps, 上行传输速率达 100Mbps, 到那时真正实行大体系试验的一盘棋, 包括飞行试验。

遥测和遥控信息量的迅速膨胀, 使得习惯使用的 L 和 S 波段的视频资源成为制约上述

TMNS 发展的瓶颈, 因此 2007 年世界无线电大会 (WRC-2007) 决定把 C 波段中的 4400 ~ 4940MHz、5091 ~ 5250MHz 和 5925 ~ 6700MHz 频段在局部地区或全球范围内, 划分给航空飞行试验的遥测使用。这一决定为航空飞行试验的遥控遥测技术发展开辟了更广阔的空间。同时能在提高宝贵频谱资源有效利用率的遥测频谱管理和频谱资源的动态分配技术, 成为新一代遥测系统的重要功能和目标。

2009 年底, iNET 标准 (航空推荐版 V0.5) 发布, 进一步推动了 iNET 技术的发展。

(3) iNET 的结构

iNET 是多个试验对象上的测试系统和遥测网络系统的综合与集成的体系架构。iNET 可通过中间实现与训练体系结构的连接。

iNET 由遥测网络系统 (TmNS)、iNET 外围设备和网络管理 (NM)、频谱资源管理 (SAM) 外设备配置、人机接口 (MHI) 等应用软件组成。各部分通过有线或无线 IP 网络链接到 gNET (Ground Network), 覆盖了航空飞行试验中的机载测试、遥测传输、遥测地面站、gNET 接口等环节。iNET 的组成与物理结构如图 9-10 所示。

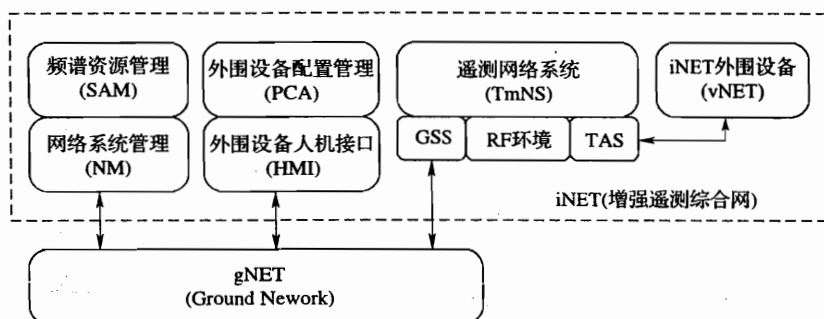


图 9-10 iNET 的组成与物理结构

TmNS 是 iNET 的核心部分, 由试验对象段 (Test Article Segment, TAS)、RF 环境、地面站段 (Ground Station Segment, GSS) 等部分组成, RF 环境也称为 RF 传输段 (Radio Frequency Access Segment, RFAS), 由串行数据流遥测链路 (Serial Streaming Telemetry, SST) 和 RF 网络链路 (Radio Frequency Network, rfNET) 组成。

遥测网络系统 (TmNS) 是在传统 IRIG 106 串行数据流遥测链路的基础上, 增加了宽带、双向 (上、下行) RF 网络链路组成。TmNS 实现了 vNET 和 gNET 的双向连接和宽带数据传输, 为 iNET 的各种管理、控制等应用软件提供了物理链路。在试验对象上, TmNS 中的 TAS 可按 IP 数据包和 PCM 数据流两种格式传输数据, 在地面, TmNS 中的 GSS 输出到 gNET 的数据也同样是两种格式, 但 GSS 接收的输入只能是 IP 数据包格式。为了支持用户更有效利用 TmNS 有限的数据传输能力和有效使用有限的频谱资源, TmNS 可接收网络管理 (NM) 软件和频谱资源管理 (SAM) 软件命令, 并把状态报告给网络管理 (NM) 软件和频谱资源管理 (SAM) 软件。

TmNS RF 网络链路在 TAS 和 GSS 之间传输数据时, 具有保护 RF 数据中途不被截获和监听的能力, 并在 RF 共享环境中, 尽可能减少对其他系统的干扰。

iNET 的外围设备是改装在试验对象上的测试设备或系统 (Test Article Peripherals,

TAP)。对航空飞行试验来说,也就是我们通常所说的机载测试系统,或称 vNET, (Vehicle Network), ADAS, 由传感器、视频摄像机、采集器、记录器、时统等设备组成,是一种基于网络的分布式架构。多个 vNET 可通过 TmNS 中的 RF 网络链路和 IP 网络接口组网,以 IP 数据包和串行数据流两种方式,把试验测试数据、视频图像等实时或准实时从试验对象(机载)遥测传输到地面。

外设配置和人机接口(MHI)软件为试验工程师(试飞工程师)、测试工程师提供了远程配置、动态管理和监控试验对象上的测试设备(机载测试系统)的能力。该软件通常在地面监控室中运行,不直接与试验对象上的测试设备(vNET)连接,而是通过 gNET 和 TmNS 实现链接。

网络管理(Network Manager, NM)软件可使人工网络达到远程监控 TmNS 的性能和状态,如路由器、服务质量(QoS)策略,该软件通常在地面监控空中运行。网络管理软件一般使用标准的网络管理协议,如简单网络管理协议(SNMP)。

通过频谱资源管理(Spectrum Assignment Manager, SAM)软件实现人工远程监控 TmNS 的性能和状态,如每个试验对象上的 RF 链路中心频率、带宽等。

通常网络系统管理和频谱资源管理和控制台相互靠近。在最初的 iNET 的框图中,网络系统管理和频谱资源管理操作是由运行在相邻控制台上的单独应用软件完成。以后,网络系统管理和频谱资源管理可能会集成为一个综合应用软件。

与传统遥测系统相比,TmNS 除保留了传统的 PCM 串行数据流(SST)点到点实时遥测传输功能外,新增的远程、宽带 RF 网络数据链,使遥测网络系统(TmNS)具备了以下三大增强功能:一是增强了系统的下行遥测传输能力,使下行遥测传输速率成倍提高,为实时遥测监控功能的扩展提供了多种数据支持。同时,一个试验动作完成后,全部试验数据可准实时快速下传,为实现全部试验数据的准实时处理奠定了基础;二是使系统具备了上行遥控能力,系统可实现真正意义上的“遥测监控”和无丢失遥控,弥补了传统遥测系统的不足,并为系统的远程配置、管理和试验的人机交互提供了上行物理链路;三是 TmNS 的远程、宽带 RF 数据链,在网络管理系统的支持下,可在同一试验场(靶场)或多个试验场区域中的多种不同试验环境(天、空、地),实现多个试验对象中的 vNET 与遥测网络系统的集成与综合。

如前所述,iNET 外围设备是改装在试验对象上的测试设备或系统。与传统机载测试系统相比,vNET 的最大变化是体系结构基于网络架构,使得机载测试真正成为网络分布式结构,不但使系统测试能力增强、易于改装和功能扩展,同时使机载测试系统的配置变得可控,试飞测试工程师可以利用 iNET 新增的上行链路和 iNET 中的 vNET 远程管理功能和人机接口,实现机载测试系统的配置管理、状态管理等远程控制,遥测参数、遥测速率等均可动态设置和改装,整个系统几乎可配置为一个完全重构的遥测系统。

从网络系统的角度来看,iNET 是一个高度集成的、空地一体化的综合网络系统,网络管理是 iNET 必不可少的功能之一。目前,iNET 网络管理采用成熟的 SNMP(简单网络管理)协议,基本功能包括 iNET 的配置管理、性能管理、故障管理和安全管理等。根据试验组网需求,可完成 iNET 的动态组网、网络配置的网络状态检查等。同时,iNET 的网络管理功能为实现 iNET 与其他飞行试验设施的网络集成,为增强遥测监控的智能化和自动化提供

了技术支持。

频谱资源管理是 iNET 新增的重要功能之一,包括各试验对象的遥测发射和地面遥测接收站的中心频率(频点)、带宽、调制方式、使用范围等参数的动态设置和修改。该功能将极大提高遥测网络系统的动态能力和频谱利用率,对解决多架飞机同时试飞的频点冲突,合理利用频谱资源,缓解频谱资源紧缺,提高试飞效率,都具有重要意义。

(4) iNET 的目标与应用前景

关于 iNET 的应用前景,就航空飞行试验而言,可以归纳为以下几个方面。

一是 iNET 将使飞行试验实现真正意义上的“遥测遥控”,有力推进飞行试验遥测监控从当前的“安全监控为主”向“安全监控和任务监控并重”的方向发展。iNET 的增强功能将推动试飞安全监控从当前的越限告警、故障监视向故障诊断、健康监控、状态预测的方向转变;使试飞任务过程监控和试飞动作的“准实时”评估成为可能。一个试飞动作完成后,全部试验数据可“准实时”遥测传输到地面,试飞工程师可以及时评定试飞结果,将极大提高试飞任务的动作质量和试飞任务的执行效率。

二是面对越来越复杂的试飞机载测试系统,iNET 将有力推动测试系统从当前简单的设备起始开头状态监视,逐步扩展到主要测试设备的工作状态、系统数据流量、记录容量等状态监控,实现测试系统的远程配置和遥测频谱资源动态管理,从而使试飞员可以不再操纵测试设备,而集中精力实施试飞任务。

三是推动试飞数据处理模式的变革,从当前实时监控、事后数据回放/卸载、预处理、二次处理的模式,向实时、准实时数据处理、准实时数据卸载与遥测监控同步进行的方向转变,实时、准实时数据处理能力增强,数据处理周期极大缩短。

另外,随着飞行试验信息的发展,iNET 将与其他试飞设施或系统的集成,遥测数据可以通过 gNET 接口,实时分发给试飞任务辅助设计、飞行组织管理、指挥引导、综合保障、决策支持、试验数据管理和地面飞行模拟等试飞支持系统,推进飞行试验的信息化和遥测监控的智能化,辅助决策信息可实时提供给试飞指挥员和试飞工程师,在紧急状态下,可通过遥测上行数据链,把一些关系飞行安全的重要信息和处置决策,第一时间直接传送给试飞员。

据报道,虽然 iNET 项目产生的最终影响目前仍不清楚,但 iNET 的项目管理者确信,iNET 带来的变革是相当大的。iNET 项目团队认为 iNET 的扩展功能应作为一项突破性的技术创举,目前的飞行试验惯例是,我们只能被动地“听”试验科目的行为,但在 iNET 的范例中,我们将能够与我们所进行的试验科目对话,实现真正的空地一体化试飞。这将会极大地改变当前我们在试验领域内的工作方式。

9.5 外部参数测量

飞行试验中的航迹测量是外部参数测量的主要内容之一。

航迹测量就是在飞行试验中对运动目标的轨迹进行测量。航迹测量的主要参数为被测目标的三维位置、三维速度和加速度、合成速度、合成加速度,以及对应的时间和运动方向,有时还需要提供被测目标的运动过程、状态和姿态等。

飞行试验中许多科目都需进行轨迹测量。例如,气动激波修正量测定、起飞着陆性能测

定、失速尾旋特性测定、过失速机动轨迹测量、下沉速度测定、模型自由飞、机载雷达性能试飞、目标特性动态测量、无线电高度表系统试飞、弹射救生系统试飞、外挂分离试验、空中对接加油试飞等。

航迹测量使用的是集光、机、电于一体的系统，目前主要有：光电经纬仪、激光雷达、测量雷达、数码视频、GPS 系统等。

9.5.1 光电经纬仪

光电经纬仪是一种将高速连续拍摄的摄影机和能自动、半自动或人工跟踪目标的高精度两自由度测量经纬仪结合在一起的一种度量性摄影测量设备。具有测试精度高、直观性强、性能稳定可靠、不受地面杂波干扰影响等优点。其主要缺点是测量范围较小和易受天气影响等。

现代光电经纬仪摄影机已被数字摄像机所取代，胶片判读仪的判读被计算机数字图像处理取代，此外还具有自动测距（激光或微波测距）、外引导捕获跟踪、红外自动跟踪测量、电视自动跟踪测量、数字摄像机自动跟踪测量、实时图像监视、时间基准、数字显示和录像数据记录等新技术，从而使其自动化、智能化程度大大提高，功能也得到大的增强。

光电经纬仪是通过测量目标的方位角、高度角和斜距来实现定位测量的。

光电经纬仪测量站至被测目标的方位角和俯仰角是通过与摄影（像）机光轴联动的编码器测得后再加跟踪脱靶量误差修正得到的。

光电经纬仪测量站至被测目标的斜距的测量有以下两种方法。

(1) 若光电经纬仪配置了测距装置（激光或微波测距），可采用单站光电经纬仪，以单站空间极坐标定位的原理实现定位测量，称单站定位测量。

在进行跟踪摄影获得带有被测目标连续图像的同时，记下了拍摄每一幅图像瞬间对应的光轴指向的水平角和垂直角、斜距和时间等数据。这些数据经过脱靶量修正后输入计算机，可以实时计算得出测量结果。

(2) 当光电经纬仪不具有测距能力，或要求高精度测定飞行目标位置时，应采用两站或多站空间交会定位的原理测量，又称多站交会测量。

采用交会测量的前提是各光电经纬仪之间必须高精度的同步摄影。至少用两台布设在一定长基线两端的设备对被测目标同步进行跟踪摄影，数据传输系统将各台光电经纬仪的角度数据、时间信息都传输到计算机，然后由计算机采集两台光电经纬仪同一时刻的角数据，跟踪电视脱靶数据等，就能进行实时交会计算，而实时获得定位数据。

9.5.2 测量雷达

测量雷达是一种利用无线电射频脉冲连续自动跟踪被测目标，并能较为精确测量目标空间瞬间位置的精密跟踪雷达，称为“测量雷达”，可用于进行目标的空间位置测量。

测量雷达比其他雷达的测量精度高、作用距离远（如在目标上安装应答器可达数千千米）、不受气象条件限制、使用方便、可进行实时测量。

测量雷达使用射频脉冲工作，具有一个高定向天线，通过伺服机构使天线对准目标，根据目标反射的回波应答器信号就可得到距离误差信号。利用在同一时间里的天线方位

角、仰角入射脉冲在雷达与目标间往返的时间所求得的斜距,根据极坐标测量原理可计算出目标的空间位置。分析目标的回波特征,还可判别目标类型、尺寸、结构及转动等参数。

雷达测量的作用区域受到地面(地球表面曲率、建筑物、丘陵、树木等)反射信号的影响,也受到最大高低角的限制,而且发射波束较宽,因此测量精度比光电经纬仪、激光雷达要低一些。

精密测量雷达主要用于飞机、航空电子、火控及其他航空产品定型试飞所需的空间定位和轨迹的实时或事后测量,现代高精度测量雷达还可用于对其他高精度的光学测量设备进行实时引导。

测量雷达可单独以单站方式进行测量,也可与其他测量系统(如光电经纬仪)一起进行联网测量。

现代精密雷达测量有反射式、应答式、混合式(反射和应答)及电视自动跟踪测量的工作模式。具有雷达、电视和手动等多种跟踪方式,雷达和电视的自动跟踪方式可互相切换,且平稳可靠,不丢失目标。现代精密测量雷达还具有自动故障诊断和性能监视功能,并能实时显示故障部位和故障原因。

9.5.3 激光雷达

激光雷达也是一种实时空间定位测量系统。它是通过激光发射装置以一定频率向被测目标发射激光束,激光束被目标或目标上安装的角反射器反射回来,由激光接收装置接收。接收装置能自动测量出目标相对于激光光轴的水平角和垂直角(由与激光光轴联动的轴角编码器测得),再利用激光在同一时刻所测得的斜距,便可利用空间极坐标定位原理实时计算出被测目标精确的瞬时空间位置。

激光雷达具有测量结果能实时输出、自动跟踪、测量精度高、体积小、成本低和抗干扰性好等特点;缺点是使用时受气象条件的限制,光束狭窄,发现和捕获目标困难,因此需要跟踪望远镜或监视电视配合。远距离测量或目标丢失时,还需要雷达引导或GPS引导。作用距离较远时还要在被测目标上加装角反射器,否则测量范围有限。

9.5.4 卫星导航定位测量

卫星导航定位测量技术是以卫星为空间基准点,用户利用卫星信号接收机测定接收机天线至卫星间的距离或多普勒频移等观测量来确定用户瞬间位置和速度的技术。

目前投入使用的全球定位系统,有美国的GPS为全球定位系统、俄罗斯的GLOANS全球定位系统、我国的北斗双星导航定位系统和欧洲的伽利略全球定位系统等。

目前全世界使用的最广泛的是GPS全球定位系统,它是利用导航卫星进行测时和测距,GPS接收机能连续地为用户提供三维位置。

在飞行试验测试中,GPS最基本的定位原理是通过无线电测距来定位。即利用GPS卫星向地面发射高频电磁波,经过宇宙空间、电离层、自由层、对流层面到达GPS接收机天线所产生的时间差进行测距,然后根据测得的卫星与GPS接收机天线间的距离和卫星广播星历,通过不同解算方法来计算出接收机天线相位中心在WGS-84坐标系中的三维坐标、三维速度和精确时间信息,从而实现定位。

用卫星导航定位测量方法来确定飞行试验中运动目标的空间位置时,需在运动目标(如飞机)上安装高精度的机载差分型 GPS 接收机。GPS 接收机在飞行中随时接收 GPS 导航卫星发出的信号,经过解算得到运动目标随时间变化的空间位置信息。

各种航迹(定位)测量系统(如光电经纬仪、测量雷达等)的测量坐标系原点的位置是它们测量飞行试验目标位置和航迹的基准,它的准确度直接影响到定位测量的精度。因此,必须定期或在使用之前,对它们的坐标位置进行精确测定或校准,为此,需采用工程测量技术中的“静态高精度空间定位”方法来获取。

“静态高精度空间定位”在外测中,主要用于控制测量:建立飞行试验场区及试验空间的测量坐标体系及基准,建立各类定位测量系统定位和定向的基准,航迹测量系统的校准,摄影测量校准,飞机部分装机设备位置的标定等。它是其他测量(如航迹测量、摄影测量等)的基础。

测量方法有:平面测量(确定点的平面位置 X 、 Y)和高程测量(确定点的高程 H)。

具体测量时可采用 GPS 测量、导线测量、三角测量、水准测量或多种测量方法。

静态高精度空间定位使用的测量设备主要有高精度大地型 GPS(目前主要采用的是载波相位差分测量)、全站仪、水准仪、经纬仪、电子水平仪等。

9.5.5 摄影测量

除航迹参数测量外,摄影测量也是试飞外测的重要组成部分。摄影(像)测量以研究对象的影像为基础,根据摄影的几何特性和物理特性,通过对目标影像位置的研究、判读、量测和计算等,确定被测对象在摄影瞬间的形状、大小、坐标位置、姿态、轨迹及其相互关系。

摄影(像)测量在飞行试验测试中,主要用于下述试飞课题:飞机外挂物投放的运动轨迹和姿态,武器离机、离梁、出膛后的运动轨迹、姿态和速率,弹射座椅离机后的运动轨迹和姿态,机翼变形测量,直升机悬停测量(航迹和姿态)等。当然对于政治、宣传和广告等方面,摄影测量也具有重大意义。

试飞中采用的摄影测量设备主要有:航空摄影(像)、高速摄影(像)机、摄影经纬仪(光电经纬仪、起飞着陆摄影机)等。

对常规摄影(像)机,一般摄影机拍摄频率每秒在 100 幅以下。

对高快速摄影(像)机,快速摄影机拍摄频率每秒在 100 幅以上,最高快速摄影频率每秒可超过 10^6 幅,主要用来拍摄高速运动或变化现象。

除各种设备的专用外测处理方法外,从大范围的航迹测量到近距离的摄影测量都必须进行影像和图像的处理、分析与判读工作。其中图像处理技术是随着图像数字化设备、数码相机、数字摄像机和计算机技术的发展而发展起来的。图像处理技术是通过对图像的数字化,运用计算机对图像进行某种修正,从而把一幅图像变换成另外一幅图像。

图像识别是使机器或计算机自动识别目标。图像识别系统输入为改善质量后的图像,一般称为预处理后的图像,输出的是对图像中目标(物体)的识别或分类。图像识别的过程包括图像预处理、图像分割、特征提取和图像分类。数字图像识别是用数学的方法表示不同的图像特征,编制出不同的计算软件,输入到计算机图像识别程序中,计算机就可以通过程序对数字图像的信息数据进行计算分析,自动识别出图像的特征。

为了提高测量精度和试飞效率,提高外测结果的可靠性,有时一项测量任务可以使用多种外测设备同时进行测量,例如,采用光电经纬仪、测量雷达和GPS等同时对某些参数进行动态目标测量。但是这些外测设备的测量结果,事后必须进行时间同步和数据融合处理,即依据某些优化准则组合起来,以便得出客观的结论和解释。

9.6 本章小结

(1) 试飞测试是飞行试验技术的重要组成部分,没有测试的飞行不属于工程意义上的飞行试验。对于现代飞机试飞,测试参数的类型和数量、实时性和同步性、测试精度等都有严格要求。测试系统主要包括机载测试系统、地面数据采集和监控系统、外部参数测量系统等,对于一个综合试飞基地来说,这些系统应该相互配套,综合应用。

(2) 现代试飞测试系统的主要标志是:数据采集能力强,测试参数多,单架试验机机载测试参数达6000多个,总采样率达8Mbps;现代试飞都具有地面实时监控设施,其中单通道遥测传输率约为3Mbps,监控画面40~60幅。系统具有实时数据处理能力,大部分试飞结果能及时得到。飞行试验基地还应配备相应的外部参数测量系统,包括光学经纬仪、测量雷达和数码视频等手段。

(3) 以F-22和A380为代表的军民用飞机的机载测试系统将试飞测试技术推向一个新阶段。F-22采用了两套测试系统,即通用测试和航电专用测试系统,其中通用测试系统将传统的PCM系统能力大大扩展。航电专用测试系统采用了光纤军用航空总线。F-22采集8000个参数,PCM总采样率达50Mbps。A380机载测试的特点是将PCM数据流的形式改变为局域网,真正做到分散式采集,采用全双工总线技术,使整个机载测试能力增强,调动灵活,成本低。

(4) 飞行试验遥测技术发展趋势的典型代表为美国的iNET概念。由于飞行试验遥测传输率迅速增长的需求,信息和网络体系试飞的发展,全场域、全区域、全国乃至多国联合试飞的需要,无人机的广泛应用等,使得大数据量、高速率、交叉组网、下行和上行链路兼有的iNET(增强遥测综合网)概念的产生。它是多试验对象上的测试系统和遥测网络系统的综合和集成的体系结构。它的出现和应用将使飞行试验真正实现下行监视和上行控制,空、天、地、海组网测试和信息交换,100%数据实时处理和准实时处理,更大范围和更深层次的资源共享,它将为飞行试验测试技术开拓一片新天地。

第 10 章 虚 拟 试 飞

10.1 概述

10.1.1 虚拟试飞和飞行模拟

虚拟试飞是指利用虚拟现实技术和环境在地面状态下按照试飞计划、程序和方法贯彻执行飞行试验任务。虚拟现实技术就是利用反映实物特性或实际过程的数字模型和仿真的人机界面环境,对客观事物和过程进行研究。因此虚拟现实几个基本要素是:

- (1) 反映客观事物或客观过程的数学模型;
- (2) 人工制作的人机界面环境;
- (3) 感知客观对象运动或过程的传感器和接口;
- (4) 有操作和反馈,实现人与模型的互动;
- (5) 虚实结合。

虚拟现实可以是全部虚拟,也可以在人与模型互动链中,具有客观对象中实物硬件和软件环节。图 10-1 为虚拟现实技术的总体框图。

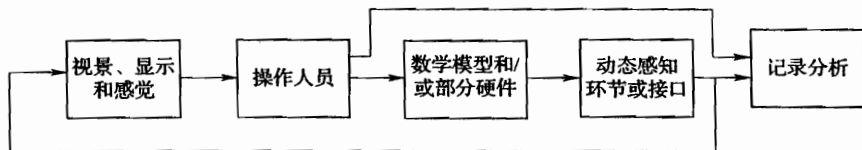


图 10-1 虚拟现实的原理框图

虚拟现实技术可应用于各种科学技术和社会活动中,如果将它用于飞行活动就是飞行模拟;用于飞行试验就是虚拟试飞。因此虚拟试飞就是飞行模拟。那么用了几十年飞行模拟概念为什么又出现了虚拟试飞概念呢,作者认为有如下几点理由:

(1) 以往飞行模拟主要用于飞机飞行试验的两端:试飞准备和用户飞行员培训,如试飞方案的准备和演练;飞机交付后提供模拟器给用户飞行员操作培训,飞行模拟数据和结果并没有作为试飞鉴定结果和结论的有机组成部分。

(2) 现代飞机功能越来越多,飞机系统越来越复杂,因此飞机试飞风险更大,试飞内容、试飞构型、试飞范围、试飞架次、试飞周期和成本都有数量级的增加,如何走出这种被动困局,飞行模拟也许是有效途径之一。

(3) 当代技术发展,如电子和光学技术、计算机硬件和软件技术、建模和验模技术、机械工程等技术发展和试飞队伍素质的提高,使得飞行模拟的实时性、逼真度和可信度大大提高,飞行模拟不但可靠地用于支持试飞过程,而且其结果和结论用于试飞鉴定成为可能。

(4) 无论在中国还是国外, 飞行模拟起初都是为飞行试验准备而研制和发展起来的, 但是后来, 飞行模拟作为一种设计工具成为飞机研制的一个重要环节。当前情况是无论项目管理层和项目执行层都或多或少不重视飞行模拟在飞行试验中的应用, 或者认为设计使用的飞行模拟器就是试飞模拟器。他们忽视了两个事实: 一方面, 在飞行试验过程中, 飞行模拟与飞行试验本身是即时即地的互联交叉使用, 不可能按阶段分开; 另一方面, 设计单位的型号研制和发展对飞行模拟的依赖是一个持续过程, 并不是首飞完成后, 飞行模拟会停止使用, 世界上几乎没有一个型号不是设计→试飞→改进→定型→再改进的过程, 在试飞过程中, 该型号模拟器作为研制工具的应用是不会停止的。

正是由于上述理由, 为了更进一步强调飞行模拟在飞行试验过程中的应用, 强调飞行模拟结果和结论在试飞结果和结论中的采用, 人们特别强调地提出了虚拟试飞的概念。

应该指出, 飞行模拟可以促进、支持、扩展、细化飞行试验, 但无论是过去、现在还是将来, 永远都不能完全替代飞行试验, 这一点在以后的章节中还要详细叙述。

如上所述, 这里强调的是虚拟试飞, 但它与飞行模拟并无实质区别, 为了编著和阅读更适于习惯, 本章仍然使用飞行模拟的概念。

这里还应指出的是, 飞行模拟是一个广泛的专业概念, 它适用于空气动力学、飞行力学、结构力学、飞行控制、推进动力学、航空电子和武器火控以及其他所有航空专业和系统, 但本章的重点还是叙述飞行动力学方面的飞行模拟, 一方面是因为飞行动力学是保证飞行性能和试飞安全的基础, 另一方面也是由于篇幅限制, 不过其他专业方面的飞行模拟在原理和方法上是相同或相近的。

为了讨论建模和模拟的用途, 有必要给出这一术语的定义。模型是一个系统、实体、现象或过程的物理的、数学的或其他逻辑的表示。模拟是实现模型随时间变化的一种手段。模型可以用多种计算机语言来写, 但是对于试验和鉴定模拟来说, FORTRAN 和 C++ 是最普遍使用的语言。一项模拟可包含一个或多个模型, 这些模型的运行是由执行程序控制的。模拟执行程序控制模型运行的顺序、执行的时间步长或频率、模型之间的数据传输、分析用的数据输出。

实时是从时间度量的观点指系统具有对发生的外部事件做出反应的能力。实时系统必须满足绝对的时间要求。例如, 与数字模型连接的硬件在回路中的模拟器必须同步以便飞机的航电系统信息能正确地传给软件模型并以正确的速率定时反馈。实时系统必须能够处理多路不相关的输入, 但它们仍然必须是时间同步的, 实时的。

对于飞行动力学, 实时通常是指人在回路或硬件在回路中的模拟。

非实时指的是模拟时间不能与实际时间那样以同样的速率运行。这种模拟可以运行得比实时快也可以比实时慢, 取决于任务性质和软硬件条件。但无论是快还是慢, 试验结果是正确的、相同的。

10.1.2 飞行模拟的发展

使用数学模型作为模拟飞行的手段是随着 20 世纪 50 年代计算机的出现而诞生的。突破声障后, 航空业以前所未有的步伐前进。工程师们认识到需要借助新工具来理解复杂的气动现象并预测风险试验任务的安全性。实时模拟在 1957 年首次出现在美国国家航空航天局 (NASA) 德莱顿 (Dryden) 飞行研究中心 (DFRC), 进行的是 X-1B 飞机的模拟

仿真。

美国空军飞行试验中心(AFFTC)的第一台模拟器建于1958年,用于支持X-2飞机的试验。不久,NASA DFRC研制了一台X-15模拟器,这在当时是最大的模拟器。这台模拟器精确复制了一个X-15座舱,并使用X-15的操纵钢索和杆系以及气动操纵面。这台模拟器被广泛地用于支持试验任务规划,应急程序训练和飞行轨迹设计。

由于当时计算机不能仿真复杂的非线性模型,使早期的模拟器受到一定的限制。尽管如此,这些早期的模拟器在20世纪70年代相对便宜的微机出现之前扮演着主要的仿真角色。计算机技术的发展大大提高了飞机在大迎角(AOA)区以及复杂飞控系统的建模能力。模拟器的其他类型,例如,空中模拟器,在这一时期也得到了飞速发展。美国的许多科研机构、飞机研制机构、军方乃至大学都在研制和应用空中飞行模拟器(又称之为变稳飞机)。欧洲和俄罗斯也紧随其后,其中德国宇航研究院(DLR)的飞行力学研究所,1972年开始应用空中模拟器,用他们的HFB320变稳飞机研究数字飞控系统,如为了降低噪声利用HFB320研究确定了适当陡峭的着陆进场航线。

当然,随着PC机的出现,模拟发展的新浪潮已经开始。曾经需要满屋子计算机的仿真现在只需要一台工程师桌上的微机就可完成。这使模拟的花费急剧减少的同时增强了它的模拟应用能力。但试验工程师仍必须理解构建模型的基本假设以及模型该如何验证和确认,并要不断用真实的试验数据更新模拟数据。计算机是工程师强有力的辅助工具,但它永远不能代替工程师对飞行模拟的应用和良好的工程判断。

中国飞行试验研究院是国内飞行模拟器研究和应用最早的机构。他们对飞行模拟在试飞中应用的研究从未间断过。从1960年到1965年建成了SB-6操纵系统实验室,它具有通用的飞机操纵系统台架、仪表飞行操纵座舱和简易操纵显示、实时解算飞机运动方程的模拟式计算机以及相应的液压和电源等保障设备。它是我国第一个仪表飞行模拟器和操纵系统试验“铁鸟台”。该设备使用寿命持续20年,为当时的中国飞机11个型号和BW-1变稳飞机的研制和试飞做出了重要贡献。从70年代中期到80年代中期研制的SB-100飞行模拟器是SB-6基础上发展起来的新型模拟器,它是在国内首次采用10m直径球幕视景的空战模拟器,应用点光源的视景投影技术和闭路电视目标投影技术实现人在回路中的空战模拟。该模拟器具有6通道飞行操纵系统试验台,并首次采用电液伺服舵面铰链力矩负载模拟器,实现硬件在回路中的飞行模拟,它也是中国第一台采用数字计算机的飞行模拟器。在80年代末为配合“飞豹”飞机的研制和试飞,试飞院还研制了SB-300地面飞行模拟器,它是中国第一台具有计算机成像(CGI)系统的飞行模拟器,同时也是中国第一台采用电液伺服人感系统的飞行模拟器,这为飞控系统人感特性试飞研究提供了方便。到20世纪90年代,为满足第三代战斗机的试飞需要,中国飞行试验研究院研制了更先进的6自由度活动基座的地面飞行模拟器,

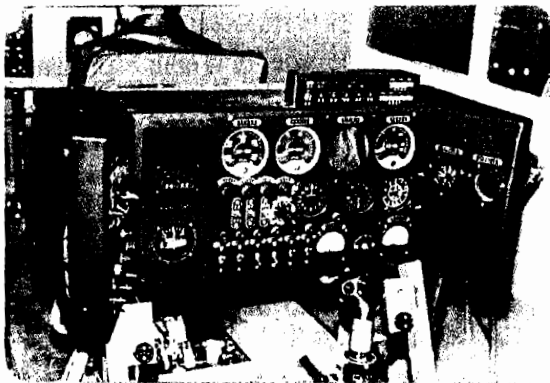


图10-2 SB-6

该模拟器具有先进视景光学系统,并首次将飞机动力学模拟和综合航电 POP(驾驶员操作程序)人机界面综合到一台飞行模拟设施上,以利于更有效地支持新机的试飞和试飞员演练。

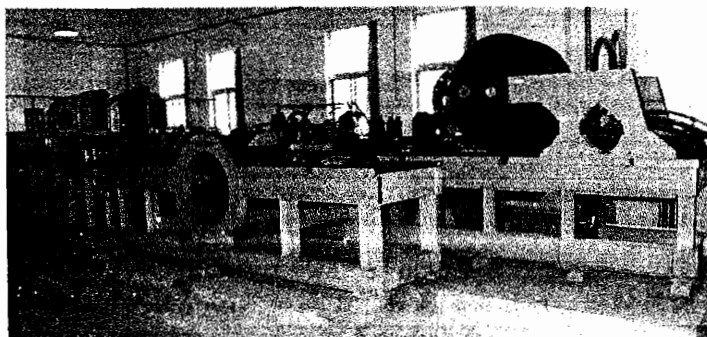


图 10-3 SB-100

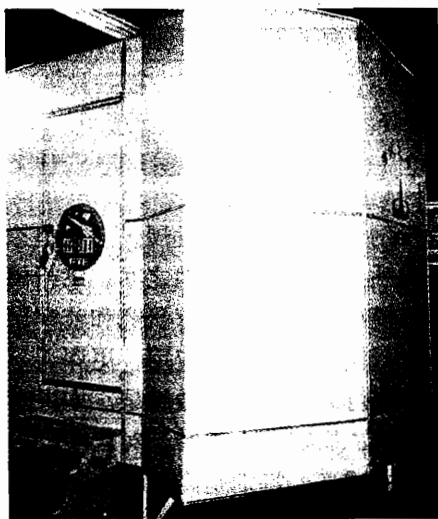


图 10-4 SB-300

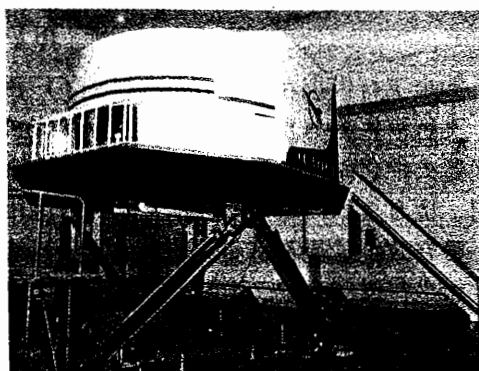


图 10-5 FS-10

在地面飞行模拟试验设施研究和应用的同时,试飞院还在空中飞行模拟技术上进行不断研究和探索。20 世纪 80 年代研制成功了 BW-1 纵向变稳飞机是国内首次采用可大范围变增益和变模态的全权限数字电传飞控系统的试验研究机,同时首次采用了机载电液伺服人感和目标跟踪显示系统,为飞机飞行品质和试飞技术研究做出过重要贡献。90 年代研制成功的第二代变稳飞机 IFSTA(综合空中飞行模拟试验机)具有全权、全时、三自由度变稳控制能力,飞控系统应用了响应反馈和模型跟踪技术,为新机空中飞行模拟、飞行试验技术包括无人机试飞技术研究和试飞员培训完成过许多重大任务。

从 20 世纪 80 年代开始,国内其他若干单位也开始研制飞行模拟器,比较典型的是,北京曙光电机厂研制的歼 6 飞行模拟器,在国内首次研制和应用 6 自由度活动平台;到 90 年代,各相关飞机设计所开始研制和应用飞行模拟器,他们的加入为飞行模拟事业的发展注入了活力。

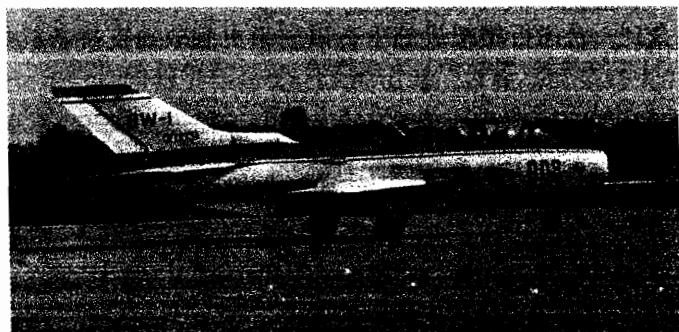


图 10-6 BW-1



图 10-7 IFSTA

如今飞行模拟在各个方面都得到了广泛应用, 由于网络信息技术的发展, 飞行模拟器之间、飞行模拟器与真实飞机之间、真实飞机和真实飞机系统之间、空和地之间、飞行模拟器与武器火控之间, 通过组网实现了大大小小不同的体系模拟, 这种模拟有研究和鉴定层面的应用, 也有战术战略推演和训练层面的应用, 未来的飞行模拟技术及其应用, 更深入、更广泛、更有效, 这是不言而喻的发展趋势, 认识越早, 采取行动越早, 受益越早。如果有人到现在对飞行模拟在试飞中的应用还没有认识, 或认识不足, 那实在太落后于时代了。

总之, 通过飞行模拟的虚拟试飞, 达到部分替代真实试飞, 特别是高风险性和高消耗项目试飞, 而且所得出的结果和结论与飞行试验一样翔实可信, 这是飞行模拟的终极目标。随着科学技术的发展, 特别是计算科学和电子科学的发展, 虽然不期望虚拟试飞完全替代真实试飞, 但虚拟试飞占整个试飞内容和工作量的比重会越来越大, 这种趋势发展不会很快, 但这种趋势是确定无疑的。

10.2 飞行模拟的作用、限制与对策

10.2.1 飞行模拟的作用

飞行模拟对飞行试验支持的作用体现在如下几个方面。

10.2.1.1 有利于确保试飞安全

飞行模拟对飞行试验支持首先体现在通过飞行模拟有利于保障试飞安全。理由包括以下几方面。

(1) 及早发现飞机性能可能存在的缺陷

飞机设计是一个复杂的技术活动过程,尤其是具有非常复杂控制律的现代飞机,有许多潜在问题可能会存在,试飞前对飞机动力学的地面模拟飞行,尤其是飞机使用者,试飞员在回路中的模拟飞行,可能发现科技工作者未能发现、未能理解的问题。例如,某型飞机地面飞行模拟中,试飞员们发现该飞机可能存在倒飞尾旋,按照这个意见,设计师在控制律中增加了负迎角限制器;又如,地面滑行飞行模拟过程中,试飞员提出飞机容易侧翻,按照这个意见,设计师对进场着陆控制律进行了优化,改善了飞机的侧风着陆进场动态特性。试飞工程师根据模拟试验情况,制定了缜密的侧风着陆试飞计划,试飞员自己也制定了实用的侧风着陆程序,确保了试飞安全。相反,有些新机型号,没有经过或没有认真经过飞行模拟程序,对飞行动力学中存在的问题未能暴露,如结冰情况下的动态操纵特性,某些飞行状态下的飞行品质恶化等未充分认识,结果造成了严重的飞行事故。这种教训应该成为宝贵的财富,人们不应该忽视飞行模拟在保证飞行安全方面的作用。

(2) 通过飞行模拟制定完善的飞行试验计划和方案,特别是应急状态下的应急处置方案

新机飞行试验是一项极其复杂的系统工程,试飞大纲和试飞任务单中确定的试飞方法和程序很难凭经验去达到优化的目的,尤其是对于新机、新的技术人员和新的试飞员,通过地面模拟,边飞行、边讨论,逐步达到优化。

对于飞机可能出现的故障模式,如单发停车、飞控传感器或舵机故障等特殊情况,更应该通过地面飞行模拟去有意制造这些险象,从而制定相应的应急处置措施。特别应该指出的是,有一些极端故障状态,如果要在空中试飞验证,将会存在极大的风险性。大多数专家的认识是:对于这种故障概率极低和故障后果极严重的状态,不应在空中进行试飞研究,但必须在地面模拟器上验证。比如,四余度飞控系统中出现2:2故障、俯仰速率传感器全部故障、舵面卡死、双发飞机的双发停车,等等。

应该指出的是,一部分人对那种故障概率不是极低而故障后果极其严重的状态不够重视,甚至连地面模拟飞行试验也不认真执行,对真实飞行试验存侥幸心理,这种态度终将受到惩罚。事实证明,只要工作细致,通过地面模拟事先制定应急预案就可能避免严重事件的发生。

(3) 试飞员在飞行模拟器上的演练极其重要

在前面“试飞驾驶员”章节中,要求试飞员在每一个试飞任务单执行之前都要回答几个问题:飞什么?怎样飞?为什么要飞?为什么要这样飞?预期结果是什么?可能会有什么样的特殊情况?针对这些特殊情况采用的应急处置方案是什么?作为一个试飞员,不论他的背景和经历如何,要想针对每一个任务单回答每一个问题都是有困难的,但作为一个现代飞机试飞员,他必须回答,最好的途径就是通过飞行模拟,充分与技术人员探讨,他就不但能回答这些问题,而且强化了正确执行和解决问题的能力。对于现代飞机试飞,即使不是每个任务单和每个试飞员都要进行试飞前演练,至少要在首飞前、风险大的试飞科目试飞前,或新试飞员试飞前都必须进行这种演练。

应该说明的是,不仅试飞员需要培训,需要回答这些问题,而且试飞队伍中承担试飞监控和指挥的人员也应回答这些问题,因为他们同样也承担保障飞行安全的责任,因此地面飞行模拟中相关试飞队伍成员也应同时参加培训和演练。

某型号飞机在验证反尾旋控制律的试飞中,由于未采取断开迎角限制器的措施,完全依靠飞机能量跃升越过迎角限制器而进入反尾旋模态起作用的迎角范围,为此采用了所谓“海豚跃”的试飞方法,在这个过程中既要使飞机迎角超过限制迎角,使飞机进入不可控区,又不能让飞机进入尾旋模态。为此试飞队伍在飞行模拟器上反复试验,反复切磋,针对每一架次和每一步迎角增量扩展都要进行模拟试飞。如果某一试飞员在某一试飞任务单执行之前超过 24h 未能执行试飞,他必须重新进行模拟飞行,重复上一次演练的过程。同时地面监控指挥员始终与试飞员一道经历全部模拟过程,模拟飞行的时间历程和数据格式完全按照地面试飞监控的格式显示给监控人员,或者直接将模拟曲线送到地面监控站。这样在真正试飞过程中,试飞员、指挥员和专业监控人员都做到心中有数,如果试飞结果与模拟飞行结果不一致时,立即中止试飞进行分析,有力地保证了试飞安全和试飞任务的完成。

相反,有些新机试飞未经过飞行模拟准备,对突如其来的不正常飞行状况,试飞员和指挥员毫无察觉,本来可能避免的事故未能幸免。

对于重要的或风险级别高的试飞科目,往往采用所谓“影子模拟”,即实时地将实际飞行的操纵输入送给飞行模拟器,检查实际飞机响应与模拟飞行响应的一致性,如果相差很大,超过预定的门限就要中止飞行任务,找出原因,要么飞机系统工作和响应存在问题,要么地面模拟不准确,不管哪一种,都要停下来做工作,确保试飞安全。

当然飞行安全事故的统计分析与发生概率相关,影响飞行安全的因素很多,不是所有因素飞行模拟都能发现和解决,很难说清哪一次不经过飞行模拟就一定会出事故。但是有一个事实是:20 世纪 60 年代以前,世界各国试飞事故率非常高,有人统计,美国五六十年代平均每周都有一个试飞员牺牲,俄罗斯红旗研究院和飞行研究院,试飞员牺牲的比例也很大。而现在试飞事故率要少得多,除了飞机研制水平和技术基础的原因外,飞行模拟的有效应用是其中重要原因之一。

10.2.1.2 提高试飞效率,减少试飞架次

在当今飞机试飞中,利用飞行模拟进行试飞规划,优化试飞大纲和试飞任务单已成为一个通则,仅凭试飞经验和感性评估必然带来很大误差。往往有这样的情形,试飞工程师编写任务单后,交给试飞员执行试飞,即使试飞过程中未出现任何意外因素,实际执行过程与任务单计划的时间相差很远,有时可相差 1 倍,这一方面与试飞工程师经验有关,另一方面与试飞员的素质有关,而这两者都可以通过飞行模拟去改善和提高。这里以一个典型的例子说明:某型号试飞迎角限制器时,原计划约 30 架次,周期为 1.5 个月,实际上仅用了 17 架次和 11 天周期,完成了试飞任务。究其原因主要有四点:

(1) 在进行该科目试飞之前,三个试飞员在飞行模拟器上用了近 1 个月的时间,在近 300 个驾驶动作和飞行状态点中选出 20 多个驾驶动作和飞行状态点,试飞方案大大优化;

(2) 通过模拟器摸索,使试飞员熟悉了试飞对象和操纵响应,熟悉了驾驶动作和动作之间的衔接,争取了时间;

(3) 试飞员和指挥员在飞行模拟器上同时探索和试验,彼此熟悉和协调,试飞员和技术人员相互交流沟通,大家有共同的意志、目标和步调;

(4) 为避免由于飞机故障造成的进度拖延,用了两架性能状态相同的飞机保证试飞执行。

上述四项原因中,有三项是出自于飞行模拟贡献。从这个例子可以看出,通过飞行模拟

对于优化试飞方案,提高试飞效率,减少试飞架次具有很大潜力。

当然试飞架次的增多和试飞进度的延误不完全是试飞方案和试飞员素质问题,飞机状态(如故障等)、环境、空域和管理等诸多原因都是不容忽视的因素。

10.2.1.3 飞行模拟可以提高试飞质量,扩展和补充试飞状态

飞行模拟对提高试飞质量,扩展和补充试飞状态,提高试飞结果的应用具有非常重要的意义,具体体现在以下几方面。

(1) 确保试飞状态和试飞驾驶动作的精准

试飞任务单中有许多试飞设计要求飞机状态精确保持,试飞操纵准确无误,例如在各种环境下的进场着舰、空中加油、密集编队、人工地形跟踪、目标截获和瞄准、改尾旋操纵、驾驶操纵扫频、特殊飞行品质和参数辨识驾驶输入等,都需要试飞员在实际操纵环境中反复体会和实践,对此飞行模拟提供了其他环境难以替代的平台。对于试飞工程师而言,许多新的试飞技术和试飞设计,试飞数据处理方法和判据研究,通过飞行模拟是一种最佳研究途径,因为它接近试飞,而又不必付出试飞的代价。同时飞行模拟为试飞工程师提高了参与“试飞驾驶”的舞台,这对于他们理论联系实际,提高试飞设计和试飞数据处理水平大有助益。

(2) 扩大试飞包线

飞机飞行包线分为使用飞行包线、实用飞行包线 and 设计飞行包线。事实上实际试飞的包线主要集中在使用飞行包线内,实用飞行包线涉及较少,设计飞行包线一般不会触及,但实际使用中特别是空中紧急状态下,如空中格斗,低空大速度急速拉起等,很有可能意外超出使用飞行包线。那么如果超出包线后会发生什么。这是试飞工程师应该考虑的问题。通过飞行模拟扩展飞行包线,研究超边界后的飞行动力学问题,甚至结构动力学问题是可能的。当然超过边界模拟试飞的前提是使用飞行包线在实际试飞中已经完成,证明使用包线内的飞行动力学和结构动力学方面没有问题并留有一定的安全余量。同时在已飞包线范围内证明仿真模型的逼真度满足要求,超边界模拟试飞的结果具有满意的可信度,这对于发挥型号飞机使用潜力、保障飞机使用安全、积累飞机设计经验都具有十分重要的意义。

(3) 补充和加密试飞状态点

现代飞机功能多,包线范围宽,飞机构型复杂,武器发射靶试工作量大,这些使试飞状态点和试飞架次大大增加。相应地,试飞周期和成本也大大增加。为了摆脱这种困境,通过飞行模拟补充和加密试飞状态点,实现真实试飞与虚拟试飞的有机结合是一条有效途径。同样,能够有效结合的前提是通过真实试飞证明仿真模型具有满意的可信度。利用飞行模拟可能进行补充试飞的内容包括:

- 增加飞行品质和飞机性能状态点:通常型号试飞只选择几个高度,对于现代飞机使用性能来说,对于飞机考核充分性来说,这些飞行高度和速度点不够密,试飞曲线拟合点太稀,尤其是受客观条件限制,如地形或人文环境限制,低海拔试飞高度不能飞行,可以至少是部分可以通过飞行模拟进行补充试飞。有些使用性能包线,如第5章中的等能量包线等,完全可以在试飞结果基础上,通过飞行模拟,得出相应的曲线,而这些对于部队使用具有很高的实用价值。

- 补充飞机试飞构型:对于一架多功能现代战斗机,飞机构型达几十种,甚至上百种

组合, 这些构型不可能全部试飞。可以选择一些典型的或临界构型进行试飞, 其余构型可通过飞行模拟进行补充试飞。

武器和外挂分离补充试飞: 外挂投放, 包括副油箱、挂架和炸弹投放, 种类很多, 投入成本很高, 可以通过典型投放证明仿真模型正确后, 通过飞行模拟增加投放内容, 扩大投放包线。

对于导弹发射更是一种费时费钱的试飞内容, 同样可以在选择性的靶试后, 通过地面飞行模拟扩大发射包线, 增加发射模式, 选择不同的目标和战术态势等。尤其对于重点在武器装备的定型试飞, 试飞鉴定单位不但应给出已经发射的有限状态点的武器性能和精度, 而且有责任对武器全包线发射边界的武器性能给出评价意见, 为用户负责。

- 通过真实试飞与虚拟试飞结合, 给出更加全面的试飞鉴定结论: 当前世界上试飞数据处理具有两条途径, 一种是按照技术要求, 采样地给出数据处理结果, 称为点对点数据处理。如对于某一构型, 在某高度和速度飞行条件下, 从飞行响应时间历程数据, 求出短周期频率、阻尼和等效延迟时间等, 按照国军标检查是否符合要求; 另一种数据处理方法是, 通过飞机响应时间历程数据, 识别和验证飞机数学模型, 然后通过模型计算, 得出所需要的性能指标, 更大范围地判别是否满足技术要求。

除了计算出相应指标外, 有一些还需要试飞员的驾驶评述, 这就需要利用仿真模型进行飞行模拟, 更全面地给出鉴定结果和结论。

总之飞行模拟对飞行试验支持的重大意义在于: 确保试飞安全, 提高试飞效率, 提高试飞质量, 扩展和充实试飞状态, 减少试飞架次, 节约试飞成本。

那么飞行模拟支持试飞的具体用途是什么呢? 通常对于驾驶员在回路中的飞行模拟可以完成下述各方面的任务:

- 试飞规划设计和飞行包线的确定;
- 试飞机动动作的确定;
- 异常现象的分析研究;
- 新试飞技术的开发, 包括新的激励方法和参数辨识;
- 飞控控制律验证;
- 故障模式影响分析和应急处置措施的制定;
- 人机组合特性初步研究, 包括高增益任务研究;
- 人机界面初步研究, 包括人感系统和控制显示研究;
- 飞行品质的组合评价;
- 作战效能和任务性能评估;
- 火/飞/推综合控制研究;
- 试飞队伍培训;
- 试飞员演练。

10.2.2 飞行模拟的限制

应该指出的是, 地面飞行模拟的应用是有效的, 但地面飞行模拟的应用是有限制的, 主要问题是:

- (1) 所有仿真模型都是基于一定的假设, 尤其对于复杂的非线性模型, 这些假设带

来的误差更大,因此飞行模拟的试飞结果必须经过飞行验证。对飞行模拟的结果要具体分析,有限范围内的结果和结论也许正确或接近正确,但不表示所有范围和所有科目都正确。

(2) 飞行模拟所使用的信息反馈,包括座舱运动、座舱显示、舱外视景都可能误差。对于固定基座模拟器,驾驶员没有动感反馈,对过载和角速率没有身体的随动和触觉,而这些对于机动状态的飞行是很重要的;对于活动基座的飞行模拟,驾驶员感受的动态特性受到限制,无论是角运动和线运动都不能无限制地提供给驾驶员,而且最重要的是这些运动中掺杂了许多假信号,如 Washout 线路,即洗出滤波造成的缓慢返回运动,即使有瞬态的过载感觉,但没有过载的持续感觉,对于稳定盘旋和持续曲线运动形成不了持续的加速度反馈。这些都会给驾驶员以假象。所谓“过载座椅”,仅仅是给驾驶员一个局部体位的挤压,与空中飞行中的动感相差甚远。

(3) 强调人在回路中的飞行模拟就是强调人机闭环特性研究和评估。不言而喻,除了飞机平台和飞控特性外,人的特性极大地影响人机闭环特性,而影响人的特性的因素很多,主观的和客观的因素都有,这就是为什么有些动态特性,如驾驶员诱发振荡(PIO),同样的飞行条件有的驾驶员会遇到,有的驾驶员不会遇到;即使是同一驾驶员和同一飞行条件,在许多次飞行中没遇到过,但其中一次却遇到。在诸多因素中,驾驶员的心理因素占有非常重要的位置。而这一点地面模拟和实际飞行差别极大,因此地面模拟飞行结果应进行认真分析,对这些状态飞行模拟结果和结论的应用需十分小心。

应该明白,逼真度糟糕的飞行模拟,不经过飞行试验校核的模拟,宁肯不用。因为它不仅得不到正效果,反而会带来负效果。

10.2.3 克服飞行模拟限制的对策

针对上述关于地面飞行模拟的缺陷或限制,人们应该采取的措施如下。

(1) 强调和改进飞行模拟的逼真度

- 仿真数学模型应尽可能完善和正确,任何假设前提都应认真分析,不该简化的不得随意简化,所有数据来源都应检验;
- 驾驶座舱环境应尽可能真实,人感特性必须与真实飞机保持一致,最好直接使用真实产品;
- 所有人工制造的飞行环境都要强调对驾驶员的正确影响,逼真,实时,形象和行为规范一致;
- 飞行模拟结果必须经过飞行校核,而且不断地反复迭代,从首飞前滑行开始,随着飞行试验的深入开展,每一步都要进行对照和修改。当定型试飞完成后,交付使用的地面飞行模拟器必须有试飞验收和鉴定结论。

(2) 地面与空中试飞相结合,得出正确的、完整的试飞结论

对于较有把握的模拟试验内容,如线性、小扰动、平静大气的飞行模拟,或与飞机平台动态特性关系不密切的试飞内容,可以更多地依赖和使用地面模拟飞行结果。但即使这样,仍然需要通过试飞验证。对于非线性、大扰动、动态环境复杂的试飞内容,主要依赖和使用真实飞行的结果。空中飞行模拟是地面飞行模拟与真实飞机飞行之间的有效过渡,应该予以重视。对于高增益飞行任务,空中飞行模拟结果和结论有效和可用,因为它是真实飞行条件

下的试验。但它也经过了一些简化和模型处理,因为其试飞结果仍需要型号飞机试飞去验证。对于高增益飞行任务的地面飞行模拟结果和结论,必须认真分析。

(3) 加强对试飞员进行地面飞行模拟的专门培训

地面飞行模拟应用的主角仍然是试飞员。一个现代飞机试飞员对地面飞行模拟的态度应该是:它是一个非常有用的工具,应该热衷于使用它,以获取最大收益;另一方面要了解它,了解它的缺陷或不足。这种缺陷和不足有些是固有的,如心理状态和运动动感问题,这是任何人都难以改变的;另外有些缺陷是个体的,如模型问题,机械特性和物理环境,计算时延问题等。试飞员的任务是了解这些问题,通过使用指出这些问题,凡是能改进的要求技术人员去改进和完善;另一面试飞员在使用地面飞行模拟时,应自觉地去甄别是被试对象及其系统的问题,还是飞行模拟设施带来的问题等。

最后一点,也是最重要的一点,试飞员从新飞机滑行开始就有责任去比较实际飞机与飞行模拟差别,甚至这种比较不仅是事后的,而且应尽可能是实时的,一方面比较实际飞机响应与地面模拟预测的响应是否一致,如果相差过大就应中止试飞任务,找出原因;另一方面通过每次飞行,校核地面飞行模态,改进地面模拟逼真度。试飞员对待每一次模拟飞行都要像对待每一次实际试飞一样,事前准备,下任务;模拟飞行中精力专注飞行,并与监控人员互动交流,模拟飞行任务完成后要有讲评和总结,并有书面评述。

总之,试飞员对飞行模拟的态度应该是:热爱它,应用它,校核它,完善它。与飞机一样,飞行模拟是试飞员飞行生涯中不可分离的伙伴。

10.3 飞行模拟的分类

飞行模拟具有多种分类方法,从支持飞行试验的观点,我们可以把飞行模拟分为三大类:非实时飞行模拟,实时飞行模拟和空中飞行模拟。其中实时飞行模拟又分为人在回路中的飞行模拟和硬件在回路中的飞行模拟;硬件在回路中的飞行模拟又分为试验台架在回路中的飞行模拟(“铁鸟台”)和飞机在回路中的飞行模拟。事实上硬件在回路中的飞行模拟也可以是人在回路中的飞行模拟,如图10-8所示。

10.3.1 非实时飞行模拟

非实时飞行模拟实际上就是数字仿真计算。它的主要特点是模型运行的时间与实际过程并不一定一致,或快或慢,很可能1s计算相当实际过程中的10s;或者相反,10s甚至更长时间的计算仅代表实际过程的1s。计算工作者只是建立模型,确定输入输出,并不参与到计算过程之中,也就是人不在仿真的回路中。人和模型运行中没有连续互动交联的关系。正是由于这种特点,数字仿真可以建立非常精细的数学模型,包括流体力学计算,结构有限元计算等。由于飞行仿真的数字计算涉及的环节非常多,气动模型、结构模型、发动机模型、飞控系统模型、武器弹道模型等,这些模型之间的精准度要匹配。根据计算目的,模型可简可繁,但相关的模型精度一定要相当,例如非常精准的气动模型与非常粗糙的飞控系统模型相结合就没有太大意义。

数字仿真对于飞机和系统的设计非常重要,它是构型选取和系统综合的有效手段。然而数字仿真对于飞行试验也非常重要,随着建模验模水平的提高,计算机和输入输出等硬件条

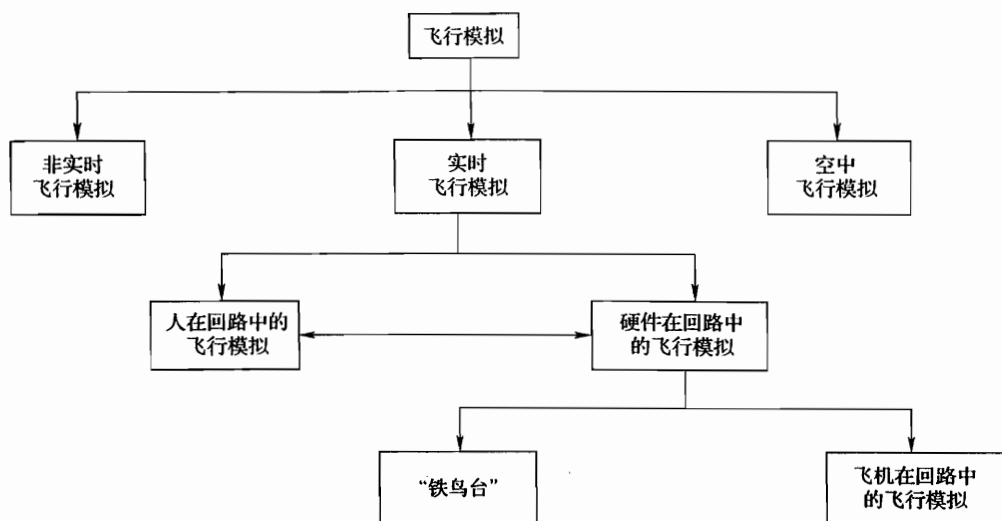


图 10-8 飞行模拟分类

件的改善，数学仿真几乎可以用于飞行试验的每一个专业，特别是试飞方案制定，试验矩阵点的优化，试飞结果预测和试飞结果分析等，包括结构完整性试飞方案制定和激励方式选择，大迎角试飞方案的制定和反尾旋措施的选择，导弹武器发射包线和目标运动的确定等。

那种认为数字计算只是设计师的事而与试飞无关的思维是错误的，相反，飞行试验的数字仿真应该是设计师与试飞工程师密切协作的结果，是航空各个专业工程师密切合作的结果。应该明白，飞行试验是航空行业全体成员的共同责任；飞行试验的成果是全行业的共同成果。

10.3.2 人在回路中的飞行模拟

人在回路中的模拟又称飞行品质模拟，是用于支持飞行动力学试验的最普遍的模拟类型。大多数飞机制造商和飞行试验站已经可以使用人在回路的模拟。这些模拟为试验小组获得极大的好处并实际上几乎每种专业都需要用这种模拟来支持飞行试验。然而，创建一个高逼真度的人在回路的模拟是非常昂贵的并需要博学多知。必须考虑的因素是运行时间，模型的复杂性，座舱的逼真度，运动基的逼真度，自由度和视景，以及模拟器的安装地点。所有这些因素必须根据模拟器预期的应用和它与飞行试验计划执行的关系来定。

人在回路中的模拟在宇航工业中的用途也很广泛。它们在武器系统寿命期的各个方面都起着关键的作用。它们被用于概念研究，系统需求分析，设计折中，设计试验，人素试验，飞行试验，使用规划和使用试验，系统训练和系统改良。人在回路中的模拟在民机取证以及民机驾驶员培训方面都起着重要的作用。

一般而言，人在回路中的模拟器，不论支持设计还是试验，都由相同的三个基本部分组成：感觉、视觉和数学仿真。感觉指的是驾驶员的飞机操纵机构如驾驶杆和油门杆；视觉指的是呈现给驾驶员的可视信息包括座舱显示器和舱外视景；数学仿真指的是用于

模拟模型的解算,包括飞机、环境甚至包括视景模型。每一部分的逼真度都要根据人在回路中的模拟所需的应用来确定。例如,为了在座舱的多功能显示器(MFD)上进行显示信息质量评估的人素试验,没有必要要求高逼真度的舱外场景。实际上,舱外视景的存在,可能分散驾驶员集中评价多功能显示器的注意力。因此,人在环的模拟器通常需要适应这种特定的要求。

有些飞行模拟器的这三部分都需要采用最高逼真度要求。例如,空战环境战术评估设施(ACETEF)。这些设施使用真实的座舱,360°的视景系统和高逼真度的数学模型。尽管如此,关于每一部分的逼真度多高才是“足够好的”仍存在着相当大的争议。为了确保各部分都有较高的逼真度且支付的成本能达到期望的结果,因此了解人在回路中模拟的预期应用是绝对有必要的。

从飞行试验目的,人在回路中的模拟最适用于试验规划/包线许可的确定,试验机动作的定义,飞行试验异常现象研究,试验方案研究和飞行乘员培训。下面简述一下关于人在回路模拟器中的各种应用。

(1) 试验规划/扩展包线确定

使用有人飞行模拟的最重要的好处之一是提高飞行试验的安全性。自从20世纪50年代的早期模拟以来,有人模拟已经提供给驾驶员和工程师在飞行之前理解飞机的飞行特性的一个机会。评估有人模拟中收集的数据可以确定是否在正常或试验飞行过程中可能会出现不安全情况。而且,这种数据为飞机飞行包线有计划的逐步扩展奠定了基础。然而评价飞机安全操纵特性的方法各不相同,典型的是已知的感兴趣区域首先评价。例如,起飞和着陆特性通常是首先要经过飞机操纵品质彻底检查的区域。各种飞机总重和重心条件下的众多的变量使用人在回路的模拟器能很快实施和评价。这些分析可以在设计的早期阶段进行,以帮助调整飞控系统的增益或在飞机抬前轮过程中调整杆力。但最重要的是,设计小组寻找可能引起飞航事故的异常情况,如驾驶员诱发振荡。

人在回路中的模拟是确保飞机按期望飞行的理想工具,但控制律的优化不能单纯依赖人在回路的模拟。当观察人在回路模拟的结果时,必须考虑闭环机动中身体缺乏感知信号的因素,视景的改进将对此有所帮助,但不能完全解决这一现象。

对于着陆构型,通过飞行模拟器试验确定驾驶员是否有足够的操纵权限来克服侧风或确定大重量、飞机后重心着陆时合适的迎角。在着陆期间,当重量压在机轮上时,现代数字飞控系统通常会切换飞控的模式,模拟器试验可用来确定飞控模式转换的瞬态响应。为了全面研究起飞着陆构型的所有特性,大量其他类型的试验也在有人驾驶的模拟器上进行。

相似类型的研究在飞行包线的其他区段进行,像大迎角和跨声速机动。试验工程师和试飞员通常在模拟器上一起工作,研究从飞机失速或大迎角机动引起的不可控飞行条件下飞机如何改出的技术。他们观察飞机的尾旋特性和座舱显示器,确保在不可控条件下改出时有合适的信息显示。然而,对于这类研究,在使用人在回路的模拟时,重大的限制因素是在模拟范围内气动数据的质量。通常数据在大迎角区是非线性的,风洞试验或计算流体力学(CFD)确定误差大。投放飞机模型可搜集到与飞机尾旋特性相关的数据,应该利用这些数据改善大迎角数学模型的正确性。

进行大迎角的这类风险的飞行试验时通过模拟获取的数据是关键的。模拟器不仅向飞

行员提供熟悉大迎角状态下飞机操纵特性的机会,而且也为工程师提供相当于飞行试验的数据。试飞工程师获得临界参数的数据,如在特定的试验机动中达到的最大迎角或俯仰角,用这种数据画出曲线与真实飞机性能比较。当飞行包线扩展到较高的迎角时,如果预测值有明显偏差,停止试验,直到解释清楚这种偏差产生的原因,并且认为以后试飞员飞行安全可以保证才继续试验。如果真实数据与模拟预测结果完全吻合,飞行试验的步伐可以通过删掉一些飞机的试验点来加快。非线性区飞行试验,任何时候都应当在一些极端点进行试验,保证飞机能够真正达到使用所要求的条件。试验人员不应省略那些关键极端点。

使用人在回路中的模拟器降低了与飞行动力学包线扩展相关的风险,但其他飞行包线扩展试验如颤振和结构试验仍然要求严格的飞行试验,不过模拟器可以用于帮助试飞员得到练习这些机动的机会。

(2) 试验机动的确定

飞行动力学试验的技术和飞行机动动作是经典的,但每型飞机都具有其独特的飞行品质,这要求精确地定义每一个飞行试验机动动作来保证能够达到飞行状态和机动动作的可重复性。此外,实施机动的顺序经常取决于其他一些因素,如与其他试验科目的综合要求,计划好的试验架次和时间长短,以及试验过程中是否预料到任何意外的情况等。通常,为了准确到达所需的飞行试验条件,试飞员需要学会进入机动的合适技术。这类机动动作的确定和完善能够在空中飞行过程中完成,但是飞行模拟器更适合进行这样的任务。

F-60 飞机(验证机)的飞行试验计划是一个很好的例子,其中一种情况是要验证 F-60 飞机在平尾出现结冰时能否保持零过载的正杆力。该试验是一个风险的试验任务,应用模拟器来减少试验的风险,确定要达到这种特定的飞行条件所需的试验技术。

通过应用飞行模拟器,F-60 试验组能够调整飞行试验计划,并且降低试验风险。在 F-60 飞行试验大纲实施过程中,飞行模拟器发挥了不可估量的作用,它是执行飞行试验大纲不可分割的一部分。

飞行模拟器的另一个普遍应用是飞行包线的边界试验,如大迎角或大过载试验。飞行模拟器也可以用于优化闭环的试验机动动作,如跟踪时操纵品质(HQDT)的试验。为了正确评估闭环特性,模拟器需要有极佳的舱外视景显示,包括良好的目标模型,具有准确杆力和发动机模型,高逼真度座舱。必须引起注意的是,如果模拟器的逼真性不像要求的那样,那么在模拟器上试飞员进行闭环操纵品质的空中评价可能会产生有害的影响和偏见。因此用飞行模拟器获得操纵品质评分等级时,必须特别注意并全面了解飞行模拟器的局限性。

(3) 飞行试验异常现象的研究

飞行模拟器另一个重要的应用是飞行试验异常现象的研究。通常,当飞行中飞机出现异常现象,飞行模拟器是试验和复现异常现象的最有力工具。飞行动力学的异常现象的研究范围能从滚转率太高这类问题到像偏离或其他一些失控这样灾难性的情形。

一种方法是让同一名飞行员在模拟器上模拟同样的机动,需要准确地复现飞行环境并且飞行员的输入也必须相同。这样应用模拟器就可使试验组进一步评价在所关注的区域附近异常现象的敏感性。试验组通过这种方法可以确定他们是否碰到一个他们原先并不

知道的,在飞行包线内潜在着危险的部分。另一种复现异常现象的方法是获得实际的飞行数据并在模拟器上重现,这将达到准确地复制所有飞行条件和飞行员的输入,因此就会产生有关输入引起动力学异常现象的疑问。如果模拟器和实际飞行的异常情况进行比较,在模拟器上即使用实际的飞行试验数据也不能复现,那么这台模拟器的有效性就值得怀疑。飞行动力学、飞控系统或甚至软件编码错误都会影响飞行试验结果和模拟器结果之间的差异。

为了支持欧洲战斗机 EF2000 计划,英国宇航公司发展了一种称为“重新预测”的能力。这种重新预测的能力在飞行试验任务中获取实际的飞行数据并把数据输入一个正在工作的模拟系统中。采用这种方式,飞行试验小组能确定实际的试验机动和模拟相比的接近程度。他们能迅速评估出与飞行前预测值的差别,是由飞行员操纵输入或飞机状态引起的。尽管与预测的飞机动力学特性有反常情况但允许继续进行试验任务。重新预测在支持 EF2000 试飞计划中已经获得很大成功。NASA 在支持 X-29 飞行计划中应用了一个其他类似的仿真功能。

(4) 试验方案优化

飞行模拟器的一个重要应用是勾画出最佳的试验机动和试验剖面,实施试验点执行的顺序。一旦试验的顺序已经排好,模拟器可以用来优化飞行方案。一个具有实际大气模型和各种飞机功能模型的高逼真的模拟器对于优化飞行剖面方案是必不可少的。

(5) 试飞员培训

飞行包线边界的试验需要精确的机动动作,并且常常会使飞机动能消失。大迎角和过低速机动可能导致飞机失去控制。因此试飞员必须小心地进入这种机动,在美国空军飞行试验中心,这类试验机动限制在被称为“尾旋区”的一部分空域进行。当正在进行试验时,禁止其他飞机进入该空域,它是一个圆柱形空域,地面是无人居住的区域。一旦进入尾旋区,试飞员必须清楚应执行试验机动动作。一旦出了这个区域,试飞员像绕跑道进场一样,从另一个方向进入这个区域。

为了避免低效率,试飞员必须熟悉能尽快地进入试验机动所需的技术。优化技术和训练试飞员的一个途径是使用模拟器。为了强化训练和计划好实际的飞行,对试验区域建模并展现给试飞员是必要的。

另外一个与飞行模拟器相关的训练技术是飞控系统故障的训练。大多数新飞机都有一套数字电传飞控系统。许多飞机都有根据飞机当前状况如着陆模式的自适应控制系统。这些控制系统是软件密集的系统,因为它们存在容易出现麻烦或突然性故障的可能性。在开发一种新控制系统的早期,对试飞员和试验工程支持小组进行应付这种系统异常情况出现的培训非常必要。对这种故障进行的试验通常称为故障模式效应试验(FMET)。这些试验是硬件在回路中试验阶段的详细试验。然而,试飞员和机组人员必须对故障反应进行培训。试飞员必须知道飞控系统故障引起的飞机运动及其相关的瞬态过程,而且必须对整个飞行包线的边缘部分进行检查。

这类训练能通过两种方式进行:第一,预设故障然后观察飞机的反应,其中包括告警和报警灯等;第二,在一些关键的机动中了解一些突然性的事件。第一种方法最适合于使试飞员熟悉特定的故障模式并按检查单的步骤重新设置故障。然而,在关键试验机动中引入故障的训练是非常有必要的。试验小组能评价试飞员对故障的反应和不期望的飞行员输入是否会

引起飞控系统的降级。例如,在大迎角试验机动过程中引入一个迎角传感器故障来训练试飞员如何做出反应,同时也可对试飞员的改出技术进行评价。

这种模拟器的最终产品应当作为飞行手册的补充或飞行限制。由于飞控系统故障在飞行试验中不是经常产生的,模拟器中建立的操纵程序和技术可能是试飞员或飞行员唯一可得到的信息。

人在回路中的模拟器的研制和维护都是相当复杂的和昂贵的。一个人在回路中的模拟器所需的基本硬件和软件是:一个高性能的计算机系统,它常具有多处理器以及允许确定时间管理的实时计算机操作系统;一个拥有真实飞机驾驶杆和油门杆的高逼真度的驾驶舱;一套舱外(OTW)视景;数据分析/数据可视化工具,还可能带运动基座。

具有活动平台的模拟器的使用必须十分仔细。一般来说,在进行有限加速度和有限的角转动的机动时,运动基座是有用的。例如,着陆任务和空中加油任务可通过一个带有运动基座的模拟器来完成。然而,像失速和尾旋这类的机动不应在运动基座上进行。

从试飞员的观点来看,飞行模拟器最关键的部分是它的座舱。座舱逼真度的不同很大程度上取决于它的应用。低逼真度的座舱可能只有飞机的驾驶杆、油门杆和脚蹬以及像空速、高度、马赫数等的少量仪表。这类座舱适合工程分析但不利于训练。相反,一个高逼真度的座舱可能是一个真实座舱全部甚至包括精确仪表和航电显示器的复制品。

飞行员在回路中的评价同样需要舱外视景。视景的逼真度主要根据任务的不同要求。视景最低要求是,必须有地平线并且能给出一些参照物区分天空和地面。对不进行着陆的机动飞行由于飞行员通常只看天空,所以视景逼真度无所谓。在有些状况下,比如尾旋,在模拟器上需要给飞行员有尽可能多的态势感知。如果试飞员要练习机动的建立和执行,地面上需要有地标的特征。视景的逼真度越高,在模拟器中飞行员的就会感觉到身临其境。

为了使飞行模拟器更加有效,工程小组必须使用正确的工具去分析和/或显示数据。这些工具软件可以是集成到系统中的商用工具软件,或者专门为模拟器研制的分析工具软件。最理想的是,在模拟器上使用的分析工具和分析飞行试验数据的工具完全一样。这包括实时仿真监控和事后数据分析。通用的显示器和工具软件为整个试验小组提供一个完善的学习环境,并且允许模拟器在飞行前简化其的显示器和分析程序。

10.3.3 硬件在回路中的飞行模拟

如前所述虚拟现实技术实际上不一定完全是“虚”,更多的可能是“虚”和“实”相结合。前面提到的数字仿真飞行模拟,可以称之为完全虚拟;人在回路中的飞行模拟是以“虚”为主,小部分为“实”。因为飞机运动模型,各个系统模型都以数字计算为主,而只有座舱操纵和显示器外形等为实体;而硬件在回路中的飞行模拟仍然是“虚”和“实”的结合,但实体部分占有的分量大大增加,当然实体部分究竟占多少,这要根据试验目的和客观条件而定,实体部分占有比例为最大的飞行模拟是除飞机运动模型和发动机性能模型必须进行数字仿真外,其余所有系统和部件都采用实际硬件,包括这些硬件中运行的软件都是飞机上的实际系统。当然有些传感器如迎角、高度、速度以及航空电子系统的光电磁等传感器,大部分也只能用数字模型来代替,只有部分环节可以用硬件运作,比如,姿态角、角速率、过载,甚至高度和速度等传感器可以安装在相应的转台上,接入大系统中去,而迎角和

侧滑角,甚至各种旋转天线等,它们的输出传感器或许可用转台模拟,但感受源还只能是来自仿真模型。

最完整的硬件在回路中的飞行模拟包括两种,一种是“铁鸟台”在回路中的飞行模拟;另一种是飞机在回路中的飞行模拟。

10.3.3.1 “铁鸟台”在回路中的飞行模拟

“铁鸟台”通常是指一个或一组飞机飞控系统的试验台架,它将所有飞控系统硬件都安装在这个或这组台架上。包括飞机操纵组件、飞控计算机、执行舵机、传感器、部分显示控制器以及与飞控系统交联的液压、电源和航电等系统。为了使这套系统联接成一个闭合试验系统,必须配备解算飞机动态方程的仿真计算机。

“铁鸟台”是飞控系统开发和验证的重要工具,特别是飞控系统的 V&V (验证和确认) 试验、可靠性和各系统相容性试验都离不开这类设施。

对于支持飞行试验来说,“铁鸟台”同样具有重要作用,主要包括以下几方面。

(1) 人和硬件同在回路中的飞行模拟

如果将“铁鸟台”配以驾驶座舱并提供相应的座舱显示和视景模拟就可以实现人在回路中的飞行模拟。它与上节所述的飞行品质模拟器的主要区别在于所有或大部分系统都是真实部件,因此各种时间延迟、非线性和传递噪声的影响都包含在试验之中,更真实、更逼真。这种飞行模拟更适于考核各子系统或部件对飞行品质的影响,特别是机械特性和电气特性的影响;更适于故障模式效应分析和应急处置措施的制定以及试飞队伍培训。

(2) 调整飞控系统,促进飞控系统成熟,保障试飞安全和效率

现代飞控系统是极其复杂的系统,特别是大型客机如波音 777 的电传操纵系统,从驾驶操纵到舵面有多重通道,每个通道又是多余度和自监控,而且无论是硬件选用还是软件编程采用了非相似余度技术,这就使得“铁鸟台”试验具有特别的重要性。许多故障和问题只能在地面台架上得到充分暴露和解决,从而使得飞机试飞中故障少,既保证了试飞安全,又提高了试飞效率,例如,波音 777 在“铁鸟台”上进行了 4047h 的地面试验,并与波音 767 做了 667h 的地面对比试验,结果,虽然波音 777 较波音 767 飞控系统更复杂,但初始试飞效率却高得多,前者达到平均每月 75 飞行小时,而后者为每月平均 15 飞行小时。

应该指出的是,“铁鸟台”的概念不仅是飞控系统试验台,从试验综合设施而言,航电系统涉及的硬件可能更多和更复杂,软件调试工作量甚至远大于飞控系统,因此更需要一个综合仿真的试验设施,这个设施也是“虚”和“实”相结合的。飞机运动和各种各样的感受部件都需要建立数字模型,同样需要有飞行模拟座舱实现人在回路中的飞行模拟,优化驾驶员操作程序,优化人机操纵界面,协调各子系统内部以及与其他系统的协调和综合。许多现代飞机的飞行模拟,已经将飞行控制和航空电子综合试验台架通过网络连接运行,成为一种功能更完善的飞行模拟系统。

从飞机系统发展趋势来看,飞机系统虽然越来越复杂,但管理硬件可能越来越少,甚至可以将所有飞机系统的管理功能综合到两个计算机平台之中,即飞行管理计算机和任务管理计算机,所有系统的功能都集中到这两个平台中去实现,仅依靠软件分区去实现各自的功能。对于这种飞机的“铁鸟台”就是一个全飞机全功能的试验台,配以相应的模拟座舱就是一个全任务的硬件在回路的飞行模拟器,如图 10-9 所示。

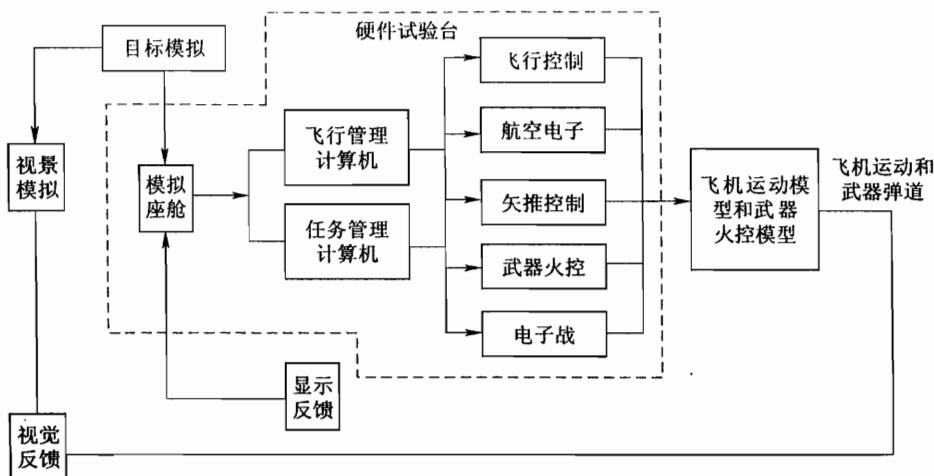


图 10-9 现代飞机硬件在回路飞行模拟示意图

10.3.3.2 飞机在回路中的飞行模拟

硬件在回路中飞行模拟的另一个重要形式是飞机在回路中的飞行模拟。从原理上讲，这种模拟方式与上述“铁鸟台”在回路中的飞行模拟没有本质区别，只是将“铁鸟台”架换成真实的飞机。这种模拟方式同样是源于飞机飞控系统。众所周知，所有新飞机首飞之前都要在地面进行各个系统的机上地面联试。这里指的飞机在回路中的飞行模拟是要在地面形成一个操纵回路，而飞机飞控系统作为这个回路中的一个环节，实现人在回路中的飞行模拟。

这套系统试验与上述“铁鸟台”试验的区别在于：

(1) 飞机上的系统状态是首飞前的系统状态，所有系统方案和状态都已冻结，这个环节的地面试验是飞机首飞前的最后一道把关。与“铁鸟台”上不同，所有结构环境和电磁环境是真实的外场使用环境，因此试验环境更真实，试验结果更可信。尤其是现代飞控系统的传感器和执行作动器对安装间隙、支撑刚度和电磁噪声很敏感，容易造成系统的不稳定，而恰恰这些因素在“铁鸟台”上难以模拟或复现。

(2) 由于飞机在回路中的飞行模拟试验是首飞前的最后一个环节，试验一旦通过即可放飞，中间不需添加或改变任何环节，这就避免了任何改动、变形、转换和传递等许多随机因素，使用人员心里踏实，增加首飞信心。

(3) 新机上安装了非常复杂的试飞测试系统，包括各种传感器、采集器、记录器、遥测遥控天线等，同时飞机上还可能安装一些专用试验设施，如颤振激励系统、目标模拟系统等。一般说来，在此之前它们没有全面地与全飞机系统联试和综合，包括与地面监控站的联试和综合，通过飞机在回路中的飞行模拟，检查和确认机上测试与地面监控系统与飞机系统工作的适配性和协调性，有利于试飞安全和提高试飞效率。

虽然如此，一般来说，飞机在回路中的地面模拟不能替代“铁鸟台”试验，原因是：

(1) 飞机出来后马上进入试飞阶段，而飞控系统的设计—验证—改进—确认是一个长周期过程，一般以年为单位计，因此“铁鸟台”在回路中的试验必须早于飞机在回路中试验多年，因此“铁鸟台”不可能被取代。

(2) 飞控系统和其他机载系统一旦装机, 一般情况下不易改动, 除非发现大的问题。而在“铁鸟台”上, 所有系统更改方便, 反复迭代优化成为可能, 在飞机上没有这种可行性。

(3) 飞机上也有不真实的地方, 其中飞控系统中舵面铰链力矩对系统动态特性有明显影响, 而这一点在“铁鸟台”上通过随动加载系统可以模拟, 而飞机上则难于实现。

世界上对“铁鸟台”在回路中和飞机在回路中的飞行模拟并没有统一规范, 当前的做法是三种方式并行: 对于飞控技术跨度大, 系统特别复杂的飞机, 往往是两种硬件在回路中的飞行模拟都进行, “铁鸟台”在回路中的飞行模拟起始时间早, 试验周期长; 飞机在回路中的试验放在最后, 试验内容抓重点, 周期较短。对于试验研究机, 由于整个项目周期和资金限制, 或者飞控系统技术跨度不是太大, 加上飞机平台早就具备, 有时可以用飞机在回路中飞行模拟代替“铁鸟台”, NASA 德莱顿的试验研究机采用这种方式较多; 第三种方式就是只作“铁鸟台”试验, 不做飞机在回路中的模拟试验。究竟采用何种方式, 取决于项目的复杂性、紧迫性和资金支持。

飞机在回路中的飞行模拟应该是人在回路中的飞行模拟, 实现这种飞行模拟也有两种方式, 即人在飞机驾驶舱和人在模拟驾驶舱中进行操纵试验。人在飞机驾驶舱中的方案, 如图 10-10 所示。

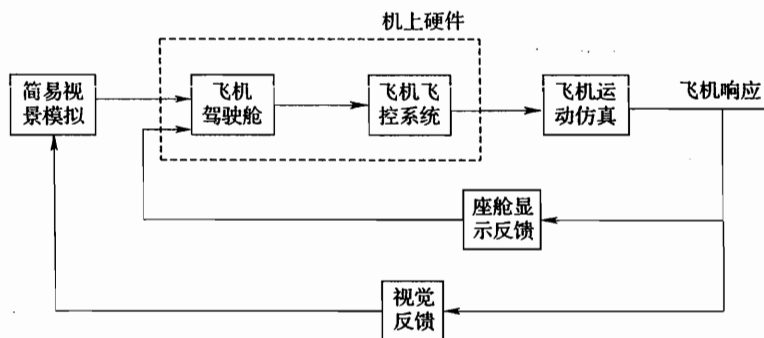


图 10-10 人在飞机驾驶舱的飞行模拟示意图

人在模拟驾驶舱中的飞行模拟见图 10-11。

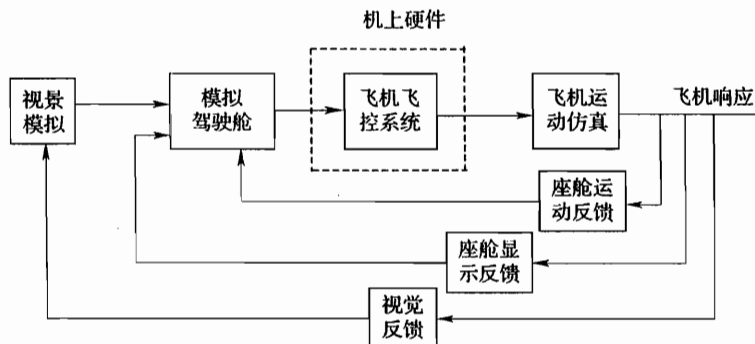


图 10-11 人在模拟驾驶舱中的飞行模拟示意图

一般说来,人在飞机座舱中的飞行模拟的优点是座舱操纵和环境真实,系统实现也较方便;缺点是视景模拟比较简单,由于机头限制,显示屏位置也不一定合适。

对于人在模拟座舱中飞行模拟的优点是视景模拟可以做到更逼真、座舱信息较丰富,甚至可实现动基模拟,但系统实现较为复杂,适用于型号试飞任务较多的试飞基地配置。

究竟哪种方案合适,仍然取决于研究项目的大小、多少和资金状况。

10.3.4 空中飞行模拟

以上所提到的模拟器都是地面飞行模拟器,大部分是固定基座模拟器,即使6自由度运动的模拟器,运动信号也不是全幅值的,而且常常存在时间延迟和其他的一些问题。空中飞行模拟器是可使试飞员真实飞行一架所模拟机型的唯一方法。空中飞行模拟器用于模拟战斗机、运输机和客机。空中飞行模拟的飞机类型主要取决于空中飞行模拟器平台。一架战斗机型的飞行模拟器最好用来模拟战斗机,而一架运输机型的飞行模拟器最好用来模拟运输机。

在航电试验方面,飞行模拟器通常用于试验像雷达和导航系统那样的部件。有一些空中飞行模拟器既可用于评价飞机的飞行品质,又可用于飞机的航电系统试验研究和鉴定。

空中飞行模拟器用于试飞员需要运动感知的任务。这种任务常常使试飞员的增益提高,并可能发现不期望的飞行品质,如PIO趋势。空中飞行模拟的主要不足是很难实现飞机6自由度气动力特性仿真,因为这样做的成本很高。但经过多年努力,这些不足可以在一定程度上加以补偿。

空中飞行模拟器最佳的用途是定义明确的高增益闭环任务。这些任务包括进场着陆、精确跟踪、编队飞行和精确空空跟踪任务。当飞控系统的输入是相对小量,而飞机的速率和位置又没有很大的改变时,这时空中飞行模拟器的工作状态是最佳的。

通常由于在地面模拟器中缺少运动的感示和高逼真度的视景,在精确机动中试飞员较难评价操纵品质。另外,当问题发生时,驾驶员有退出回路的趋势,他没有被迫抬高他的输入增益。因此,使用飞行模拟进行飞行品质评定任务时,应该设法提高飞行员的增益。例如,在进场着陆任务中,必须准确告诉飞行员他应该在跑道的什么地方着陆,或者在编队飞行中,应该告诉飞行员相对领头飞机他应在什么地方才是准确的位置。

对空中飞行模拟器来说,使基本飞机的特性改成像被试验飞机一样是一个挑战。通常,飞行品质模拟器的数据用于支持空中飞行模拟器。可能需要多次飞行才能确保动力学和飞控的正确组合。必须牢记的是,为了评价飞行员对飞机飞行品质的影响,飞行员必须主动地参与到回路中去。由于飞行员的参与,在地面模拟器中似乎认为可接受的飞行品质可能在空中模拟中得出不同的结论。在空中飞行模拟器执行任务之前,这个任务必须已在地面模拟器中完成。两种模拟器应当使用相当的评分等级。在完成每一个任务后,飞行员都应该给出一个Cooper-Harper评分等级。

在飞机研制的过程中空中飞行模拟器的使用是十分重要的。如果飞行员认为由于像PIO趋势这样的问题而不能使飞机着陆,那最理想的是在首飞之前就发现这些异常情况。空中飞行模拟器的应用是非常有效的。其有效性常常证明它的投资是可以得到回报的。正因为如此,F-22研制过程中,从验证机开始,到首飞前的控制律验证以及为首飞进行的空中联合演练(空中飞行模拟+F-15伴飞+地面监控),都应用了空中飞行模拟试验机F-16D

VISTA。

由于研制和维护一架空中飞行模拟器的费用是昂贵的，因此这些系统通常属于国有试验资产。像 ATTAS 和 VISTA/F-16 这样的飞机属于试验工具，任何部门都可以使用它们。但是为了最有效地使用这些昂贵的工具，试验团队必须正确地确定闭环任务，并且准备好确认空中飞行模拟以及要与最终结果作比较的数据。应用空中模拟器中可以学到好多东西，但是必须注意它的用途及其局限性。

10.4 研制模拟器需要考虑的因素

本章将介绍在建设一台支持试飞的模拟器时必须考虑的各种因素。包括：需求定义，建模，座舱，舱外（OTW）视景，数据显示和分析，以及验证和确认（V&V）。

10.4.1 需求定义分析

建造一台什么样的试飞模拟器是首要考虑的因素。早在飞机研制的初期就应确定对试飞模拟器的要求。

试飞模拟器的应用范围必须确定。也就是说，模拟器的应用将覆盖整个包线还是仅仅试验包线的一些关键部分，如大迎角区域。仿真的范围愈大，气动力和飞控系统模型所需的数据就愈多。

正确决定模拟器的需求也就决定了需要确认的工作量。如果需要用飞行试验数据去确认模拟器，在飞行试验计划早期就需要知道其要求，以便能够提前考虑飞行试验数据。如果在计划之后才收集确认所需的附加飞行试验数据，那将会花费巨大。

模拟器放在哪里这个关键的决策应及早确定。通常研制承包商有一台模拟器和一个“铁鸟台”。这些模拟器常常会在整个研发周期内乃至全使用寿命周期内充分使用，用来支持设计过程和确保设计满足飞机的要求甚至使用服务。飞行试验小组可以很好地利用这些承租商的设施以帮助确定试验大纲，和试飞员一起确定试验机动的类型。然而，如果飞行试验在另外一个地方进行，就没有足够的时间频繁地跑到承租商的设施上进行试验，也无法跟上飞行试验大纲实施的进度，那么在飞行试验的地方必须单独建造一台模拟器。

由于试飞模拟器要与试飞任务单配合使用，应用周期长，频率高，而研制模拟器用于控制律更改和迭代周期也很长，所以试飞和研制共用飞行模拟器理论是合理的，但实际是不可行的。

下一个决定是一台专用的试飞模拟器座舱所需的逼真度的要求。一台支持试飞用的模拟器座舱首先应该有逼真人感系统特性和起码的座舱显示。与座舱逼真度对应的是舱外（OTW）视景的逼真度。视景的逼真度要求取决于飞行试验模拟器的任务和应用。对于支持新型飞机鉴定试飞，座舱和视景模拟的逼真是起码的要求。座舱和视景的逼真度尽早确定是确保当飞行试验团队需要试验时，模拟器就已经准备好的关键。由于模拟器将用来做飞行动力学评价，试验要求采用实际的飞机驾驶杆，油门杆和脚蹬。

飞行试验模拟器的飞机模型应该与承包商一样，这样可以避免重复性工作，也可以减小模型确认的工作量。如果要使一个试飞模拟器成功地建造和使用，政府的试验机构和飞机承包商之间开放和不断的交流信息是需要的。双方必须达成协议以确保向政府试飞部门无偿地

提供数据和文件。

所有的飞行试验模拟器需要为试飞工程师提供从模拟器上得到所需的数据和数据格式。如果仿真数据是用于实时的飞行试验任务,那么试飞监控站和模拟器之间的接口是需要的。如果需要仿真数据是用于事后试验分析,那么必须要有分析工具,而且仿真的数据要有合适的格式,这样才能用数据输入分析工具进行分析。模拟器工程师应该尽力做到使模拟器的数据显示器和数据格式与飞行试验小组正在采用的数据显示器和格式相匹配。这需要飞行试验工程师和模拟器工程师之间有紧密的合作关系。

了解飞行试验模拟器的要求是非常关键的。由于建造一个模拟器会增加开支因此常常会有一些阻力。因此,飞行试验团队应坚持意见确保相应的模拟器能够建立。工程管理部门应该支持试飞团队的要求。经验已经表明一台试飞模拟器提高了飞行试验效率和飞行计划的安全性。许多造成惨重损失的试飞事故早已证明飞行试验模拟器的投资费用是必需的。

10.4.2 建模

模型结构是一门科学,建模本身也是一门科学。仿真工程师是将试验工程师的要求转换成模型的专家。试验工程师应该知道哪些地方有折中,以及哪些地方做了假设。飞行试验工程师是否能正确评价和比较飞行模拟与实际飞行试验的结果是非常关键的。

(1) 飞控系统

如果模型要模拟一个数字飞控系统,那么在数字计算机中实施控制律所采用的方案也应在模拟器中使用。这需要试验工程师和模拟器工程师很好地了解飞控系统性能及其执行过程。

在飞机上,大多数数据是由像气压探头那样的模拟式仪表感受的,这意味着那些数据需要经过A/D转换器转换成数字信号。在一个模拟式系统里,滤波器执行起来比较容易因为信号是连续的。在数字式系统里连续的滤波器接受离散信号必须进行数学上的变换。模拟式滤波器的传递函数应转换到Z平面。

当然也有一些其他数学表达式可表示飞控系统部件的方法。有些飞控系统函数不必从S平面再转换到Z平面。其他在仿真计算机程序中的函数可以直接转换成代码而不用数学上的变换。应进一步说明的是,模拟的正确确认需要深入了解各种的飞控部件是怎样在飞控计算机和数字仿真中执行的。

有些型号的飞行模拟器可以将机上采用的飞控计算机直接插入飞行模拟器中,硬件和软件都参与模拟飞行,这是一种值得提倡的模式。

(2) 气动力

气动力的建模不同于飞控系统的建模,它更依赖于查表,把从风洞试验中得到的数据进行内插和外推。一旦明确了所需仿真的范围,关键是获得合适的气动力数据。各种气动力模型常常超过100000个数据点。存取这些数据的一种方法是把这些数据存放在各种表中。这些表可以是空速、高度、马赫数的函数,这取决于仿真工程师如何设计气动力模型。

同样,如果要仿真的范围没有气动力数据,那就要用外推的方法写一段代码使其数据延伸至这些范围。必须小心,除了已知的风洞数据外,外推数据必须经过仔细考虑后才能应

用。同样,在线性化和忽略数据时也应该再三考虑。飞行试验工程师必须充分了解在建气动力模型结构中所做的假设及其影响。希望在飞行试验模拟器中所用的气动力模型和飞机承制商采用的模型是一样的,这会使 V&V (验证和确认) 的工作容易得多。

(3) 环境

环境建模涉及到运动方程(EOM)和大气模型。这些模型已经是标准模型也容易建立。然而,仿真工程师和飞行试验工程师必须做一些决策。

对于大气模型,工程师们必须决定是否要反映标准天气和非标准天气。等温度偏差 ΔT 可以加到标准天气的温度剖面上,获得热天或冷天的温度剖面。通常,大气模型仅覆盖到100000ft(30480m)的高度。大于该高度需要作不同的假设,如重力变化必须考虑。除了计算温度和压力,大气模型必须计算各种量,例如,马赫数、动力和校准空速等。仿真工程师应能确定在大气模型中应用的方程的来源。

运动方程很容易被确定,但理解其中的假设是非常重要的。大多数全逼真的模拟器具有6个自由度:3个旋转自由度和3个平移自由度。工程师同样需要知道运动方程是否已经按重心修正了各种变量,推力引起的力矩和起落架的力矩是否已经叠加在气动力上。为了得到加速度需要数字微分,工程师也要了解应用的数值方法。同样,工程师需要了解是否考虑了不对称载荷的影响,一些与飞机惯性有关的简化假设是对称假设。这些都是会给模型和模拟器确认带来非常大的困难而又容易被忽略的问题。当仿真数据和飞行试验数据有差别时很可能是由于简化的假设不合适造成的。

10.4.3 座舱

按照飞行员的观点,座舱是整个模型器最重要的特征。一个随意配置的座舱可能影响仿真结果,并导致试飞员训练的负面效果。在座舱研制时,逼真度、显示器和人感系统是必须考虑的三个关键部分。下面将进一步讨论这些部分。

(1) 逼真度

座舱逼真度的要求是由模拟器期望的用途来决定的。一个高逼真度的座舱可以是一个复制的真飞机座舱,飞行员可能不知道他到底是在模拟器里还是在真飞机里。通常,飞行试验用的模拟器座舱介于工程模拟器和真飞机座舱之间。为飞行动力学的飞行试验用的模拟器,座舱里的一些关键部件必须能和真实飞机的部件相匹配,有实际的驾驶杆、脚蹬和油门杆;准确放置座舱的关键仪表,如空速表、高度表、马赫数表;平显(HUD)上的重要显示;关键的开关按钮,如发动机和反尾旋伞开关、配平按钮或开关、武器发射按钮、颤振激励开关等。许多其他的座舱功能可以不工作。

对于开环模拟试验,如俯仰倍脉冲、飞机滚转机动,最低的座舱逼真度就已足够了。然而,即使这些简单的机动,杆力必须正确地模拟。飞机对飞行员的输入的响应是关键。对于闭环机动动作,例如,跟踪和大迎角改出,一个较高逼真度的座舱是必需的,因为在评价飞机的飞行特性时驾驶员的行为是最主要的。

除座舱的实际布局的特性外,模型的逼真度应该和座舱的逼真度相匹配。例如,研究一台发动机喘振的恢复程序需要座舱里有一整套的发动机开关。相反,如果模拟软件中仅仅是通过简单的查表模拟发动机推力,那么座舱和模型之间就严重不匹配了。因此,模拟器工程师需要通盘计划,不仅要考虑座舱硬件的研制,同样也要考虑座舱软件能

研制。

(2) 显示器

在考虑座舱显示器时座舱硬件和软件之间的匹配是很重要的,也是很困难的。所有现代飞机都采用玻璃座舱。在飞行模拟器方案中,如果过多采用实际航电设备,价格过高。因此,模拟工程师应该采用仿真显示器,这些显示器通常包含关键的飞行信息,例如,空速、高度和其他指示信息,但外形和字符格式应该一致。

模拟器工程师必须和飞行试验工程师紧密合作,了解座舱显示器的要求。例如,如果实际的显示器为彩色,那么在模拟器中是否也需要彩色?模拟座舱显示器需要显示哪些功能。是不是所有的显示器都必须是多功能,或者一些仅仅是假屏幕?

现在大量的商业硬件和软件工具可帮助软件工程师模拟真实的座舱。试验工程师必须记住模拟器工程师并不打算复制整个航电系统的工作,而只是提供关键的功能使仿真试验能正确的执行。

(3) 人感系统

在研制模拟器座舱的过程中,一个经常被忽视的部件是人感系统。飞机座舱的操纵机构,例如驾驶杆的调整需要有一定杆力、杆位移、梯度和阻尼。

最关键的是模拟器座舱应有与真实飞机一样的力感。在开环机动和闭环机动操纵时都应真实。如果没有力感,那么试飞员的操纵输入和相应的飞机的响应就会与实际飞机不匹配。除杆力和脚蹬力外,操纵行程和尺寸外形也很重要,因此最简单的方法还是直接搬用真实飞机操纵机构,或1:1的复制品。

10.4.4 视景

舱外(OTW)视景是决定模拟器实用性和有用性的非常重要的因素。视景包括两个关键的部件:图像生成器(IG)和视景显示系统(VDS)。图像生成器产生视景然后经过视景显示系统显现给试飞员。图像生成器大多由一个高性能的图像处理计算机来完成,然后通过各种技术使之显示在视景显示系统上。

只有当模拟器能做什么和不能做什么被试飞员接受时,才能有成功的试飞员培训,或者有试飞员参与的研究。增加视景系统逼真度会大大提高试飞员对模拟器的可接受性。如果试飞员在相应的飞行状态,能够忘掉自己是坐在一个箱子里进行一个程式化的操纵任务,那么才是真正进入了飞行境界。

试飞员可能不需要使用像飞机上一样的视景输入或感示,但基本假设应当是,他操纵模拟器需要像操纵飞机一样采用相同的控制策略和采用相同的控制精度,视景感示将作为相关飞机速度和方位信息的唯一来源。这种假设对于训练和研究的模拟器都是合情合理的。总之,如果模拟器是用来做闭环操纵品质试验,那么模拟器提供的视景的逼真度必须足以使模拟器的结果与飞行试验的结果相比较。

(1) 图像生成器

图像生成器(IG)有一套将数字转化为图像显示的软件,视景的复杂程序通常取决于多边形的数目。商用的硬件和软件的应用使得模拟器工程师能够产生更加复杂的舱外视景面,也允许工程师为了满足特殊的试验要求而修改视景。

IG的能力决定了舱外视景的质量和外貌,因为所有的这些处理过程必须是在实时的

条件下进行,有好多因素影响正在显示的视景的质量。包括视景内容、图像质量、图像更新率、等待时间和分辨率。IG 必须有能力和实时处理视景数据,至少每秒处理 30 次 (30Hz) 或者 60Hz。跟踪操纵品质 (HQDT) 那样的复杂试验任务,飞行员看到的整个时间延迟应该是 0.1s 或更小。测得的时间延迟是从飞行员输入直到 OTW 视景开始运动所经过的时间。

图像生成器必须生成三种典型的物体:地形、物体、可动的目标。通常地形模型是由按数字地形高度数据生成 (DTED),包括变高度的分辨率。

安插在地形上的目标也影响舱外视景的真实性。确定在视景上安插什么目标时应当特别细心。对于着陆任务,复制跑道及周围向驾驶员提供高度感示信息的建筑物应当具有最高的逼真度。滑痕、信号布标、跑道灯和标志都是能为驾驶员提供更真实视景的目标。

可动目标是视景内容的另一方面,通常用于驾驶员跟踪的目标。如果驾驶员要使用模拟器确定空中加油时的闭环操纵品质,那么,所需加油机的详细程度会很高。空空跟踪任务也要求模拟详细的细节。能够确定姿态角和飞行方向对于驾驶员执行合适的闭环试验机动是关键。

可动目标的行为必须服从物理规律。一种要保证有更好相关性的方法是记录目标飞机的运动,然后在模拟器上复现再显示给飞行员。

如果预编程的模拟目标不能充分满足要求,那么最好的选择是一台模拟器对另一台模拟器飞行。一台模拟器作为目标,而另一台模拟器作为试验机。从试验角度看,这种方法的主要缺点是缺乏结果的重复性以及难以用实际的飞行试验数据修正。

连接两台模拟器要考虑的问题,是景象生成系统需要同时获得来自这两台模拟器的当前飞机位置,然后产生正确的影像并且这个影像必须在舱外视景上显示。

(2) 视景显示系统

视景显示系统投影来自影像生成系统的影像。有几种因素影响视景显示系统的能力。首先,也是最重要,是试验要求。水平 48°和垂直 36°的视场角为驾驶员进行平直飞行提供足够的视觉感示。高增益着陆任务需要较宽的水平视场使得驾驶员利用周围的视觉能判断离地高度。等值“g”转弯的简单 HQDT 跟踪要求水平视场足够宽,使飞行员感受到必须修正的偏移量。同样,空中加油任务要求大的垂直视场和标准的水平视场。而大迎角机动,如尾旋或非限制的目标机动要求一个 360°视场的视觉显示系统。视场要求的确定对于设计一个合适的视景显示系统是基本的。

影响视景显示系统能力的另一个因素是影像生成系统的输出能力和投影器显示能力。影像生成系统能够产生的像素数量决定视觉敏锐性和舱外视景的分辨率。显示设备必须能够显示影像生成系统的所有像素的能力,如果投影器不能达到影像生成系统产生的分辨率,那么视景系统设计存在不匹配。

(3) 头盔显示器

头盔显示器 (HMD) 可以代替上述典型的视景显示系统使用,驾驶员戴上 HMD,视景就直接投影到驾驶员的眼睛前方。HMD 使用图像生成系统生成图像、视场、分辨率、亮度和其他因素在不同类型的 HMD 之间会有较大差别。

这种 HMD 增加了灵活性,适于运动平台、双座战斗机或并座操纵的飞机上使用。由于没有视景显示系统,HMD 的使用降低了在模拟器中安装的空间要求。由于影像如此接近驾

驶员眼睛, 驾驶员沉浸在视景之中并且不会像典型的有限视场的视景系统那样使驾驶员分神。

但是 HMD 确实也存在一些缺点。驾驶员戴的头盔会比为驾驶员定做的常规头盔重。这种头盔也降低座舱中的正常能见度。头盔与光纤的连接也妨碍驾驶员的头部运动, 这样可能影响他执行某些任务的能力, 如空对空跟踪任务。HMD 在视场方面也有限制。

若干年来 HMD 技术有了突飞猛进, 但至今仍然存在太多的缺点, 从而影响到它在飞行试验模拟器中的使用。

10.4.5 数据记录、显示和分析

飞行模拟对数据的记录、显示和分析基本上与飞行试验要求相同, 因为它们本来就是飞行试验的一部分。所有模拟数据和时间历程都应存储, 以便于事后进行重放和分析。

飞行模拟结果数据应该实时显示, 包括在模拟控制实验室现场和通过光纤传递送到飞行试验监控室现场。显示内容和格式应与飞行监控室一致。以便试飞指挥员对模拟座舱的试飞员实施指挥, 同时便于其他专业人员监控和分析。飞行模拟数据还应根据需要进行实时处理, 以便分析试飞结果, 控制和指挥飞行模拟进程, 并进行飞行模拟后的讲评。

飞行模拟数据的事后处理也是必要的, 因为特别复杂系统辨识、模拟结果的判据符合性计算、连续时间数据的统计分析以及与实际飞行试验数据的比较和拟合等, 这些都需要较长周期的大量的计算分析工作。

非实时模拟分析用于支持试验规划, 确定许可的包线, 或试验机动动作, 试验工程师也可以用该数据支持模拟的 V&V。通常, 飞行试验工程师可以建一个统计图库, 可以方便地与实际试飞试验中收集的数据比较。工程师可用这种图预测飞机性能, 然后画出实际的试飞数据对预测的数据比较, 工程师也可用这种数据找出可能影响安全的趋势。

一个大型飞行试验计划开始前不可能做完所有的模拟试验。而且随着试验计划的进展, 飞机飞行控制系统可能会改变, 试飞计划也可能改变, 试飞工程师必须反复不断地鉴定其变化对预测数据图的影响。为了适应这一点, 试飞工程师需要每周进行模拟, 并且绘出数据图, 包括重新制作所有的数据图。

应记住的关键一点是制定一个数据分析计划, 而且在模拟试验开始时大家都已对此达成共识。计划应足够详细, 以便帮助模拟工程师设计模拟的数据结构, 而且可使试验组成员了解采集的数据形式并能正确使用数据。像所有其他事情一样, 详细的计划是能否取得模拟试验成功的关键。

10.4.6 模拟和飞行试验的综合

飞行模拟必须与飞行试验进行综合, 否则飞行模拟是不会有生命力的。

(1) 在试飞监控室预存飞行模拟结果

这种方法可把事先采集到的模拟数据转发到飞行试验控制室, 数据显示在图形终端上, 然后飞行试验数据也显示在同样的图表中, 这样试飞工程师就可实时看到试验曲线和预测的曲线是否一样, 即空速、高空、飞机构型(总重和重心), 以及飞行员输入, 都会很好控制, 对结果进行比较。

(2) 在试飞监控室的模拟

这种方法是在飞行试验监控室中进行实时模拟。构成模拟的各种模型实际上已被存入了监控室的计算机中。模型输入取自实际飞行参数,然后将模拟结果与实际飞机的响应进行比较。由于使用同样的飞行状态和飞行员输入,所以该方法可使数据互相匹配得更好。但试飞工程师必须考虑飞行试验数据要做必要的仪器修正,这项工作可以实时完成。

英国宇航公司在 EF2000 的试飞计划中使用了一项叫飞行力学重复预测技术。飞机的实际状态和飞行条件在一个动作开始之前就已输入到模型中,并且也与预先确定好的条件相比较。如果所有这些条件都在误差范围内,机动动作就可以执行。然后实际的试验动作信息被输入到模型中,结果也与预测值相比较。如果结果在限制公差带内,那么就可以允许试飞员继续进行下一个试验点。整个过程在动作完成后大概只需 2min。

这种模拟和试验能力除了适用于飞行动力学试验外,也能支持载荷和振动试验,关键是建立模型。这些模型在试验控制室中能运行得足够快,而且模型有接收实际的飞行试验数据的能力。在建立监控室模拟和分析过程中必须考虑飞行试验数据噪声和数据遗漏的因素。

监控室内进行模拟使飞行试验的能力有了革命性的提高。快速分析能力将减少基本飞行动力学的试验时间,并提高飞行试验的安全性。为了确保所有模型能同时更新,保持监控室模拟和实际实验室模拟之间的构型控制非常重要。

(3) 飞行影子模拟

这种方法就是在试验飞机实际飞行的同时有相应的空勤人员在飞模拟器。这样做的主要目的是使用飞行品质模拟器作为排故工具解决飞行中出现的异常现象。模拟器试飞员飞同样的飞行剖面,包括试验点,与此同时试验飞机实际地在进行真实试飞。如果在真实飞机上有异常情况出现,模拟试飞员和工程师将力图复现问题,或使试飞能够继续进行。找出一套处置措施,这种方法过于复杂,占用的资源过大,而且技术可行性也存在质疑,一般很少采用。

10.4.7 验证和确认 (V&V)

验证为确定模型或模拟准确反映开发者的意图和技术要求的过程;确认是判定模型或模拟结果精确代表真实世界的程度的过程。

验证和确认是两个独立的工作,通常验证先于确认。验证需要了解模拟要求,以及如何把这些要求转换为实际的计算机代码。确认需要把模拟数据和实际的试验数据进行比较。这两个过程都需要试飞工程师和模拟工程师的共同参与。验证和确认都是既麻烦又费时的过程,在工程计划中一定要给这些工作留出足够的时间,否则模拟结果将是没有价值的。下面将对这两个过程作更详细的讲述。

(1) 验证过程

验证过程从试飞工程师和模拟工程师对模拟需求达到共识开始。模拟工程师将那些需求翻译成实际的计算机代码。然后验证要确定该需求是否被正确地转换成计算机代码。试飞工程师应确保正确验证技术的执行,并帮助模拟工程师应用正确的验证技术。这种做法不仅适用于飞行控制律,也适用于包括气动数据的所有其他模型。

模拟开发者必须保证模型有健全的构型管理,任何变化都被记录存档和跟踪,保证验证

和试验的模型是正确的版本。验证是任一个软件开发者都应遵循的过程。

(2) 确认过程

确认过程更加复杂,需要试飞工程师和模拟工程师双方主动参与。制定确认计划的第一步是了解模拟的预期用途。如果模拟仪支持大迎角(AOA)的试验,那就没必要在整个飞行包线内进行大量的确认。另一个问题是确认模拟器需要测试的飞行试验数据。如果在飞机测试设计中没有所需的参数,那么在确认模型和模拟时就不可能得到关键数据。

确认模型和确认整个模拟是有差别的。飞行控制律模型仅与飞机操纵系统有关,对该模型的确认仅是整个模拟的一部分。每个模型如何传输数据以及整个模型如何定时和同步都要决定。例如,操纵系统模型输出和气动模型输入之间的数据等待时间可能引起最后的结果与飞行数据不匹配。即使每个模型本身已得到了验证和确认,整个集成模拟也必须予以确认。

如果在作模拟确认时没有试飞数据该怎么办呢?在研制新机早期这种情况很典型。对于飞行试验模拟器一个方法是用从开发承制商的模拟器得来的数据暂时作为真实数据。这样就需要与承制商的模拟工程师之间有一个开放的、持续的对话,召开阶段性的技术交流会,保证在模型开发中模拟工程师和试飞工程师之间能交换意见和解决问题。

试飞工程师如何确认飞行模拟呢?现实的方法就是针对飞行试验包线中感兴趣的部分以不同输入比较两者的响应。如俯仰速率、滚转速率、加速度,或者其他任何一个时变的动态函数,确定模拟数据能否代表飞机实际响应对于试飞工程师是一个挑战。

如果飞行试验与飞行模拟之间有差别,试飞工程师应确定这种误差是否容许。如果相差过大,就要进行详细分析。首先要排除试飞测试参数以及处理过程是否正确合理。如果排除了这方面的问题,就要寻找系统模拟方面的原因,这就需要了解和比较一些中间环节的输出,如比例环节、积分环节、加法环节、舵机输出等。如果系统控制律和部件模拟没有问题,那就要寻找气动力模型方面的问题,通过参数辨识确认风洞吹风数据是否正确。总之这是一个非常繁复的过程,又是必须执行的过程,是需要设计人员和试飞工程师密切合作的过程。

(3) 确认判据

确认飞行模拟器的逼真度和有效性是一项极为重要和极为艰巨的工作,来不得半点虚假和浮躁。作为一个型号飞机的模拟器,检验其逼真度和有效性的唯一方法是飞行试验,而飞行试验依据是试飞数据和试飞员的评定。数据比较和驾驶员评定应着重下述几方面:

- 飞行性能是否一致,如爬升率、加速性、机动性等;
- 飞行品质是否一致,特别是高增益任务时的飞行品质是否一致,如起飞和进场着陆(着舰)、密集编队、空中加油、瞄准跟踪等;
- 安全性是否一致,如大迎角进入和攻击,边界限制和告警,驾驶员工作负荷,主要人机界面问题等;
- 试飞员通过试飞对飞行模拟的总体评价,是否需要付出飞机原因之外过大的补偿(体力的和精神的)才能完成模拟飞行任务。

总之,从航空发展经验和趋势来看,飞行模拟环节没有不行,飞行模拟不经过试飞确认不行,确认没有方法和判据不行。

10.5 试飞模拟的试验程序

飞行模拟是一种手段，也是一个过程。利用这个手段支持试飞、参与试飞、补充试飞，但这个过程是一个复杂的、迭代的和全装备寿命周期的过程。如图 10-12 所示。

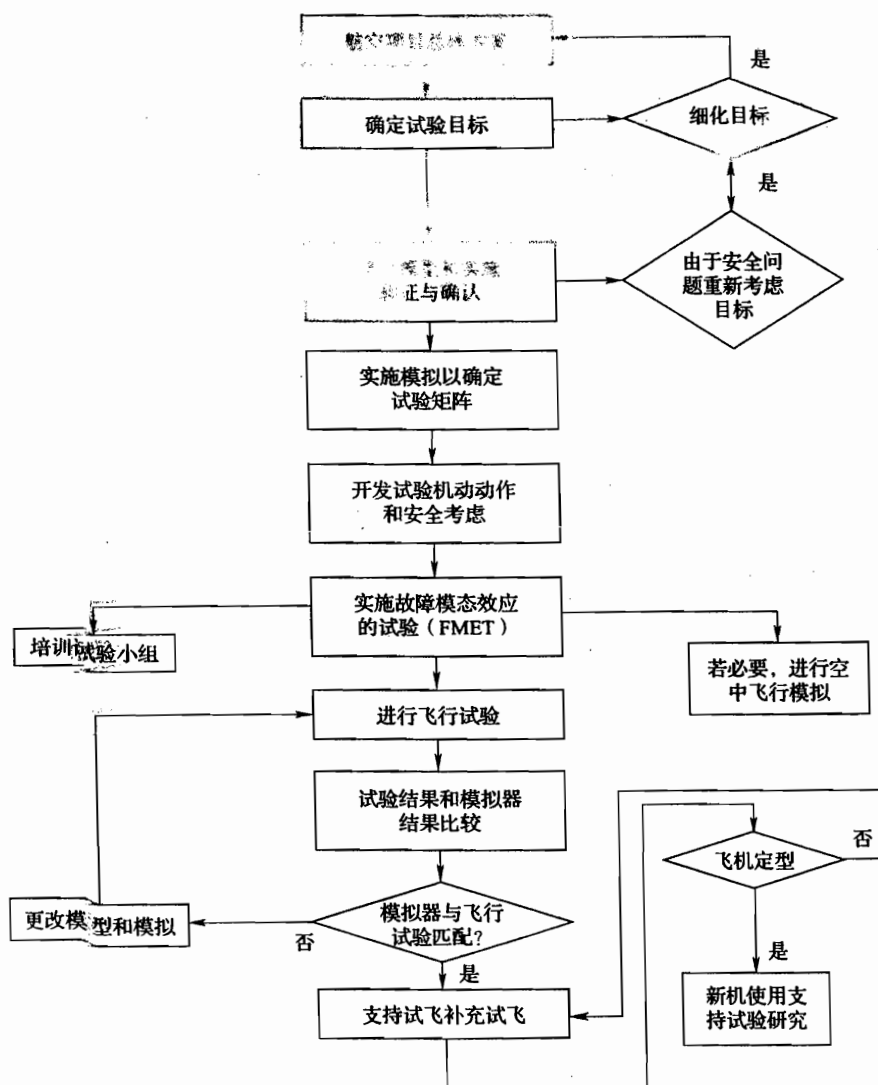


图 10-12 试飞模拟器应用过程

作为一个试飞工程师在研制和利用模拟试验计划时需要考虑以下因素。

10.5.1 确定试飞模拟目标

试飞模拟的目标应根据型号飞机研制的总体方案来确定。对于那些技术跨度很大、功能很多和系统很复杂的新机，特别是涉及气动外形和结构改变很大、飞控系统技术很新、武器

火控系统复杂、外挂构型很多的这类新机,飞行试验必然风险很大,试飞内容复杂,试飞架次特别多,试飞周期必然长。为了减少对飞行安全的忧虑,提高试飞效率,试飞工程师必须建立一个支持试飞的飞行模拟器。这种试飞模拟器的功能是:

- (1) 制定和优化试飞计划和试飞方案,包括试飞大纲和任务单;
- (2) 预测试飞结果,培训试飞队伍,特别是试飞员;
- (3) 制定和精化试飞机动动作和试飞剖面;
- (4) 支持试飞过程,实时进行试飞和模拟比较监控,确保试飞安全;
- (5) 扩展试飞包线,包括高度和速度包线、迎角和过载包线、武器发射包线等;
- (6) 通过试飞,评估和改进飞行模拟模型,为改进和优化设计、试飞和使用飞行模拟

提供依据。

为了模拟飞行品质和优化控制律,培训试飞员,应该进行空中飞行模拟,特别是装备新型飞控系统的新机。

10.5.2 建立模型和实施验证与确认

首先需建立模拟模型。该模型应由承包商提供或者根据承包商提供的文件来建立模拟模型。需要确定模型的逼真度,并提出所需的试飞数据。

另一个需考虑的问题是座舱的逼真度和座舱配置方案,考虑模拟器视景系统的类型和逼真度,这些因素应当由试验工程师和试飞员共同决定。

在这个进展环节中必须考虑模拟与飞行试验监控室需要的接口,仿真数据格式应与事后分析软件和实时控制显示软件相兼容。

拟定验证与确认的初步计划。模拟工程师应当提供给试飞工程师一个如何进行验证的计划 and 执行周期,然后试飞工程师需要安排确认计划。这个计划必须考虑确认模拟要用的数据来源。试飞工程师设计的确认必须把大量的时间花费在需要重点关注的飞行包线区域和将使用模拟器作为试验基础的那些项目,例如,大迎角、起飞和着陆,以及飞行包线拐角处的飞行状态等。

10.5.3 确定试飞矩阵的模拟

在模拟器建成和确认之前,试验工程师应当已经制定了一个满足试验目的的初步试飞矩阵。现在试飞工程师需要知道的是这些试验是否满足试飞目的,数据点是否落在需要进一步扩展的试验包线范围内。工程师们将利用数字仿真工具做这项工作。

基于多年的经验,试飞工程师通常可以制定一个初步飞行试验计划,这是进一步分析的起始点。利用数字仿真能快速地大范围检查各个飞行状态。一个运行在批处理模式下的数字分析仿真可使工程师能够一次输入大量的运行指令,然后等待数据检查完成。例如,操稳试飞工程师要确定试飞包线的不同部分的飞机最大滚转速率,他就能够对某一高度马赫数从0.2~0.95并以0.01步长变化的飞行状态进行批仿真处理。一旦仿真运行完成,试飞工程师可绘出结果曲线以帮助他分析趋势,寻找特别感兴趣区域的各种趋势和异常现象,然后在那些出现异常范围之间增加附加的试飞点以搜集附加数据。

为了证明这个结论,还要到飞行模拟器上重新进行模拟。如果确信模拟是正确的设计师也许就进行更改设计,如果没有把握就可以进行试飞验证,并且在相关状态点更加关注飞机

响应。这就是飞行模拟器优化试飞计划的过程，其余依此类推。

制定出一个初步的试飞计划应当是这个过程的成果。然后需要从安全性和试飞员的角度检查这个计划，看看是否需要增加附加机动动作或其他需考虑的因素。

10.5.4 开发试验机动动作和安全考虑

模拟过程的这一步是把试飞员带进试验程序。到现在为止应该已经建成了模拟器座舱，并得到确认，因此它能准确地代表飞机座舱，使用数字仿真可以完成的试验类型通常涉及开环试验，即分析针对输入的飞机响应。但试飞员必须在飞机上完成这些开环机动动作，同时也进行闭环机动。这一步的结果是一组已经确定的能够由试飞员完成的一套机动动作，并且摸清在飞行过程中必须考虑的安全问题。

通常，开环试验是飞行员首先关注的事情，这将为试飞员提供一个观察飞机输入响应的机会。这能使试飞员在他的脑海中形成一个印象，并能与以后的实际飞行试验相比较。

试飞员在回路中飞行模拟就是用他的技能来完成那些试验点的试飞任务，比如，收敛转弯、大迎角机动、闭环跟踪、起飞和着陆等。这些机动通常涉及飞行包线拐角处，也是一些高风险的试飞任务。

大迎角领域是特别需要有试飞员参与的模拟评估。除了评估飞机响应，试飞员还要检查从失控状态改出的程序是否有效。大迎角机动中的操纵需要非常精准，不容许犯错误，模拟器是摸索、决策和演练大迎角机动，保障试飞安全的最佳工具。

闭环操纵品质的机动应该事先在模拟器上执行，首先是起飞着陆阶段飞行，试验工程师的挑战性的任务之一是揭示在驾驶员高增益条件下的任何不期望的运动特性，以便使设计师能够修正设计。纠偏和定点着陆是促使试飞员进入高增益着陆回路的极好任务。当然，要在模拟器上成功地完成这种任务，一个高逼真度的视景系统非常关键。

对所有试飞员在回路中的任务，试验组必须进行安全性评估，应当注意和研究任何不期望的特性。

10.5.5 故障模态效应试验

利用模拟支持飞行试验的重要内容之一是通过硬件在回路中的飞行模拟进行故障模态效应试验(FMET)。FMET试验可以在设计部门“铁鸟台”上做，有些故障试验可以没有试飞员参加，但是如果目的是检查瞬态响应和确定飞行控制系统降级后的操纵品质，那么就需要有试飞员参加。

证明飞机安全飞行的试验通常是最后的仿真试验。目标是设置飞机的各种状态，然后注入一些种类的故障。试飞员将观察瞬态变化，并评估飞机的操纵品质，以确保飞机能继续安全飞行。这些试验要越过飞行包线，但感兴趣的是最危险的区域，如大迎角、结冰和着陆、着舰等。试飞过程中，试飞员将参与故障后应急处理程序的制定。试飞工程师应参加这类试验，而且应作为试飞准备工作的一部分参加。

10.5.6 培训试飞队伍

飞行试验之前最后环节之一是培训整个试飞队伍。可采用两种方式进行培训，一种是利用地面模拟器，另一种是利用空中飞行模拟器。

应尽可能地配置与实际飞行试验监控室相近的模拟监控室。以便让试验组成员执行在实际试验过程监控和指挥。如果将飞行模拟参数直接通过网络送到飞行监控室,对所有参试人员进行岗位培训,将收到更好的效果。

模拟器试验应当像实际飞行那样进行,填写试验卡和试飞员评述,无线电指挥,开讲评会,分析模拟结果,检查和发现试验过程中的问题,等等。

随着试验和试飞过程的进展,如果试验内容和参试成员变化,这些试验必须重复。

空中飞行模拟器能够提供不能从地面模拟器上获得的被模拟飞机操纵特性的信息,空中飞行模拟器为试飞员提供极好的培训平台。由于有运动感觉信息,飞行员能够得到飞机爬升和下降模态或着陆模态的极好的操纵感觉。空中飞行模拟器也提供能够与地面模拟器相比较的原始数据。

F-22 首飞前利用 VISTA/F16D 空中模拟 F-22 进场着陆,同时由 F-15 进行伴飞,地面监控室实施首飞模拟监控,收到很好的培训和演习效果。

10.5.7 比较试验结果和更新模拟

首飞之前,试验工程师必须完成一整套能够与飞机实际飞行相比较的预期试验,并将结果显示在控制室的终端上。试飞工程师时刻把实际飞行试验的结果和模拟器预测值进行比较。

每次飞行之后,试飞工程师应当把实际飞行试验数据与模拟器数据进行对比分析,寻找数据间的差异或趋势,揭示不安全的迹象。根据这些差异,改进模拟器,直至预测的数据与实际的试验数据相匹配为止。

如果所有预测的模拟数据与飞行试验数据相匹配,那么试验应该继续进行下去。随着试验计划的执行,试验组将会对模拟器的有效性树立更大的信心,在这个基础上,可以为模拟器开辟新的应用途径,包括扩展空中试飞包线,补充试飞构型,细化试飞结果和结论等,把这些模拟试验结果与飞行试验结果组合,作为新机试飞鉴定的依据。

即使新机定型和交付使用之后,这种试飞模拟设施还应持续应用到一个相当长的时间,比如,飞机改型后的飞行试验也需要试飞模拟支持;又如,用户使用中如果发现飞机重大问题,可以利用试飞机构在技术和经验上的优势,反馈到试飞模拟器上进行分析研究等。

10.6 本章小结

(1) 虚拟试飞就是用于试飞的飞行模拟,它是飞行试验的有机组合的一部分,对于航空项目和试飞机构来说,没有虚拟试飞就不是完整的飞行试验。

(2) 试飞模拟的主要意义是通过支持试飞和参与试飞,确保试飞安全,提高试飞质量和试飞效率,减少试飞架次,节约试飞费用。虚拟试飞的终极目标是部分替代实际飞行试验。虽然永远不可能完全替代实际飞行试验,但随着科学技术的发展,虚拟试飞替代实际飞行试验的比例必然会逐步增加。

(3) 飞行模拟可分为非实时飞行模拟、实时飞行模拟和空中飞行模拟。实时飞行模拟又包括人在回路的飞行模拟和硬件在回路的飞行模拟。硬件在回路的飞行模拟又分为“铁

鸟台”在回路中的飞行模拟和飞机在回路的飞行模拟。飞机在回路的飞行模拟又分为驾驶员在飞机座舱的操纵模拟和驾驶员在模拟驾驶舱的操纵模拟等。究竟在什么情况下采用何种飞行模拟，取决于模拟任务的性质和客观条件。

(4) 对于技术跨度大、试飞内容复杂、试飞风险大的航空项目，必须有专用的试飞飞行模拟设施。国内经验表明，任何在飞行模拟方面的侥幸心理和做法很可能受到实践的惩罚，造成无可挽回的损失。

(5) 虚拟试飞必须通过实际飞行试验来验证和确认，没有经过实际飞行试验验证和确认的飞行模拟，最终结果和结论是无效的，甚至是非法的。

(6) 飞行模拟与实际飞行试验一样，是设计师、用户和试飞工程师的共同责任，是从事飞机研制各专业人员共同的责任；飞行模拟的成果，是各类参试人员和专业的共同成果，因此，所有参与项目研制和试验的人员和专业之间必须相互合作和支持，必须做到数据和模型共享，这是国际上通行做法，不应有例外。

第 11 章 试验研究机

11.1 概述

航空科技的进步和航空工业发展,造就了一大批著名的军用和民用飞机,它们为所属国带来了巨大的政治、军事和经济利益,也为人类文明的进步和生活质量改善做出了贡献。然而这些型号飞机的诞生都离不开大量的、日积月累的试验机和研究机的试飞研究成果。完全有理由认为没有试验研究机,就没有现代航空科技的进步和航空工业发展;不重视试验研究机建设和应用的国家,不可能有自己的航空科技的重大创新。

11.1.1 定义与分类

本书把用于航空科学研究和新技术演示验证的飞机统称为试验研究机;而作为定型鉴定试飞的飞机称为型号飞机。

作为型号飞机的全尺寸验证机(如 YF 系列飞机)虽然也是试验验证机,但他们的功能和性能已接近使用,预定形成的型号明确,订货方和承制方具有严格约束的合同和协议,故将它们列入型号飞机。

按照这种区分,我们把试验研究机按功用分为如下三类。

(1) 探索性研究机

这种飞机主要用于未知科学技术领域探索和新理论、新概念的试飞验证,如美国 X-1 突破声障、X-15 突破热障、美德合作的波音 747 平流层大气科学研究等。

(2) 技术验证机

这种飞机主要用于航空新技术和/或新系统的试飞演示验证,如隐身技术验证机、层流控制试验机、矢量推力验证机、火/飞/推综合控制验证机等。一般来说,这种试验机由已有飞机改装而成。

(3) 空中实验室

这种飞机类似于地面专业实验室,只是这种实验室在飞行中进行飞行研究。它可以方便地重构和调整,因此通用性强,一机多用。通常也是由已有的飞机改装而成,如空中飞行模拟试验机、发动机空中试验台、雷达电子试验机、失重试验机等。

11.1.2 试验研究机在航空技术发展中的作用

纵观航空发展的历程,推动航空科技进步的原动力是不断更新和增长的背景需求,包括军机作战和民机运营中不断面临的新挑战;而实现航空科技逐步优化走向顶端的主要手段有分析计算、地面试验和飞行试验,其中,试验研究机试飞验证最具权威,因为“实践是检验真理的唯一标准”,“只有飞行才意味着一切”。

试验研究机在航空技术发展中的主要作用包括以下几方面。

(1) 试验研究机引领航空科技的发展

1903 年莱特兄弟的飞机开创了人类航空动力飞行的新纪元; 1947 年 X-1 飞机突破声障, 迎来了超声速飞行时代; 1967 年 X-15 实现马赫数 6.7 和 100km 高空的有人驾驶飞行, 突破了“热障”, 建立了往返空天的信心; 从 20 世纪 90 年代美、俄、英、法、德和以色列等国开始的一轮无人作战验证机试飞研究, 预示着未来的航空兵器发展的可能转型, 无人作战飞机将担任越来越重要的角色。

历史证明, 试验研究机的试飞引领着航空科技的发展。

(2) 试验研究机孕育着一代新机的诞生

电传操纵 (FBW) 是第三代飞机的重要特征, 但为了实现 FBW, 各国都走过了漫长的试飞验证过程。美国在 F-16、F-18、波音 777 等型号数字电传操纵 (DFBW) 应用之前, 从 20 世纪 60 年代开始进行了 B-52CCV、B-47FBW、YA-7D DIGITAC、F-4 FBW、F-8 FBW、F-16 CCV 等验证机以及大量的变稳飞机试飞研究; 英国等国在 EF2000 型号以前, 研制了 Jaguar FBW 和 EAP 等技术验证机; 瑞典研制 JAS39 型号中用 Saab 37 对 FBW 进行了验证评估, 在发生坠机事故后, 又请美国人用变稳飞机进行了广泛的控制律研究和改进; 法国研制 Rafale 之前, 从 60 年代中期开始, 开展了多架电传飞控验证机研究。

这就是第三代战斗机 FBW 技术突破的过程。

第四代战斗机 F-22 的发展中, 各种试验机的技术验证覆盖了型号研发的全过程。80 年代至 90 年代期间, 美国开展了先进战术战斗机 (ATF) 计划。为突破综合控制技术, 开发了 AFTI F-16 和 AFTI F-111/TACT 等验证机试飞; 为突破矢量推力和过失速机动, 开展了 F-15 STOL/MTD、F-18YFRV、X-31 EFMD、F-15 ACTIVE、F-16MATV 等试飞研究; 为了验证飞行控制律和侧杆特性, 先后用变稳飞机对 YF-22、YF-23 和 F-22 进行了空中飞行模拟; 为了验证综合航空电子系统, 用波音 757 改装的电子试验机, 从 1989—2003 年进行了大量的验证试飞。即使在 F-22 交付部队之后, 格鲁门公司还在不断地用其它飞机试飞 F-22 的新型雷达, 洛克西德·马丁公司还在继续试验研究武器发射能力。

F-35 的研制与 F-22 的发展轨迹相同, 如 VISTA 变稳飞机试验飞控、CAT Bird 空中实验室试验航空电子等。

第四代战斗机研发的过程, 从技术酝酿到投入使用后的改进, 都有试验研究机在配合试飞研究。

俄罗斯型号发展同样离不开验证机, 例如, 苏联米格设计局从 1940 年到 1980 年, 从米格-1 到米格-31 共研制了 12 个战斗机型号, 但同时期的验证机有 13 种。

(3) 试验研究机促进了新技术和新产品的成熟

美国 DOD (国防部)《技术成熟度评价手册》(2005) 指出: 在系统研制之前, 系统采用的技术必须是“成熟”的。按照国外经验, 一架新机研制要求所采用的新技术, 必须有 60% 以上的技术成熟度。促进新技术成熟的重要平台, 也是关键的一步就是试验研究机的试飞验证。

F-35 采用了电动作动器代替液压作动器, 2003 年实现首飞。但该技术的型号应用, 中间经过了 26 年的过程。其中 80 年代的 C-141、C-130 和 F-8CDFBW, 90 年代 F-18 EP-AD 和 SRA 以及 F-16 AFTI 等都进行了电动作动器和多电技术的试飞研究和技术验证。俄罗斯飞行研究院 (ЛИИ) 先后用了 12 架飞机改装为新型号发动机空中试验机, 为俄罗斯发

动机水平处于世界先进行列做出了贡献。

俄罗斯新飞机所采用的新机载产品,几乎没有不经过俄罗斯飞行研究院试飞验证的。

对于民用飞机来说,机载设备必须通过非运营试飞,取得适航证,才能用在适航审定的飞机上。

试验研究机是关键机载设备和航空产品投入型号应用的重要途径。

(4) 试验研究机锻炼了设计、试验和使用人才

通过试验研究机的研制和试飞,锻炼了设计师、工程师和试飞员。截至 2005 年,美国仅 Calspan 飞行研究部各种变稳飞机试飞研究达 47827 飞行小时,既研究了大量飞控、飞行品质等航空技术,又培养了大批试飞员和技术人才;X-31 试飞既研究了高机动特性,也开发了高机动特性的应用技术。

总之,试验研究机在航空科技发展中的作用极其关键,没有试验研究机的研究,航空科学技术发展谈不上自力更生,谈不上原始创新。

11.1.3 不同历史时期试验研究机发挥的作用及工作重点

在航空技术发展的不同历史时期,试验研究机所扮演的角色和工作侧重点也是不同的。从试验研究机的应用和取得的成果来看,主要可以划分为三个历史阶段。

(1) 第一阶段,第二次世界大战之前

这一时期,航空技术发展处于初期高速发展阶段,很多新设计思路,新概念/原理都需要进行实际飞行验证。当时的试验机主要以实用技术的发展验证为目的,没有系统的设计理念和运作规范,完全以实际需要为试验研究方向,对于推动初期航空武器发展和民用航空技术进步发挥了积极作用。例如,人类军事航空史上的首次空中射击,首次空中投弹,以及舰载机的首次着舰和首次舰上起飞等都是以试验的方式完成的。正是这些初期的简单试验,极大促进了机载武器、飞机设计技术的实用化发展和应用。当时的试验机只是经过简单改装,没有必要的测试技术支持,完全依靠飞行员的大无畏精神和个人技术开展试验,风险性比较大。

(2) 第二阶段:二战后至 70 年代末期

第二次世界大战后,随着喷气式航空发动机的问世,对航空飞行带来了巨大的技术挑战。40 年代早期,英国和德国针对喷气发动机的使用已经开始了广泛试验。二战结束后,美国和俄罗斯在航空技术领域的技术发展步伐惊人。伴随着大量新机型的设计,必然需要借助各类试验机开展大量飞行试验。40 年代末到 70 年代末期,英、美、俄、法等国建造了大量试验机/研究机,开展试验研究,取得的成果有很多迅速转化为航空武器装备,装备了部队,例如著名的前苏联米格系列战斗机技术,美国的“鬼怪”战斗机等。这一时期,试验机主要集中在喷气发动机的转化应用,喷气飞机的气动设计验证、高超声速喷气机的设计技术验证,电传技术的初期飞行验证,飞行品质和飞行模拟研究,雷达制导导弹的发展试验,垂直起落技术设计验证,空中加油技术试验,飞机各种气动布局的飞行验证,各种喷气发动机(含涡扇、涡桨、涡轴、桨扇发动机,以及冲压喷气发动机等)的设计和飞行台验证试飞等技术领域,取得的技术成果显著。

这一时期,代表性试验机主要有:

- 苏联的米格系列试验战斗机,苏霍伊系列试验战斗机,点对点加油试验机,高超声

速战略轰炸试验机, 离心发动机试验机, 地效试验机, 米格-21 I 模拟试验机, 图-154M 空中飞行模拟器, 垂直发射/垂直起飞短距着陆试验机, 喷气动力升力技术试验机, 失速试验机, 发动机飞行试验台, 雅克-25LL 弹射试验机等。

- 英国的 Avro707 系列试验机, AW-52、AW-56、AW-169、AW-171 试验机, Bristol 188 超声速试验机, F.155T 高速截击试验机、FD.1 三角翼高速试验机、FD.2 三角翼高速试验机、HP88 高速试验机、HP115 三角翼试验机、P111. A 三角翼试验机、P.128 超声速研究机、P.1052 后掠翼试验机、S. R. 53 火箭发动机拦截试验机、S. R-A1 喷气拦截试验机、S. B. 4 试验机、SC.1 试验机、TSR.2 超声速攻击轰炸试验机、Jaguar DFBW 试验机、Mk. I 高高空试验战斗机等。

- 法国的 Balzac 垂直起落试验机、C450 垂直起落试验机、“幻影”V 垂直起落技术验证机、“幻影”III B 变稳飞机、Nord500 垂直起落试验机、萨伯 91B 高升力试验机等。

- 日本的 T2CCV 随控布局试验机、P-2 变稳飞机。

- 德国的 Do.31E 垂直起落试验机、VJ-101C 垂直起落试验机、BO105 和 HFB-320 变稳飞机、VFW-614 ATTAS 飞行模拟器等。

- 美国的 A-7D DIGITAC 数字飞控技术试验机/验证机、NT-33A 飞行模拟器、B-47 电传操纵系统试验机、F-8A 超临界机翼试验机、F-8 数字电传试验机、RSRA 旋翼系列研究机、X-21A 湍流控制试验机、NH-36 核动力试验机、ATV 垂直起落试验机、VX-2、VZ-3、VZ-4、VZ-5 系列垂直起落试验机、X-13、X-14X、X-14B、X-18、X-19、X-22、X-100 垂直起落试验机、XC-142 舰载垂直起落试验机等。

(3) 第三阶段, 三代机研制和使用至今 (1980 年代至今)

20 世纪 70 年代末, 随着第三代战斗机的研制和试飞, 以及第四代战斗机技术准备工作的开始, 电传技术在战斗机上得到了广泛使用, 计算机技术的发展, 又使机载航空电子设备发生了革命性变化, 所有的技术进步使试验机以及飞行试验的工作重点发生了巨大改变。风洞技术和地面模拟技术的进步大大减小了飞机气动布局飞行试验验证工作内容。试验机的工作重点转向机载设备、航电系统、武器火控系统、数字综合控制系统等方面。为了保证型号发展时间节点要求, 各种专用试验机得到广泛应用, 尤其是美国在四代机的发展过程中, 对试验机的利用值得借鉴。F-22 和 F-35 的隐身技术、二维矢量推力喷管技术、多轴矢量推力喷管、飞机任务系统和管理系统以及计算机软件等都是试验机上首先试验的。

80 年代以来的试验机主要集中在下列领域:

- 隐身技术试验/验证机;
- 矢量推力技术试验验证机;
- 多轴变稳飞机;
- 先进数字综合控制技术试验机;
- 大迎角/高机动性试验机;
- 先进技术发动机试验台;
- 综合火控武器系统试验载机;
- 主动控制技术试验机;
- 航天训练试验机;
- 无人战斗机技术试验机;

- 大型运输机技术试验机;
- 加油技术试验机等。

11.1.4 试验研究机发展状况

世界上所有航空技术强国都毫无例外地重视试验验证机的作用。航空百年来,世界上研制和使用的试验研究机成百上千,世界上试验机的类型远较型号飞机的类型多得多,这里仅以美、俄、英、法和我国的相关试飞研究机构为例说明试验研究机发展的概况。

(1) 美国空军试飞中心(AFFTC)

空军飞行试验中心是美国开展飞行研究、发展、试验与鉴定的中心。该中心以其对美国现役和未来飞机进行诸如性能和飞行品质评估等试验所表现出的独特能力而闻名,同时也具有机载系统和武器系统整体试验鉴定的能力。

从美国第一架喷气飞机的研发到空军最新式战斗机 F-22“猛禽”,AFFTC 的试验队自第二次世界大战以来几乎在每种进入空军服役的飞机的研制过程中都发挥了重要作用。

AFFTC 主要进行研制与鉴定试飞,并将研制和鉴定试飞与作战试验和鉴定试飞综合起来。

尽管 AFFTC 主要承担型号试飞任务,但它还有用于支持飞行试验的各种飞机。包括 NKC-135A、NKC-135C 和 NKC-135R 等空中结冰试验机;KC-135 和 KC-10 等加油试验机;装有测试设备的 F-15、F-16、A-37、T-38、T-39、C-141 等通用测试机队;以及用于评估被试验飞机空速系统的特殊基准飞机。

此外,与其他试验研究机构合作开展了大量研究性飞行试验工作。例如:与美国空军飞行动力实验室联合开展的数字飞行控制技术试验机 A-7D DIGITAC 项目;与空军莱特实验室联合开展 NT-33A 飞行模拟器试验研究项目;与空军莱特实验室和洛克希德联合开展的 VISTA/NF-16D 飞行模拟器试验项目、F-100/F-106 湍流研究机项目、NF-104 航空航天研究及项目;与艾格林空军基地联合开展的先进技术激光雷达系统(ATLAS)试验平台项目;与莱特·帕特森空军基地开展的 B-47 电传操纵系统试验机项目;与空军飞行动力实验室联合开展的 B-52LAMS/CCV 试验平台项目;与通用动力公司联合开展的 YF-16CCV/FLOTRAK 试验机项目;以 KC/C-135A、C-141、C-130、C-131 系列试验运输机为试验平台开展的电子试验、电子干扰与对抗试验、空中结冰和防雨试验、通信卫星同步传输试验、激光通信试验、卫星通信试验、高能激光武器试验、光学探测试验、自动驾驶/导航系统试验、雷达评估试验等数百项试验研究计划等。

(2) NASA·德莱顿飞行研究中心

德莱顿飞行研究中心(DFRC)是 NASA 主要的大气飞行试验和飞行研究基地。主要从事航空、航天和相关技术领域的飞行研究。其任务包括:支持全球民用飞行、革命性的技术前沿和太空航空飞行研究;支持航天飞机以及未来空间飞行器的研制和使用;进行空中科学任务和飞行活动;开发用于研究和科学任务的有人和无人飞行试验平台。

自 X-1 时代起,德莱顿中心与航空和太空研究的许多重要技术里程碑联系在一起,例如,超声速和高超声速飞行、数字式电传控制系统、超临界和前掠翼机翼以及航天飞机。

德莱顿最专业化的试验设施就是试验飞机。迄今为止,德莱顿飞行研究中心先后建造和使用了数百架/种试验机,开展几百项飞行试验研究计划。

德莱顿飞机基本分为 4 类:研究机、试验平台、保障飞机以及任务管理飞机。

试验研究机是主要用于飞行试验研究的飞机。这类飞机是德莱顿数量最大飞机，主要用于采集航空、地球、太空、生命科学、气象和照相数据。这些飞机经常修改其气动外形或飞行控制律，以获得研究数据。

试验平台是指具有固定基本构型的标准飞机，随着试验内容的不同，其载荷和系统配置发生变化。目前德莱顿拥有的试验平台飞机包括 B-52 (B&H 型)、F-15B、“湾流”-III (G-III) 和比奇“空中国王”等。

保障飞机是指为项目和使用提供保障的飞机。这种飞机主要用于航天员训练、安全护航、照相、货物运输、飞行训练、航程监控、发射安全以及指挥和控制。这些飞机是帮助研究机安全、快速和高效的完成任务所必需的。这些飞机一般不做改装，德莱顿的保障飞机包括 5 架 F-18 和 1 架双发涡桨“空中国王”。

任务管理飞机主要用于支持研究和发展项目。它们是 NASA 行政飞机，通过 FAA 认证，主要用于人员运输。

德莱顿中心的这 4 类试验飞机在以往的研究飞行中都发挥了巨大作用，特别是试验研究机和试验平台。德莱顿研究飞行取得了许多航空技术的重大突破，试验研究机都功不可没。这些飞机在人类航空史上留下了灿烂的篇章。

下面举一些有代表性的德莱顿中心的试验研究机和试验平台：

- HiMAT 研究机：HiMAT 即高机动性飞机技术研究机，是一种高机动遥控研究机。
- AD-1 斜翼研究机：AD-1 是 NASA 委托艾姆斯工业公司制造的单座斜机翼研究机，主要用来验证斜机翼技术及其在未来超声速军民飞机上使用的可行性。
- YF-12：YF-12 是洛克希德 A-12 侦察机的战斗-截击机试验型，YF-12 使 NASA 所有 4 个航空中心（兰利、格林、艾姆斯和德莱顿）的研究人员能进行高空马赫数持续飞行时的热载荷、结构、气动效应研究。YF-12 后称为 SR-71 侦察飞机。
- SR-71：NASA 用 2 架 SR-71 飞机作为高空高速航空研究试验平台。
- F-104：该机用于多项研究项目，包括航天飞机隔热瓦片的试验。
- F-8C 数字电传操纵 (DFBW) 系统试验平台：F-8C DFBW 是美国 NASA 德莱顿飞行研究中心用于验证数字电传操纵技术的试验机。该飞机的飞行试验验证了全电传飞行操纵系统的概念，为电传操纵技术的广泛应用提供了有价值的基础数据。
- F-8A 超临界机翼 (SCW) 试验机：F-8A 超临界机翼试验机主要目的是验证超临界机翼的设计技术和实用效果。
- F-15 飞行研究设施 (FRF)：NASA 用一架高度改装的 F-15 飞机，验证和评估了下一代机动性更强、燃油效率更高、飞行更安全飞机的先进综合飞行和推进控制系统技术。
- F-15B 研究试验台 (RTA)：德莱顿的 F-15B 研究试验台飞机用于开展马赫数 2 状态下的先进气动和推进试验。
- F-15 先进控制技术综合试验机 (ACTIVE)：F-15ACTIVE 试验机主要用作空军短距起飞和着陆技术验证机 (STOL/MTD) 项目，包括安装数字式电传控制系统、机翼前的鸭翼、两维矢量推力、反推力喷嘴。

探索先进的控制和推进系统技术能提高未来军用和民用飞机的巡航和机动能力。1997 年秋进行了智能飞行控制系统 (IFCS) 计划，研究在飞机出现主系统失效、作战损坏时帮助飞行员加强飞机安全、受控着陆的先进“神经网络”飞行控制计算机技术。

- F-16XL 层流研究试验机：德莱顿中心用两架 F-16XL 飞机开展改善超声速飞行的层流气流飞机的研究，该项目获得的技术数据将用于未来高速飞机的研制。

- F-16 先进战斗机技术综合 (AFTI) 验证机：AFTI/F-16 是用 F-16A 改装的先进战斗机技术验证机，主要用于验证提高战斗机作战效率及生存率的各种新技术。AFTI F-16 项目主要评估先进数字式飞行控制、自动控制、语音控制、传感器和近距空中支持攻击系统。

- F-18 大迎角研究机 (HARV)：F-18 HARV 大迎角研究机开展大迎角情况下的气流、飞机控制和发动机性能研究试飞，探索飞机机头两侧安装的可动机身边条在大迎角飞行时提供偏航控制的能力。

- F/A-18 系统研究飞机 (SRA)：德莱顿中心用一架 F/A-18 “大黄蜂” 战斗机作为其系统研究飞机 (SRA)。

SRA 研究的关键技术包括先进动力电传概念、光传系统、电作动器和先进飞控计算机软件。

- F/A-18A 主动气动弹性机翼验证机：主动气动弹性机翼 (AAW) 是指副翼和前缘襟翼等传统控制面由数字式飞控系统操纵，从气动上诱导机翼发生扭曲，以进行跨声速和超声速滚转控制。

- Pathfinder、Pathfinder-Plus、Helios、Altair 无人机：内容是研究能执行高空、长航时大气科学和通信中继任务的无人驾驶飞机所需的航空技术。主要用于研究满足 NASA 高空、长航时地球环境科学任务所需的性能和载荷需求。

- 航天飞机载机：NASA 有两架改装的波音 747 飞机用作航天飞机载机 (SCA)。

- F/A-18 保障飞机：德莱顿有 5 架 F-18 “大黄蜂” 飞机用于研究保障和飞行员飞行练习。

- B-52 载机：NASA 有 2 架 B-52 飞机用作支持德莱顿研究项目的空中发射平台。

- DC-8 空中实验室：NASA 使用 1 架 DC-8 飞机用作飞行科学实验室。

- ER-2 空中实验室：NASA 使用 2 架 ER-2 飞机作为飞行实验室，收集环境数据，为科学研究项目提供支持。

- 比奇 “空中国王”：德莱顿中心用 1 架比奇 200 “超级空中国王” 飞机作为保障飞机。

- C-20 “湾流” III 飞机：NASA 这架 C-20 “湾流” III 飞机为 NASA、工业界和科研机构提供亚声速飞行实验的研究试验平台。

- 其他 NASA 试验研究机：德莱顿中心是 NASA 开展航空科学飞行研究的专门场所，同时 NASA 另外 3 个进行航空科学技术研究的研究中心艾姆斯研究中心、兰利研究中心和格林研究中心也保存有少量研究性试飞飞机，这些飞机与德莱顿中心的试验飞机一起组成了 NASA 强大的空中设施队伍，形成了 NASA 相对完整的空中试验手段。

(3) 法国试飞中心

法国飞行试验中心是法国唯一的官方飞行试验机构。

1996—1997 年，试飞中心共有试验飞机 51 架，直升机 12 架（包括发动机飞行试验台 6 架，空中飞行模拟机 2 架，通信导航设备、武器系统试验机），试飞中心内部运输用飞机 17 架，还有应急救援飞机等。鸭式气动布局是法国的长项，在欧洲处于领先地位。1983 年

启动的先进试验战斗机计划 (ACX), 是“阵风”的最初方案。达索公司的“幻影”2000 是欧洲第一架全电传操纵飞机, 它又利用“幻影”4000 作为技术验证机, 对近距耦合的鸭式布局进行气动特性研究试飞, 积累了丰富的设计经验。这种布局对改善低速、大迎角飞行特性有利, 适于舰载机应用。“阵风”的 RBE2 雷达是欧洲研制的第一台电子扫描机载相控阵雷达, 在“幻影”2000 等载机上进行了约 3000 架次试验试飞。

(4) 英国飞行试验研究机构

皇家航空航天研究院和飞机 & 军械试验研究院是英国主要的航空航天研究机构。

在 20 世纪 40~50 年代, 英国曾在试验机领域开展了大量研究工作, 例如, 世界首架电传试验机 Avro707 试验机、AW-52 飞翼轰炸试验机、AW-56 飞翼轰炸试验机、AW-169 超声速战斗试验机、AW-171 垂直起落超声速飞翼试验机、Bristol 188 超声速研究机、FD.1/FD.2 三角翼高速试验机、HP88 高速试验机/HP115 试验机、P.111A 三角翼试验机、P.128 超声速研究机、肖特 SC.1 垂直起落试验机 etc 数十个研究项目。但是随着世界航空技术发展中心向美国的转移和集中, 英国逐渐消失在试验机/研究机研制和使用的队伍之中, 目前仅保留了少量的飞行模拟试验机作为飞行训练和研究使用。此外英国飞机和军械试验研究院也有少量试验研究机, 包括两架变稳定性飞机。

(5) 俄罗斯格罗莫夫飞行试验研究院 (ЛИИ)

格罗莫夫试飞院有约 200 架飞机和直升机的试验机队和大量试飞设施。试验机的 70% 是用商用飞机和直升机就地改装而用作特殊装备的飞行试验台。

飞行试验台是飞行研究院最引以为豪的设备之一。1947—1954 年间, 研究院用 4 架图-2 来试验第一代喷气发动机; 轰炸机和运输机以及超声速战斗机用的发动机试验台则用 6 架图-4 轰炸机来进行; 1951—1962 年, 研究院用 3 架图-4 分别试验用于图-16 和 M-4 轰炸机、米格-19、雅克-25、米格-21、雅克-28、雅克-30、苏-7、苏-9、苏-10、米格战斗机、米雅西舍夫 3M、图-124 等飞机的各种发动机; 1953—1957 年间, 用伊尔-28、图-12 和图-14 试验了用于截击机在高空加速的火箭发动机; 1956—1990 年间的发动机试验台是图-16 轰炸机, 共用 9 架之多, 一直担负新发动机的试验任务; 1975—1990 年间, 采用了一架图-95 和 2 架图-142, 试验功率更大的 KH-12M 涡轮发动机 (11190KW)、图-22M3 的 HK-25 喷气发动机、图-160 的 KH32 发动机 (推力均为 245.26kN); 1987—1996 年间, 一架图-134A 被用来试验战略及战术巡航导弹的小型涡喷发动机。研究院今天的主力发动机试验台是伊尔-76 运输机, 对一些要求进行较长时间以提高可靠性及使用寿命的发动机试验, 还采用专门的飞机进行试验。例如, 将新一代发动机 АЛ-41Ф 安装在米格-25 试验机左侧原来发动机的地方; 2002 年 1 月 22 日, 一架苏-27 试验了改型的 АЛ-31Ф 发动机。

该研究院为了更好地完成试验机和原型机的试飞任务, 在 1980 年末, 用 5 架伊尔-76 改装的 А-50 “大支柱” 军用预警和指挥飞机改造成空域监视飞机, 成为 “976 机队”。

该院拥有全球领先的弹射座椅试验机。20 世纪 70 年代中期, “暴风雪” 航天飞机开始立项后, 1979 年研究院改装了 1 架米格-25RU, 专门试验为 “暴风雪” 设计的 K-36M-11F35 座椅; 1987 年, 一个用安-12BK 运输机改装的新弹射试验平台开始运行, 被试验的座椅装在尾部的通用旋转台上, 可以从任何角度弹射出去, 包括滑翔出去或向下弹, 以模拟座椅倾斜和倒转的情景; 安-12 飞机还被用来试验用在卡-50 直升机上的新的直升机飞行

员救生系统;1993 年以来研制用于高机动战斗机的 K-36D-3.5 弹射座椅,离机后以可变的飞行轨迹弹射;1994 年,开始研制解决不利姿态救生问题的新一代弹射装置,所有新座椅在研究院用米格-25 和安-12 飞机进行试验;1989 年,俄美联合试验,美国向俄罗斯提供部分资金,开发符合美国标准的座椅,以满足第四代 F-35 和 F-22 飞机对座椅选型的要求。

ЛИИ 拥有大量地面模拟设施和多种空中飞行模拟试验机,包括图-154M 和苏-27 空中飞行模拟试验机,为航天飞机、大型民机和电传操纵技术从事了大量研究。

(6) 中国飞行试验研究院

中国飞行试验研究院是航空装备设计定型试飞、民机适航审定试飞、航空产品研制试飞和航空科学技术研究性试飞的综合试飞基地。建院 50 多年来,先后研制和应用的试验研究机有:

- 弹射试验机:1968 年研制了轰-5 型弹射试验机。总共进行了近 200 次空中弹射试验任务,为我国弹射救生系统的研制做出了贡献。1989 年建成了歼教 6 高速弹射试验机,为我国新型号弹射救生系统的技术攻关和产品鉴定进行试飞,包括高速和机动状态下的弹射救生系统试飞。

- 发动机飞行试验台:1971 年研制成功图-16 发动机飞行试验台,为我国约 10 种新研制或改进型发动机的他机试飞做出了贡献。2005 年,由伊尔-76 飞机改装的发动机飞行试验台投入使用,为我国新研发发动机的预研和鉴定试飞承担着繁重的发动机科研试飞任务。

- 变稳飞机:1989 年研制成功的歼教 6 变稳飞机(BW-1)是中国第一架变稳飞机,具有单轴、数字式、全权限、大范围调参的变稳控制系统和跟踪显示系统。1997 年研制成功并投入使用的 IFSTA 空中飞行模拟试验机(由 K-8 飞机改装)具有三轴、响应反馈和模型跟随的变稳能力,这两架飞机为型号试飞、技术攻关、无人机技术研究和试飞员培训做出了重大贡献。

- 航空电子试验机:20 世纪 80 年代初用“桨状”II 型商务机改装成雷达试验机,在雷达电子试飞中发挥过重要作用。90 年代末专门研制的运 8C 雷达电子试验机对新机雷达及其相关系统试飞做出了重要贡献。目前中国飞行试验研究院还拥有一些其他飞机平台,为各种航空电子系统的他机试飞服务。

- 红外目标特性测量试验机:2002 年研制成功并投入使用的歼教 7 超声速红外特性测量试验机对若干飞机型号、地球/大气背景和卷云红外光谱特性等进行了空中试验测量。

- 其他试验机:除了上述一些专用试验研究机外,中国飞行试验研究院利用已有的各种飞机进行了大量的专题试飞研究,如歼教 7 失速尾旋试飞研究、歼 8 II 发动机电调控制研究以及各种导引头的试飞研究,等等。

- 模型验证机:50 多年来,试飞院充分利用模型自由飞手段,对中国几乎所有型号的大迎角特性进行了飞行研究,为了解这些飞机的大迎角特性和为型号大迎角试飞准备做出了重要贡献。

11.2 X 系列飞机

说到试验研究机,人们首先想到的是 X 系列飞机,这是因为 X 系列飞机研究的项目总

是世界航空航天科技最前沿的概念和技术。X 系列试验研究机和它们的试飞对美国,乃至全世界的航空航天事业做出了不可磨灭的贡献。人们习惯地认为从爱德华基地 NASA 发表的试飞结果,很有可能代表了航空航天技术发展的某种趋向。

特别是当前,美国航空军事工业发展的策略和趋势是:减少生产数量,但技术保持领先。针对这种情况,他们的策略是:

“对我们航空能力的长期损害可以通过强力恢复支持航空研究和发展的 X 飞机计划来弥补,包括改装已有的合适的试验机来进行先进概念的飞行研究。”

表 11-1 列出了自 X-1 试飞以来美国 NASA (前身 NACA) 所进行飞行研究的所有 X 飞机。翻开 X 系列飞机的历史我们可以看出如下特点:

- (1) X 飞机研究的是当时所未曾采用过的最新航空航天技术;
- (2) 航空和航天不分家,有些飞机很难区分是属于航空还是航天;
- (3) 全国大协作:军方出钱、公司制造、NASA (德莱顿) 试飞,研究成果全行业共享;
- (4) 航空和航天科研试飞,或成功或失败均属正常,即使失败或因政治因素中止,都有收获,都是成果;
- (5) 所有研究项目都结合国内、国际形势发展,并不是盲目投资,随意发展;
- (6) 试飞研究与地面试验研究紧密结合,特别是风洞和地面仿真试验相结合;
- (7) 试飞需要被试飞机,也需要支持和保障的配试飞机,NASA 试验飞机的来源得到国家、军方和工业公司的大力支持,甚至几乎是免费提供。

下面有选择性地叙述若干 X 试验研究机的背景和贡献。

11.2.1 X-1 促使 X 飞行器家族的诞生

20 世纪 30 年代和二战的爆发,促进飞机设计、材料、动力,特别是飞机性能取得了重大进步,同时也带来了工程师、设计师以及航空医学专家未曾预料的控制、结构和生理学等方面的问题。其中之一的就是随着飞机性能的提高,压缩性问题几乎成为一道不可逾越的障碍。二战期间,当飞机速度接近声速时,压缩性导致了严重的甚至是不可恢复的振动、结构、控制和稳定性问题,飞机失控和结构破坏夺去了一些飞行员的生命。当时人们对超声速现象知之甚少,包括波阻、高速颤振、激波失速、压力中心改变、超声速对干扰阻力的影响、声速和超声速引起的静载荷和机动载荷的异常等,对研究人员来说都很陌生,人们把以声速或接近声速运动物体前面气体压缩的“墙”称为声障。在西奥多·冯·卡门博士和莱特空军基地工程师埃兹拉·科奇尔等人的努力和促进下,1 架高速空气动力研究飞机 X-1 诞生了。1947 年 10 月 14 日,在空军上尉 C. E. 耶格勒的驾驶下,人类历史上首次突破“声障”,实现了马赫数 1.06 的超声速飞行。这也预示了整个 X 系列飞机的诞生。

X-1 共研制了 3 架,由 B-29 飞机带飞,在空中投放后打开火箭发动机,加力飞行,最大续航时间 5min,然后靠滑翔飞行返场着陆,第一架 X-1 的最大飞行马赫数为 1.45。

X-1 项目是世界航空史上最成功、技术上最有成效的项目之一。它证明了有人驾驶飞机可以安全地进行超声速飞行。与此相适应,X-1 的气动力、结构等方面带来重大进步,超薄的翼面、超声速机身布局、操纵系统全动平尾的应用、动力装置相容性和座舱环境等对其后的跨超声速飞行设计提供了技术基础。

11.2.2 X-15 首次实现临近空间的有人驾驶飞行

设计和制造 X-15 的目的是探索高空、高速有人驾驶飞机可能出现的问题。共生产了 3 架 X-15, 在第二架 X-15 损毁后, 增加了 X-15A-2, 这架飞机目标更高, 希望马赫数达到 8, 并使之成为高超声速巡航冲压发动机的试验平台。X-15 由 B-52 挂飞, 首架飞机于 1959 年 6 月 8 日完成无动力滑翔飞行; 1960 年 1 月 23 日, 实现首次动力飞行, X-15A-2 于 1964 年 6 月 25 日完成首次飞行。X-15 初期使用 XLR11 火箭发动机, 后期使用 XLR99 发动机。X-15A-2 实现的最大飞行高度 354200ft (107960m), 最大马赫数 6.70, 最大速度 4534mile/h (7295km/h)。X-15 被认为是到今天为止最有收获和最成功的研究机。具体技术贡献是:

- (1) 研制了载人飞机的可调推力火箭发动机;
- (2) 首次将高超声速理论和风洞研究工作应用到真实飞机上;
- (3) 采用楔尾来解决高超声速方向稳定性问题;
- (4) 首次在空间姿态控制中应用反作用控制力;
- (5) 首次研制出可重复使用的超合金结构, 该结构能经受高超声速再入时产生的温度和梯度;
- (6) 开创了 Inconel-X 合金和钛合金加工、成形、焊接和热处理技术;
- (7) 改进了高温密封和润滑技术;
- (8) 在 NASA 支持下研制了球形压力传感器, 可在很大的动压力温度范围内工作, 还研制了第一套用于飞行员空间防护的实用化全压服;
- (9) 开发了氮气座舱空调系统;
- (10) 研制了能在高动压环境中工作的惯性飞行参数系统;
- (11) 发现高超声速附面层气流是紊流而不是层流;
- (12) 发现湍流的加热速率比理论推算的低得多;
- (13) 首次对高超声速蒙皮摩擦进行了直接测量, 发现实际摩擦比预想的低;
- (14) 发现了由于表面不平所引起的“热点”现象;
- (15) 找到了将底部阻力实测值与风洞试验结果相关联的方法;
- (16) 研制出实用的飞行员显示器;
- (17) 演示验证了飞行员在大气层外操纵火箭助推空天飞行器的能力;
- (18) 研制出大型超声速副油箱;
- (19) 成功实现气动控制和反作用力控制的反复转换;
- (20) 演示验证了飞行员在失重环境下工作的能力;
- (21) 首次演示了有人驾驶的大气层升力体再入;
- (22) 首次使用了能量管理技术;
- (23) 高超声速声学测量的研究结果被用来确定“水星”号飞船的隔热和结构设计要求;
- (24) 在试验技术上 X-15 的研究程序为其他飞机研制提供了全面的经验, 即建立固定基座的 6 自由度模拟器 (送往爱德华 NASA 实验室), 并通过试飞迭代校准数学模型, 用 F-104A 模拟 X-15 安全着陆, 用 F-100F、TF-102、F-107A 以及一些其他类型的飞机, 围绕 X-15 安全飞行开展他机试飞。

11.2.3 X-29A 前掠翼方案

早在二战时期就有前掠翼布局。不过直到 20 世纪 70 年代末,随着先进复合材料、超临界翼型、电传操纵以及先进鸭翼布局技术的出现,前掠翼的优势才能得以发挥。X-29A 的目的就是研究先进复合材料、变曲度、放宽静稳定性、近距耦合鸭翼以及具有薄型超临界翼型等先进技术的综合集成,体现了飞机结构工程和先进空气动力相结合的进步。格鲁门公司总共生产了两架 X-29A。

1984 年 12 月 14 日,第一架 X-29A 在爱德华空军基地实现首飞。1989 年 5 月 23 日第二架 X-29A 也在爱德华空军基地实现首飞,第一架 X-29A 验证了非常规构型和可操纵鸭翼能增强近声速的机动和巡航能力;第二架 X-29A 重点验证大迎角能力,结果证明迎角在 45° 的范围内,飞机具有良好的操纵性和机动性。

X-29A 充当了多种飞行试验平台,其中前掠翼与放宽静稳定性、复合材料结构、鸭翼性能相结合所形成的优势和相关气动问题引起了广泛的关注。不过至今前掠翼技术的应用在美国尚未提上议事日程,不过紧随其后,俄罗斯苏霍伊飞机设计局推出了它们的苏-37 项目,采用的也是前掠翼气动布局。

X-29A 试飞中对结构完整性的试飞验证,尤其是对压力分布测量和机翼结构变形的红外测量以及大迎角试飞中的反尾旋试验给人留下了深刻印象。同样 X-29A 在爱德华空军基地试飞期间,X-29A 地面模拟器也在现场紧密配合试飞。X-29A 试飞中,除了机载颤振激励外,还应用地面监控站上传信号,通过飞机飞控系统进行颤振激励试飞。

11.2.4 X-31A 过失速机动试飞

X-31A 是美国和德国共同研发的合作项目,其宗旨是验证大迎角和高机动性在近距离空战中的战术优势,同时研究制造这种优势战斗机的低成本控制方法。

该项目源于德国 MBB1977 年的 EFM(强化战斗机机动性)计划,后来 1983 年美国罗克韦尔公司加入合作研究。双方在 1984 年进行了长达一年多的可行性研究,最后的结论是:未来的空战中近距离作战仍然是必需的,因此需要强化机动能力使战斗机保持空中作战优势。1992 年美国 NASA 和空军加盟了这项研究。按照合同总共生产 2 架 X-31A 飞机。该飞机综合了多项技术支持扩展飞机机动包线,主要包括矢量推力、综合控制系统和综合显控人机界面,希望在多目标空战环境中实现迅速对目标捕获、跟踪和机身对准。

在研制过程中,充分应用了德国 MBB 的 F-104GCCV 试验机获得的技术,利用 X-31A 缩比模型自由飞试验预先获取大迎角相关数据。

1990 年 10 月 11 日第一架 X-31A 实现首飞;1991 年 1 月 29 日,第二架 X-31A 也实现首飞;过失速机动飞行试验于 1991 年 11 月开始,到年底经过 108 次飞行,迎角达到 52° ;1992 年,来自美国空军、海军,德国空军和两个公司的试飞员集中到德莱顿飞行研究中心进行试飞。所有试飞工作于 1995 年 1 月完成,总共飞行 520 架次。在这个过程中达到许多里程碑的结果,例如:

- (1) 40° 坡度飞行,迎角 70° ;
- (2) 70° 迎角进行 360° 滚转;
- (3) “赫伯斯特”机动飞行;

(4) “直升机”机动;

(5) “猫鼬”动作。

1993年9月与F/A-18进行了21次交战试飞,94次记分,结果分别是:X-31A使用矢量推力,结果是10:1,X-31A胜出;X-31A不使用矢量推力,结果是1:2.4,F/A-18胜出。

1995年1月19日,一架X-31A因空速管结冰造成飞控调参异常,飞机剧烈振荡,飞机失控坠毁。剩下的一架X-31A后来在航展上大出风头,在离地500ft(152m)的高度进行大迎角飞行。在此之后许多飞机制造商效仿X-31A,研制出许多过失速机动的飞机/试验机,这架飞机后来为VECTOR极短距起飞和着陆计划服务,即只用矢量推力在低速飞行下精确控制飞机。

X-31A虽然只飞行了500多个试飞架次,但它被认为是X系列飞机项目中研究任务完成最多的。从飞行试验研究来说,X-31A试飞表明了一个趋向,应该重视战术使用性能的试飞,不仅是针对武器性能的使用试飞,还应包括平台性能的使用试飞。

11.2.5 X-36A 无尾飞行器的试飞研究

X-36A是一种缩比模型验证机,其主要目的是对一种无尾战斗机技术验证,该战斗机具有隐身和大迎角敏捷性。总共生产了两架28%缩比的模型飞机。但是该验证机所采用技术要比通常的模型机先进得多。1997年5月17日实现首飞,总共经过3个阶段飞行,第三阶段试飞于1997年11月12日完成。最大飞行高度20200ft(6157m),最大迎角 40° ,最大过载4.8,共进行31次飞行,15h38min。试飞中使用4种不同的软件。项目由NASA艾姆斯研究中心和麦道公司合作研制,德莱顿飞行研究中心主持试飞。

该项目虽然试飞研究时间不长,但所取得成就是重要的:

(1) 使用矢量推力技术可能导致取消飞机平尾和方向舵,它可以使飞机阻力减少10%,重量减少5%;

(2) 本项目对无人机操纵是一个重要的探索研究,即利用空中视频探头和地面站进行人在回路中的闭环操纵,控制飞行器的机动飞行。

11.2.6 X-43A “Hyper-X” 高超声速试验飞行器

1996年11月,NASA宣布启动一项长期高超声速飞行器的研究项目,目标是海平面时速达3600mile/h(6667km/h),马赫数约为5。并邀请世界承包商对研制四架飞行速度可达10倍声速的无人驾驶飞行器进行投标。X-43A是一个试验平台,主要用于探索高超声速飞行和超燃冲压的吸气式高超声速推进,是一个小比例高超声速飞行器,用来验证超声速燃烧冲压式喷气发动机作为高超声速飞行器动力的可行性,最终X-43A项目探索的革命技术将使未来航空和空间飞行器增大有效载荷并降低成本。

X-43A总共进行了四次飞行。2001年6月3日进行了首次飞行,马赫数达5,但是由于携带X-43A飞机的“飞马座”火箭在B-52分离后偏离了轨道,X-43A在半空中被销毁,首次试飞宣告失败。2004年3月27日的第2次飞行试验,X-43A成功达到马赫数7的速度,并在11月16日最后一次试飞中,成功达到马赫数10和6700mile/h(12410km/h)的飞行速度,创造了以空气喷气发动机为动力装置的飞行速度最快纪录。

X-43A 通过演示验证,机体与超燃冲压发动机综合的自由飞行,大大扩展了吸气式推进系统的速度界限。

11.2.7 X-45A 和 X-47A 无人作战飞机的起步

从 20 世纪 80 年代早期开始,第一代和第二代无人飞行器在越南战争和各次中东战争中大量使用,促使美国开始对多种无人作战飞机的广泛研究。甚至期望对有人飞机作战模式进行变革,朝着把人从战斗机座舱中解放出来的方向迈进。遥控和自主制导系统、复合材料、推进和低可探技术的进步,为无人作战飞机奠定了技术基础。X-45A 和 X-47A 就是这种背景下的产物。它们的计划大约分为三个阶段。

第一阶段: X-45A 和 X-47A 独立发展阶段

波音公司为美国空军研制的 X-45A 技术验证机主要功能是担负对敌防空压制和对地打击任务,于 2002 年 5 月实现首飞;2004 年 4 月,成功投放精确制导炸弹;2004 年 5 月,与有人驾驶飞机 T-33 协同飞行。2004 年 12 月,两架 X-45A 实施协同飞行试验;2005 年 2 月,进行模拟战斗任务飞行;2005 年 8 月,两架 X-45A 原型机以及两架 T-33 完成多架飞机协同执行压制敌方防空力量(SEAD)的任务。

诺斯罗普·格鲁门(简称诺·格)公司发展的海军型 X-47A 技术验证机于 2003 年 2 月成功首飞。该机具备短距起降能力,可担负海基侦察和打击任务。

第二阶段: J-UCAS 阶段

2003 年 4 月,美国国防部启动了联合无人作战飞机系统(J-UCAS)项目,将美国空军的 UCAV 和海军的 UVAC-N 合并,并交由美国国防预先研究计划局(DARPA)管理。

J-UCAS 项目的目标是开发和验证一种可同时满足美国空军和海军的作战需求,可执行包括压制敌防空系统、电子攻击、情报/监视/侦察以及精确打击在内的多种任务的无人作战系统。在 J-UCAS 中,波音公司计划制造 3 架 X-45C 和 2 个地基任务控制站;诺·格公司计划制造 3 架 X-47B 和 3 个任务控制站,这些系统计划于 2007 年开始进行作战评估。

第三阶段: J-UCAS 项目变更

2006 年初,由于需求的变化,J-UCAS 项目调整为空、海军分型发展,2007 年 J-UCAS 项目预算取消。

美国海军于 2007 年 8 月 1 日宣布,已选中诺·格公司 X-47B 用于验证低可探测性的无尾构型无人机能在航母甲板上着舰,并证明甲板操作过程中与有人机不发生冲突。美海军的无人空战系统技术验证机(UCAS-D)项目将历时 6 年,预计 2011 年实施首次着舰。美海军预算文件显示该项目总成本预计为 15 亿美元,已签订合同金额 6.35 亿美元。

从飞行试验角度这种无人机在作战环境中的试飞是属于体系试飞,无人机操纵模式是自主控制和人工遥控相结合,面对这种局面,很可能会出现一种新的试飞模式,无论是从标准判据和实施方法都需要有高度的创新。

11.2.8 X-51 高超声速计划的延续

X-51 是 Hyper-X 计划 X-43A 研究的继续。美国 AFRL 和国防部 DARPA 以及工业部门的团队工作 6 年,于 2010 年 5 月 26 日在爱德华空军试飞基地完成了首次飞行。普惠公司的冲压发动机在高超声速状态持续燃烧 200s,将 X-51 推进到马赫数 5,而当年 X-43A 的

冲压发动机只燃烧 12s。X-51 由 B-52H 带到 50000ft (15240m) 高空投放 4s 后, 火箭助推器将 X-51 加速到马赫数 4.8, 然后冲压发动机工作, 直至马赫数 5, X-51 飞行高度达 70000ft (21336m)。

试飞过程中, X-51 机载传感器数据发送给海军 P-3 飞机机载系统和地面监控站, 在那里有 35 人的团队进行实时监控。高超声速飞行 200s 后, 系统出现异常, 工作人员将要用几个月的时间来分析数据。NASA 的 F-18 安全飞机和摄影飞机跟随了投射的整个飞行剖面。

试飞过后有人甚至认为这次飞行所取得的成就, 就像二战以后喷气发动机取代螺旋桨发动机一样。也有人认为 X-51 的成功预示着美国全球打击能力和低成本地进入太空将成为现实。

表 11-1 X-系列试验验证机

X 序号	制造厂	首飞时间	最后飞行时间	备 注
X-1	Bell	1947. 10. 14	1958. 11. 6	首次超声速飞行
X-2	Bell	1952. 6. 27	1956. 9. 27	
X-3	Douglas	1952. 10. 20	1956. 5. 23	
X-4	Northrop	1948. 12. 16	1953. 9. 29	
X-5	Bell	1951. 6. 20	1955. 10. 25	变后掠
X-6	Convair	1955. 7. 20	1955. 9. 17	核动力飞机 (未完成计划)
X-7	Lockheed	1951. 4. 26	1960. 7. 20	
X-8	Aerojet	1947. 11. 24	1985	
X-9	Bell	1949. 4. 28	1953. 1. 23	
X-10	North American	1953. 10. 14	1959. 1. 26	巡航导弹
X-11	Convair	没有飞行		单级火箭动力弹道导弹
X-12	Convair	没有飞行		弹道导弹
X-13	Ryan	1955. 12. 10	1957. 7. 30	
X-14	Bell	1957. 2. 17	1981. 5. 29	
X-15	North American	1959. 6. 8	1968. 10. 24	高空高马赫数飞机 (火箭发动机)
X-16	Bell	未飞行		高空超声速飞行
X-17	Lockheed	1956. 7. 17	1957. 3	多级火箭 (用于再入大气层研究)
X-18	Hiller	1959. 11. 20	1960. 11. 4	倾斜翼 VTOL
X-19	Curtiss - Wright	1963. 11. 20	1965. 8. 25	四倾斜旋翼 VTOL
X-20	Boring	未飞行		项目取消
X-21	Northrop	1963. 4. 18	1964	
X-22	Bell	1966. 3. 17	1988	四倾斜涵道风扇
X-23	Martin - Marietta	1966. 12. 21	1967. 4. 19	
X-24a	Martin - Marietta	1969. 4. 17	1971. 6. 4	
X-24b	Martin - Marietta	1973. 8. 1	1975. 9. 9	
X-25	Bensen	1968. 6. 5	1968	
X-26a	Schweixer/Lockheed	1962. 7. 3	不详	

续表 11-1

X 序号	制造厂	首飞时间	最后飞行时间	备 注
X-26b	Lockheed Missile & Space	1967. 8. 15	1973	
X-27	Lockheed	未飞行		中途下马
X-28	Pereira	1970. 8. 12	1971. 10. 22	
X-29	Grumman	1984. 12. 14	1991. 9. 30	前掠翼飞机
X-30	Rockwell	未飞行		空天飞机（项目中途取消）
X-31	Rockwell/German	1990. 10. 11	2002 或 2003	大迎角机动研究
X-32	Boeing	2000. 9. 18	发展为 X-35	JSF 原型机
X-33	Lockheed/Martin	1993. 8. 18	1994. 6. 27	再入飞行器（项目中途取消）
X-34	Orbital	1999. 6. 29	不详	未来低成本重复使用空天器
X-35	Lockheed/Martin	2000. 10. 24	不详	JSF 原型机
X-36	McDonnell/Douglas	1997. 5. 17	1997. 9. 24	无尾飞行器缩比模型
X-37	Boeing	2001	不详	空天飞行器
X-38	NASA. Scaled Composites	1998. 3. 12	取消	空中乘员救援
X-39	AFRL	不详	不详	与无人作战飞机相关
X-40	Boeing	1998. 8. 11	1998. 8. 11	类似 X-37
X-41	不详	不详	不详	机动再入试验飞行器
X-42	不详	不详	不详	用于轨道转移 Uper stage
X-43	Microcraft	2001. 6. 3	2004. 11. 16	Hyper-X 高超声速飞行器
X-44	Lockheed/Martin	未飞行	不详	无尾矢量推力（取消）
X-45A	Boeing	2002. 5	不详	空军无人作战试验机
X-46	Boeing	不详	不详	海军无人作战试验机
X-47A	Northrop - Grumman	2003. 2	不详	海军无人作战试验机
X-47B	Northrop - Grumman	不详		舰载无人作战飞机
X-48				不详
X-49				不详
X-50	Boeing			鸭式旋翼 VTOL
X-51	Boeing	2010. 5. 26		乘波器（高速飞行器）

11.3 气动力试验研究机

空气动力学是航空技术发展的先行学科，研究手段是风洞试验、计算流体力学（CFD）和飞行试验，飞行试验是最真实的验证。

20 世纪中叶，空气动力学有了飞速的发展，有力地催生了一代又一代的新型飞行器，欧、美、苏（俄）等国家航空工业领先地位的轮替无一不密切联系于空气动力技术的发展。即使到了 21 世纪仍然如此，空气动力技术的发展支撑了航空工业的发展。

现代空气动力研究中，风洞试验仍居于重要地位。通过恰当、合理的试验设计，在人造

条件下模拟复杂的客观环境,测试提取需要的各种气动数据。风洞试验数据是飞机设计的基础,是对 CFD 计算的初步校核和检验,也是飞行试验的基本前提。

CFD 提供数据不能替代风洞试验结果。但是,成熟的 CFD 技术却能替代大量的风洞试验,并能进行无法在风洞中完成的某些性能的预测,速度快、价格低、无污染、使用方便、灵活等。CFD 技术是当前气动力技术的重要研究方向。

飞机试飞不存在任何试验条件的简化,如马赫数、雷诺数、尺度大小、飞行环境等。但试飞成本高,技术复杂,且需在有真实飞机后方能进行。从航空发展经验来看,新飞机的关键气动数据和关键气动技术必须经过试飞验证,验证越充分,新机研制的风险就越小。

在风洞试验和飞机飞行试验之间,还有一个重要的气动力试验手段,即模型验证试飞,它既不受风洞尺寸空间限制,也不受新机研制周期和飞行安全的影响,可以领前飞行,它是气动力研究,尤其是大迎角气动研究的重要手段。实际上它也是一种飞行试验。

图 11-1 为风洞试验、计算流体力学(CFD)和飞行试验的关系图。

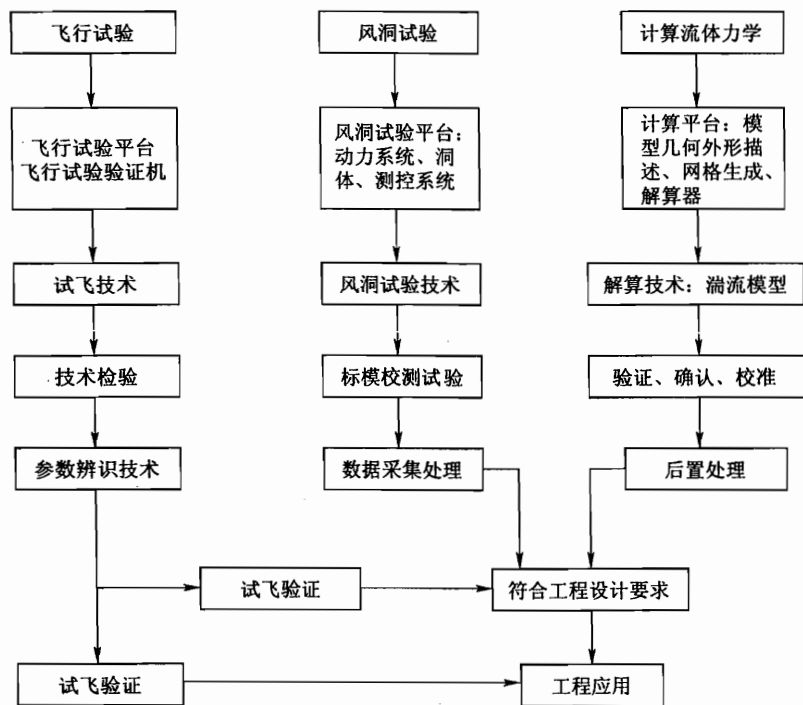


图 11-1 飞行试验、风洞试验和计算流体力学技术

11.3.1 气动力试验研究机发展

世界上航空技术强国无一不对气动力试飞研究高度重视,他们在制定气动力发展规划项目时,从来都没有对气动力的试飞验证的环节有所疏漏;在气动力研究设备建设投资时,从来都把试验研究机的建设和使用放在一个极为关键的地位。

从上节 X-系列飞机介绍中,气动力研究显然是这类试验研究机的重头戏,从 X-1 到 X-51,绝大部分项目都涉及气动力研究。只是为了实现这些项目的气动性能目标,还需要

解决诸如动力、材料、控制、引导和通信等方面的问题。

除了 X 系列飞机以外,美国还有许多其他的专项气动力试验研究机。如 20 世纪 60 ~ 70 年代 Langley 研究中心利用波音 737-100 改装成飞行实验室,进行大型运输机有关先进的气体动力学、飞机结构和机载系统的测试,用了 22 年的时间进行了 822 项研究试飞,1994 年改用波音 757-200 继续进行。从 1980—1999 年 20 年间,美国本土的 F/A-18 摔毁 119 架,牺牲飞行员约 40 人,其中重要原因之一是低空大速度大速率转弯时飞机失速而造成的。为研究 F-18 的大迎角特性进行了许多试验,NASA 专门改装了一架 F-18 HIMAT 试验机,进行大迎角高机动性试飞研究。同时 NASA 还改装了一架 F-18 HARV 大迎角试验机研究大迎角气动力,特别是脱体涡流场显示研究。为了开发层流控制技术,NASA 专门改装了一架 F-16 原型机,称之 F-16XL,进行试飞研究等。

与美国相似,俄罗斯也非常重视气动力特性的飞行试验研究。他们用空中实验室和试验飞机广泛开展气流绕过不同物体的流动特性和影响气流流动的不同方法,他们按照不同的研究目的,改装现成飞机,安装各种系统进行气动力研究。其中值得一提的是他们在 100L 系列的飞行试验机上试验研究分离脱体涡流特性;在米格-21 飞机上安装复杂翼型,模拟超声速客机图-144 自然的和人工的气流层面,检查和优化翼尖翼面形状,并寻找流场控制方法。同时,他们利用再入飞行器的模型,检查和优化再入飞行器的加速轨迹,试验声音影响、气动噪声和飞机尾流。利用图-144 超声速飞行实验室研究舰载飞机和航母之间的相容性和复杂的航空物理。俄罗斯飞行研究院几乎试飞了所有国产战斗机的失速尾旋特性,他们利用 Turbo Igot 试验飞机研究垂直起降特性,苏联第一架垂直起降飞机雅克-36 就是这种研究结果的产物。俄罗斯飞行研究院还充分利用模型自由飞进行气动力研究,包括苏-27、米格-29、苏-37、米-55 等飞机,试验结果被各设计局所应用,而且为全尺寸飞机的安全飞行提供了基础。同样俄罗斯飞行研究院利用各种试验手段对航天事业,包括航天飞机和各类导弹(巡航导弹和弹道导弹)做出了重要贡献,其中著名的 Bor 系列飞行器研究取得了重要成果,再入大气速度达 4000m/s,为高超声速的气动力、热动力和耐高温材料研究做出了重要贡献。

中国飞行试验研究院也开展了一些气动特性方面的试飞研究,包括利用运 7 和歼教 7 分别进行了亚声速和超声速压力分布测量;与空军一道对歼教 5、歼教 6 进行了失速/尾旋试飞研究;对歼教 7 进行了三角翼飞机失速尾旋研究,对歼 10 进行了反尾旋模态试飞研究等;同时利用模型自由飞,对所有国产飞机几乎都进行过失速/尾旋试飞,为中国飞机研制和试飞做出了贡献。为支线飞机气动力设计的需要,有关部门利用教 8 飞机进行部分超临界翼型设计技术试飞验证,取得了重要成果。

世界上其他航空发达国家,包括英国、法国和德国都进行过深入的气动力试飞验证试飞,这里不做更多叙述。

还应指出的是,所有型号试飞其实都是气动力试飞验证的过程,对 CFD 和风洞试验结果验证都是一种宝贵的资源。但这些都发生在型号研制完成之后,带有很大的风险性。为了确保设计的正确性和新机研制成功的把握性,设计师往往采用的是一些较成熟的气动技术,而把那些创新性的气动技术都留给预先研究。这些气动力的预先研究除了 CFD 和风洞试验外,气动力试验研究机是不可替代的角色。

11.3.2 气动力试飞验证的价值和范围

时至今日, 用试飞验证空气动力的必要性应该没有多大分歧, 但究竟有哪些方面应该进行验证, 在不同国家、不同的技术发展阶段是不同的。就概念上讲, 可能存在如下几个方面的需求, 以适应当前, 或下一阶段航空技术的发展。

(1) 考虑雷诺数影响的试飞验证

风洞试验模拟很难满足全尺寸雷诺数的要求。20 世纪 60 ~ 70 年代, 美国大型运输机 C-141 和 C-5A 在低雷诺数跨声速风洞中的试验未能正确预测机翼激波位置而导致设计失败, 造成了很大损失, 对于低雷诺数风洞能否预测飞机气动性能产生了怀疑。经过长时间研究, 认为风洞试验能够给出确定试验条件下的准确值, 然后根据对雷诺数等因素影响的正确理解, 预测全尺寸雷诺数条件下的气动力性能。外推方法存在不确定性, 最后还是决定建高雷诺数风洞, 雷诺数越高, 能达到全尺寸雷诺数最好, 不能达到全尺寸雷诺数, 也要尽量减少雷诺数外推的范围。DRA5m (英国)、F1 (法国) 低速增压风洞和 NTF (美国) 全尺寸雷诺数跨声速风洞即是这种认识下的产物。

型号验证/鉴定 (T&E) 风洞试验, 目标非常清楚, 必须在数据的质量、效率、经济性与解决工程问题之间进行平衡。全尺寸雷诺数风洞建设和运行费用高, 且“全尺寸雷诺数”在不断增长, 飞机尺寸越来越大, 全尺寸雷诺数增加迅速。20 世纪中叶, 飞机尺寸年增长 5% ~ 7%, 全尺寸雷诺数风洞的建设不可能跟的上飞机的发展。而且高雷诺数的风洞并不一定能得到高雷诺数的结果。“全尺寸雷诺数”风洞试验结果与试飞结果仍然存在较大差异, 即便同一型号的 2 架飞机, 雷诺数敏感区试飞结果也存在较大差异, 因此需对雷诺数的影响进行广泛、深入的研究, 加深理解, 并重新评估雷诺数影响的解决途径。

工程设计中对雷诺数影响最为担心的问题是: 雷诺数反效和雷诺数槛值。在长期的工程实践中, 对于常规构型已积累了丰富的经验, 风险较小; 对于全新的构型, 多采用综合研究方法, 即一定雷诺数水平的风洞试验、工程应用 CFD 预测和试飞验证三者结合, 把风险降到可接受的水平, 这是现实、可行、经济有效的研究方法, 见图 11-2。

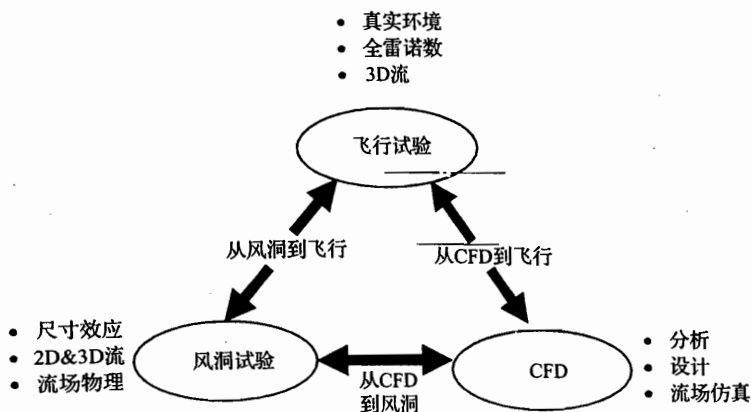


图 11-2 雷诺数影响研究综合方法

一般认为, 风洞试验的雷诺数应该达到全尺寸雷诺数的 $1/5 \sim 1/2$, 其外推的空间约为 10% ~ 5%, 其置信度为 90% ~ 95%, 辅之以 CFD 预测, 再进行少量试飞验证, 雷诺数影响

的风险大大降低,并由此建立起3种预测手段的相关数据库,大幅度提高了雷诺数影响的预测水平。

(2) 考虑尺度影响的试飞验证

有人把尺度效应与雷诺数效应等同,这是因为风洞试验一般都采用缩比模型,模型试验结果与真实飞机的飞行试验结果相比较的差别归结为尺寸的大小相伴生的雷诺数效应,所以就二者等同看待。实际上,我们必须承认这样一个事实:即因模型尺寸的大小和加工水平的不同所造成的模型几何外形保真程度的差别,这些差别同样也影响了试验结果。例如,外挂物的挂架三角支撑只能简化为支板,其上的外突物也被忽略,这种外挂物的阻力增量,只有全尺寸模型挂架外形精确模拟阻力增量的一半;其次,较小的风洞试验模型刚度大,可认为是刚体,而真实飞机是弹性体。即使是试验模型,在由于变雷诺数造成的高速压下,仍出现弹性变形而影响试验数据。第三,即便按比例模拟模型上的凸出物,对于细长模型尾部的凸出物,在雷诺数低时,凸出物埋入到相对较厚的边界层中,但在高雷诺数时它又伸出边界层外,完全没有表现出雷诺数影响的特征,也几乎无规律可寻,因此不能把这种与模型尺寸和加工水平有关的影响归入真正的雷诺数效应,而称为“尺度效应”。

这类影响的预测只能是依靠试飞验证,积累经验,建立相关数据库。

(3) 飞机/发动机一体化的试飞验证

对于一些特殊试验,模型尺寸不能太小,如发动机进气管道直径。进气管道尺寸除了保证相似要求外,尚需具有一定的绝对尺寸,保证模型细节的描述和综合试验要求。

这种尺寸要求是考虑到试验时能取得适当时间长度的流动稳定状态进行流动压力测量,以充分描述压气机和燃烧器中的稳定压力分布。对于这类试验仅只有几何相似不能获得可信数据,必须有绝对尺寸要求。

飞机/发动机一体化风洞试验模拟,即便保证上述尺寸要求,仍存在很大的不确定性,因此,这类问题对于试飞验证的依赖性非常大。美国研制的许多飞机型号,如F-15、F-111等,通过试飞验证,细化尾部构型,使飞机气动性能大幅度提高。

(4) 超临界机翼设计技术试飞验证

超临界机翼设计技术需要试飞验证,由于机翼的特殊构型极敏感于风洞试验条件,如马赫数、雷诺数(噪声、湍流度)和洞壁干扰等。试验条件的少许差别就会造成激波位置和压力分布的很大变化,不经严格试飞验证评估的设计技术,设计师没有把握采用。

(5) 高升力多段机翼设计的试飞验证

采用多段机翼产生高升力、缩短进场着陆距离、保证安全、减少噪声对地面骚扰的时间,是大型飞机设计的一项重要技术。多段机翼在高升力状态下存在多个缝隙,流动十分复杂,性能极敏感于雷诺数,同样的几何外形和空间配置,在不同的试验雷诺数就会得到不同的结果。多段翼型的流型的复杂性使雷诺数的影响几乎无规律可寻,经常出现反效现象,采用CFD和风洞试验预测的结果急需试飞验证。

(6) 飞机大迎角气动特性试飞验证

飞机模型大迎角风洞试验,对于试验数据具有决定性影响的是前机身。在大迎角,机翼、平尾都处于完全分离流动状态,受雷诺数的影响较小,这时前机身处于大迎角,对于光滑侧面的前机身,绕流十分复杂,飞机的气动特性,尤其力矩特性几乎完全取决于机身。因此,对于大迎角飞行器绕流的雷诺数影响研究就变成了研究机身绕流的雷诺数影响。机身大

迎角力和力矩变化取决于机身前体边界层的转换、分离特性。边界层的状态又极敏感于流场和边界条件。由此造成分离状态变化的时候,会产生气动力突然的变化。

大迎角气动特性地面模拟结果存在极大的不确定性,甚至连数据的符号都无法确切给出,试飞验证是绝对需要的。

(7) 声爆试飞验证

声爆是大型超声速巡航飞机研制必须解决的问题。噪声对环境是软杀手,超过允许值的噪声严重损害人身健康。声爆则是“硬”杀手,强大的声爆对地面的人、畜和建筑物会造成严重损坏。声爆是飞机超声速飞行产生的冲击波。它的强度取决于飞机飞行高度、速度、飞机的长度、形状、重量以及大气条件。对人的影响除了声爆的强度外,又需要考虑声爆的频率、间歇性、时间段和信号形态。因为声爆的影响是在远场,这给风洞试验模拟又带来了问题,一般需要在机身长度 30 倍以外的位置测量信号,要求风洞试验模型很小或者风洞试验段尺寸很大,一般都在现有风洞中进行小模型试验。由于影响因素的复杂,地面模拟条件难以满足,声爆的测量、低声爆研究构型修形的验证评估,特别需要试飞验证。

(8) 流动控制技术试飞验证

流动控制技术的研究蓬勃发展,特别是相关支撑技术的进步,使流动控制研究极具发展潜力。飞机的气动力外形将按照气动力设计师的要求变化,绕飞机的流动将按预定的方式进行,气动力效率空前提高。新一代飞机的研制将采用先进流动控制技术,主要的有:

- 柔性飞机技术;
- 超声速层流控制技术 (SLCF);
- 混合层流控制技术 (HLCF);
- MEMS 技术用于流动控制;
- 微流体气动力控制技术;
- 等离子体气动力控制技术;
- 纳米材料在气动技术中的应用技术等。

每一项技术又有许多种,如流动分离控制就有吹气控制、吸气控制、零质量喷流控制、等离子体流控制、MEMS 控制等。

对于流动控制,经过由概念到工程应用的各种过滤,由于地面模拟条件与应用环境存在很大差异,试飞验证是绝对必要的。

总之,无论 CFD 和风洞试验技术如何发展,试飞研究永远是气动力技术的重要支撑,三种研究手段的结合是必然结果。

11.4 飞控和飞行品质试验研究机

11.4.1 飞控系统的悖论和研究途径

在航空科学技术的长期发展进程中,飞行控制系统的发展是相对保守的,这是因为飞控系统与安全密切相关。机械操纵系统主导飞行控制超过半世纪,中间有所改进,但步伐不算大。20 世纪 70 年代出现的 YF-16 模拟电传操纵,第一次去掉了机械备份;80 年代 A320 采用全数字电传飞控系统,也去掉了拉杆、摇臂和钢索,这一阶段对飞行控制来说才

是真正的大变革。电传操纵,与此相关联的主动控制和综合控制成为主流,飞控从服从主机需要的从属配置地位到主动影响飞机飞行品质和性能,直到寻求最佳飞行剖面 and 战术机动的主导地位。今后飞控系统还要朝着光传操纵和智能控制发展。飞控科技进步为飞行力学工作者开辟了广阔的前景。然而在飞控技术发展程式中,仍然存在着许多悖论。

(1) 简单与复杂

一位经过朝鲜战争空战的将军在一个高层学术研讨会上说,从飞行操纵而言,他宁肯选择米格-17。这不无道理,因为这种飞机的操纵简单、可靠、安全、实在,感觉性和操纵性都很好。现代飞控系统,为了保障飞行可靠性,采用了复杂的冗余度技术,三通道或四通道,每个通道还有本身的多重冗余度;为了防止共模故障,还采用非相似冗余度,包括硬件和软件的非相似冗余度;为了改善飞机飞行品质,要增加许多传感器以获取更多的反馈信号,包括各种操纵面之间的交联互馈信号;为了满足无止境增加的功能要求,各种系统的综合程度越来越高,这些变化本来就使人眼花缭乱,加上各种各样的气动问题,结构问题,系统中增加了各种各样的滤波器、信号处理器、调参补偿器等,这样就使得现代飞行控制正常使用都很好,舒适惬意,遇到问题就难以理解和处置,甚至束手无策。困扰人们的由于系统高增益、高阶性、时间延迟、非线性饱和等因素带来的人机组合不安定问题,或飞行品质的“悬崖”(cliff),就是典型的例子。

(2) 主动与被动

如上所述,系统的复杂性已经让使用和维护人员比较被动,技术深层次的钥匙只有少数专业人才掌握,飞控系统的维修点又不能像手机维修点那么普及。但这里说的主动与被动还不是指这件事,而是指一种设计理念。现代控制技术发展趋势是尽量减轻人的工作负荷,过去许多由人办的事都交由计算机处理,如自动改平、自动配平、自动防撞和地形跟踪,自动导航和自动着陆,甚至有人在思考自动瞄准和发射等,将来发展趋势是人的体力劳动越来越少,复杂的脑力劳动也不多,只需要在显控系统面前进行观察和选择。那么人会变得怎样,人的主观能动性又如何体现。

1989年一架A320在复飞中,系统误将复飞当成着陆,自动放下起落架,造成严重事故,机毁人亡;是不是把收放起落架的工作交给驾驶员处理就不会出现这种事故呢?人们会发生疑问。1995年一架波音757在着陆中由于机场条件的原因需要更改到备份机场着陆,但驾驶员忘了将放下的起落架收起,飞机在另一机场附近紧急拉起困难,撞到了山坡上,造成许多人罹难。

这两个例子是不是应该提醒人们,应不应该考虑人和计算机的分工问题,哪些事应交给计算机处理,而哪些应交给驾驶员处理?是不是自动化程度越高越好?

(3) 设计与使用

人们都习惯和认可两个数字:三分之二的飞行事故是人为因素造成的,而人为因素中又有三分之二是由驾驶员的因素造成的。其实这些人为因素中显然没有包括设计与制造,否则就应该是100%了。经常出现这种情形:在事故分析中,设计方和使用方往往各执一词,最后结论往往是:如果驾驶员如何处理,这种事就不会发生。实际上这里忽视了两个事实:一是驾驶员是人,既不是神也不是计算机,犯错误的概率永远都不会为零;二是分析者没有把自己摆在事件发生的实际环境中去思考问题,而是坐在办公桌或会议室里去思维,结论可能出错。

事故分析中对于飞控方面的问题尤其难于分辨,因为飞行品质本身就是飞机加人的综合特性。

作者本人的观点是:如果将设计与使用作为矛盾的双方,在飞机研制之前的方案论证阶段,矛盾的主导方是使用,飞机研制必须满足使用要求,这是飞机设计的出发点。但是在飞机研制实施的过程中,研制又是矛盾的主导方,飞机研制中的每一个环节和细节都可能关系到飞机使用和飞行安全,而使用方对此不可能完全掌控到位,究竟是设计适应于使用,还是使用适应于设计。面对广大的使用人群,设计者适应于哪类人群,标准和规范不可能是万能的,如前面所分析的那样,即使都满足一级飞行品质要求,组合起来也不一定没有问题。面对眼花缭乱的飞控设计,每一个参数和通道都有出错或欠妥的概率,试飞员和飞行员应如何适应,过去已经习惯的那些飞机使用经验如何去面对先进的飞控技术,人的个体差异应如何去折中,这些都是摆在使用者,尤其是驾驶员的面前的问题。同样的问题也是飞机维修保障人员所应面临的问题。

(4) 航空工程与航空医学

对于飞行控制来说,飞行边界控制是保证飞行安全的重要任务,而飞行边界控制包括驾驶员的承受边界和飞机结构边界。飞控系统设计与所有航空专业都有技术接口,而与航空医学专业的似乎没有太多的硬接口,面对所分析的安全问题,恰恰在许多方面涉及到航空医学问题,许多问题不是简单的飞行员健康检查能代替的。当前说得多但工程上落实不多的“人素工程”、“人机界面”等应引起足够的重视。与其他专业相比,人的状态与飞控专业的关系更为密切,飞行中出现的“错觉”与“错觉”造成的事故就是典型的例子。航空工程,特别是飞控和飞行品质专业与航空医学的综合研究是非常重要的问题。

(5) 地面试验与空中试飞

飞行控制所承担的功能越来越多,现代飞机的建模和验模以及仿真水平越来越先进,现代飞机的试飞成本又越来越高,加上部分人狭隘的经验主义,这就造成一部分人非常不情愿进行过多的空中试飞,他们宁愿无可奈何地承受A等或一等事故的巨大代价,也不愿意花钱去进行较充分的飞控系统试飞。不论是飞控系统的研制者和管理者,他们应该明白:地面试验永远替代不了试飞,飞行仿真可以减少试飞架次,但必要的甚至是较充分的飞行试验是不能回避的,而且飞行仿真本身也必须通过飞行试验去校核,逼真度很差的地面仿真不但无益,反而误人子弟。

上述这些矛盾如何去解决,在和平年代,在不急于打仗的时期,通过试验验证机对飞控关键技术的攻克和各方面因素的平衡折中是最有效的平台,这就是为什么现代飞控系统的研制没有不经过试验验证的原因,硬要这么做,也只能说是冒险,不是科学之举。照搬他人的技术和经验在基础薄弱的条件下也许是一种有效途径,但这不是自己的原始创新。

飞控与飞行品质是两个不同的概念,但是对现代飞机研制和试飞来说,它们又是不可分割的整体。研究飞行品质的人必须研究飞控,因为一旦飞机布局一定,飞控的特性就决定了飞行品质;反之研究飞行控制的人必须研究飞行品质,否则飞控控制律无从设计,飞控的各种指标也成为无本之源。这就是为什么本节将飞控和飞行品质试验研究机放在一起叙述的原因。

作为飞控试验研究机而言,大体上可以分为两类,一类是通用的试验研究机,着重于飞控控制律和飞行品质研究,称之空中飞行模拟试验机,或变稳飞机。对于新机研制而言,它

可以在新机未研制出来之前就通过试飞预测其动态响应,为新机控制律设计提供经过验证的样本,或培训新机首飞试飞员,但从硬件上,没有可供新机直接应用的部件。另一类是专用试验研究机,着重于飞控系统的硬件和软件布局研究,它的控制律往往是针对当时所用的载机而设计的,因此这种试验研究的结果对新机研制而言,没有直接移植的意义,但有经验和知识的转移,部分硬件,如传感器、舵机和计算机也有可能直接搬用。

当然也有的试验研究机可以兼具两类试验研究机的功能,取决于载机本身的条件和使用背景。

11.4.2 现代飞机飞行控制系统的功能和性能要求

不同的飞机具有不同的用途和使用环境,因此对飞行控制系统的功能和性能要求也有很大区别。从总体上说,飞机飞行控制系统已经经历了机械操纵系统、液压助力系统、控制增稳系统和电传操纵系统四个发展阶段。事实上当今飞行在大气中的各形各色的飞机中,这四个阶段的飞行控制系统仍在并存应用,就连最简单的机械拉杆或钢索操纵系统还有许多小型通用飞机或运动机上继续使用,因为它具有简单可靠和经济适用的特点。但这里所指的飞控系统功能和性能要求主要是针对现代战斗机和运输机所采用的电传操纵系统,或主动控制系统。

对电传操纵系统的技术要求主要依据相关的规范和标准,从飞行试验验证的观点,最主要的规范就是飞行品质规范,如《有人驾驶飞机(固定翼)飞行品质》、《电传操纵系统飞机的飞行品质》以及控制系统通用规范中相关部分,如可靠性要求,稳定裕度要求等。

对电传操纵系统的功能要求应包括以下几方面:

(1) 提高飞机性能,扩大飞机使用包线:通过放宽静稳定性、机动载荷控制、颤振模态控制、前后缘襟翼差动、最佳化升阻比、迎角控制、自动配平、发动机控制等措施,提高飞机性能,扩大使用包线;

(2) 改进飞机飞行品质,增强飞机机动性:通过控制律调整,随飞行状态变化的增益控制等,保证飞机在全包线内的一级飞行品质;通过矢量推力综合控制,实现过失速机动,增强飞机机动性和敏捷性;

(3) 提高飞机飞行可靠性和安全性:通过飞控系统余度措施、飞行边界限制、迎角和侧滑角限制、防尾旋控制律设计等措施,确保飞行不进入危险状态,确保飞机结构不受损;

(4) 自动驾驶:通过飞机姿态保持、高度保持、速度保持、自动配平、自动进场和自动着陆/或着舰、地形回避与跟踪等措施,优化飞行剖面,减轻驾驶负担等;

(5) 提高作战效能:通过直接力控制和矢量控制等措施,飞行控制与火控系统结合,实现机身对准,飞控系统与火控和推力系统综合控制,飞控系统与数据传输链综合,优化作战方案,迅速截获目标,抢占先机,提高作战效能;

(6) 优化人素工程:通过上述措施,实现驾驶员无忧虑操纵,实现多轴操纵的自动平衡和补偿,减轻驾驶员工作负荷,提高乘员舒适性,让驾驶员的主要精力集中到完成使用任务上。

11.4.3 现代飞控系统的研发和试验途径

新飞控系统的研发是一个复杂和长周期的过程。大体说来,大约可以分为四个阶段:预

测阶段、试验阶段、改进阶段和确认或鉴定阶段。所谓预测阶段就是初始设计阶段,包括系统规范、定义、计算、仿真等,在这一阶段对飞控系统的功能和性能已有初步评估和预言;然后开始设计和研制,在这个过程中,进行各种试验,包括各子系统试验,“铁鸟台”硬件在回路中的试验,飞行模拟器试验,机上地面试验和飞行试验;飞行试验包括试验机验证试飞和型号飞机的调整试飞;通常按照试飞结果,设计人员都要重新修改设计,修改后的系统还要酌情去重复或部分重复上述试验,以达到系统的优化和固化。对于优化和固化后的飞控系统最后必须经过包括全部硬件和软件的飞行试验确认和鉴定。当然上述这个过程中各阶段之间并没有一个严格的分界,它们是反复进行和穿插迭代的过程。

对于飞控系统的试验机的使用,大体上三种模式都有:即专用验证机模式,通用验证机模式和综合验证机模式。这里以英国、法国和美国的发展路径做一些说明。

11.4.3.1 英国

英国作为一个航空科学技术发达,但国家经济实力不强、本土面积不大的国家,它们的航空技术,体现在电传操纵技术发展上,少而精,力量集中,脉络清楚。20世纪60~70年代由于航空科技的进步。包括空中飞行模拟技术、机载测试和遥测监控、电传技术等发展,使得电传操纵成为可能,于是模拟电传试验机开始出现,先是阿芙罗飞机,后是“狂风”战斗机(Tornado)。在“狂风”试验机上安装了三余度的带机械备份的模拟电传操纵系统,称为指令稳定性增强系统(CSAS)。航空技术进一步发展,飞控系统对于影响飞机的飞行动力学和结构动力学成为可能,于是随控布局(CCV)和主动控制技术(ACT)开始出现。作为一项国家计划,“美洲虎”(Jaguar FBW),它是一架全数字、全时、全权、纵向放宽静稳定性的试验研究机,机上数字式FBW具有防失速和防尾旋控制律功能。Jaguar FBW没有任何备份系统,既没有机械备份也没有模拟或数字电传备份。原因很简单,机械备份无法操纵不稳定构型的飞机,电传操纵备份增加了系统的复杂性和试飞的风险性,因为按照英国人的哲学,试飞考核中必须包括任何备份系统故障可能造成的危害。

Jaguar FBW取得了很大成功,这大大鼓舞了英国人,于是一种先进试验飞机项目(EAP)产生了。这架飞机采用了许多新技术,包括气动、结构和航空电子,但核心验证的仍然是飞控技术。FBW基本沿用了Jaguar FBW的技术,只是进一步体现了FBW所带来的技术收益。例如,鸭式布局使纵向静不稳定度进一步放宽,静不稳定度超过10%平均气动弦,倍幅时间达0.2s,而且这架飞机不像“狂风”和“美洲虎”,没有飞控系统的所谓“主计算机”,综合利用了航电综合管理计算机,飞控功能由软件来实现,这已经是很先进的理念。

EAP飞行效率很高,1986年8月7日首飞,8月26日参加范堡罗航展,19天飞行21架次,这充分说明了该项目取得的成功。有了Tornado CSAS、Jaguar FBW和EAP等的验证机计划的实施,欧洲战斗机EFA2000研制中的飞控技术已经很成熟了,应该说,飞控系统验证机促进了型号飞机的电传操纵技术的成熟。

在整个验证机的发展过程中,新的飞控试飞理念逐渐形成,例如:

- (1) 试飞员和试飞工程师必须及早参与飞控系统的研制和试验活动,特别是地面“铁鸟台”和飞行模拟活动中;
- (2) 试飞的结果应与系统的建模和验模联系起来,验证数学模型是飞行试验的重要任务;
- (3) 凡是飞控系统的功能,包括故障状态下的备份功能,都要进行空中故障模拟试飞,

确保飞机系统的安全性;

(4) 反尾旋伞是大迎角试飞必需的装备;

(5) 把飞行试验设计综合到飞机设计中去,如把颤振激励的软件功能纳入飞控计算机;把模拟的目标综合到显控系统进行人机闭环飞行品质研究等;

(6) 新机首飞前,首飞试飞员至少应有 50h 的飞行模拟试验,包括从起飞到着陆的全任务剖面,试飞工程师应参加这种训练,在新机试飞过程中,试飞员应能随时回到地面飞行模拟器进行任务演练和训练;

(7) 试飞过程中,必须有实时监控和实时数据处理,其中气动模型和载荷模型的验证应是准实时处理,如气动模型验证应在 2min 之内完成;时间历程比较应是实时的;载荷数据处理结果与容许边界的比较,应在机动完成后的 30s 之内完成。在超声速飞行和大迎角飞行时,飞控系统使用的皮托管大气数据和机头空速管的数据也不尽相同,应进行实时比较和修正。

可以说,英国飞控技术验证机既发展了飞控系统设计和研制技术,也发展了飞控试飞验证技术,这两种目的从验证机的研制总目标就确定下来。

11.4.3.2 法国

法国数字飞行控制系统的研究始于 1970 年。在这以前,像“幻影”Ⅲ和“幻影”Ⅳ都是常规机械液压操纵系统加上单重有限权的控制增稳系统,以改善飞行品质。一个 6 自由度空中飞行模拟器 Mystere 20R 被用来支持飞行控制技术发展计划。到 20 世纪 70 年代“幻影”G 和 G8 就使用了全权限的多余度模拟飞控系统, Mstere 20R 空中飞行模拟试验机作为通用的验证平台,还支持研究了“幻影”2000、“幻影”4000 和 3NG 飞机的数/模混合飞行控制系统,其中数字计算机主要用于增益调参和大气数据计算,内环控制还是四余度的模拟电传操纵系统。80 年代中期,法国人将“幻影”2000 改装为全数字飞行控制系统,后来该机在事故中损毁,于是他们开始研制 ACX 验证机,即 Rafale A,这架验证机是法国第一架全数字、全权、全时的电传飞控飞机。型号飞机“阵风”Rafale 的试飞计划于 1991 年正式开始,即 Rafale - c。Rafale 飞行控制系统采用主动控制技术,控制飞机气动构型,使气动力、抖振、升力、阻力结构载荷和舵面载荷尽可能最好。

法国人对飞控系统发展思路与英国没有太大区别,比如,强调“铁鸟台”的硬件和软件验证试验,充分利用验证机去支持型号电传飞控发展等。所不同的是,法国人在飞行控制系统发展中充分利用空中飞行模拟。如 Mystere 20R 等,这种思想他们还体现在民机发展中。例如,在“协和”号研制过程中,他们利用“幻影”ⅢB 改装为一架变稳飞机,模拟“协和”号的飞行控制系统和操纵特性,因为“协和”号亚声速静稳定性接近零,因此模拟式增稳系统非常关键。此外“协和”号的飞控系统还在美国整体空中飞行模拟器 TIFS 上进行了空中飞行模拟试验。在现代空客系列中,A340 的验证机是 A319; A380 的验证机是 A340,在这些验证机上,主要是利用通用的大型数字计算机进行控制律调参研究,包括通过由许多水箱组成的重心调节系统调节飞机重心,针对不同的重心,试飞工程师和飞控工程师利用通用计算机调整和验证飞控控制律。

在飞控飞行试验中,法国人在空中飞行模拟故障的观念上与英国人有差别,他们对严重的飞行控制系统故障的试飞模拟取更加谨慎的态度,他们宁肯把这些故障试验放在“铁鸟台”上去执行。

在空中飞行模拟使用上,英法两国只是侧重点不同,并没有根本的不同。例如,EF2000研制中,德国DLR的空中飞行模拟试验机ATTAS就参与研究,英国在试飞员培训中也使用变稳飞机。

11.4.3.3 美国

由于技术和国力的原因,美国人对电传操纵的研究仍然是最早、最广泛和最深入的,其他国家之所以研究较晚和较少,技术也能跟进,在一定程度上也得益于美国人的研究。下面将美国在电传飞控专用试验机上进行的工作作一简单回顾,这足以说明当代电传飞控技术的发展脉络。

(1) B-47 FBW Testbed

20世纪50~60年代,飞机性能,航程和作战任务要求越来越高,相应对飞行控制要求是更轻、更可靠和更容易维护,为适应这种要求,飞行动力实验室发起B-47 FBW研究和验证机计划。该计划分三个阶段:第一阶段,纵向通道电传操纵,1967年12月首飞,飞行45架次,1968年8月结束;第二阶段,安装侧杆操纵,试飞工程师在机上调整侧杆灵敏度和飞机响应反馈灵敏度,使动态响应最佳化,试飞34h,于1969年5月结束;第三阶段,采用四余度舵机,进行12h的飞行试验,整个项目于1969年11月结束。这是美国最早的FBW技术研究。

(2) YA-7D DIGITAC Testbed

60年代数字计算机可靠性提高、重量减少,动力实验室开始研究数字电传操纵,选择A-7作为验证平台,数字系统由霍尼韦尔公司制造。这架试验研究机经过四个阶段,第一阶段,称为YA-7D DIGTACI,系统采用双通道计算机,每台计算机都采取自监控BIT (Built-In Test)。DIGITAC I于1975年2月首飞,总共飞行92h,这个阶段的主要成果是确定了数字控制的采样周期,采用了多模态控制律,如空/空和空地控制律,加上自检测技术等。第二阶段,即DIGITAC II对系统进行了升级,飞控和航电开始综合,采用双总线技术,一条是双绞屏蔽电缆,另一条是光纤总线电缆。总线的采用节省了大量的电缆铺设,减轻了飞机重量。第二阶段从1979年开始,1987年结束。第三阶段,DIGITAC III计划始于1988年,首次使用Ada语言。但空军决定所有A-7飞机退役,该项目未完成就将飞机交试飞员学校教学使用,1991年飞行动力实验室并入莱特实验室,开始启动第四阶段,DIGITAC IV,由于飞机维护保障问题,飞机于1991年7月完成最后一次飞行。

(3) B-52 LAMS/CCV Program Testbed

20世纪60年代中期,AFFDL发起载荷减缓和模态稳定(LAMS)计划,它是主动控制技术(ACT)研究计划中的第一项。主要是想减轻突风和大气湍流引起的结构载荷,从而减轻飞机结构重量和疲劳载荷,选用飞机为B-52,沿着机身安装许多陀螺,感受飞机变形,利用两个缝翼的对称偏转和副翼的对称/不对称偏转,减轻结构载荷,LAMS证明研究很成功,飞机机翼疲劳载荷减少约50%,而且机身中位的疲劳载荷减少也很明显。LAMS大纲中还包含了直接升力控制,通过缝翼、副翼和升降舵使飞机的旋转运动和直线运动解耦,实现飞机的精确控制,这些成果都用于了其他B-52飞机中。

作为LAMS的扩展,从1971年到1974年,该试验机开展了随控布局CCV技术研究,通过鸭翼、副翼、内襟翼综合控制,完成结构颤振抑制和弯曲抑制,襟翼控制弯曲模态,副翼控制扭转模态取得了很好的效果。

(4) F-4 FBW Testbed

对于飞行控制来说, 这架试验研究机执行两项计划, 一项是生存飞控系统 (SFCS) 计划, 另一项是精确飞机控制技术 (PACT)。SFCS 与 B-52 LAMS 类似, 只不过是针对新的战斗机, 而不是大飞机。该飞机改装了一对近距耦合的鸭翼, 它是美国空军第一架不带机械备份的数字式电传操纵飞机, 该机安装了侧杆操纵器, 总共飞行 84 架次。这项任务完成后, 该机开始执行精确飞机操纵技术研究, 但空军后来改变计划, 用 F-16CCV 来代替该计划, 但麦道公司自己出钱继续这项计划研究。F-4 FBW 试验机计划跨度为 1969—1974 年。

(5) F-8 DFBW Testbed

空军的研究表明 FBW 的巨大潜力, 它可以节省飞机本身重量达 20%。1971 年 NASA 德莱顿飞行研究中心改装了一架 F-8 作为 FBW 试验机, 三余度模拟飞控作为备份, 并将另一架 F-8 作为地面“铁鸟台”进行地面试验, 为 F-8 FBW 作飞行准备。1972 年 5 月首飞。为了进行防雷击试验, 在地面用一个雷电发生器, 人工放电电流达 1000A, 从机头到机尾, 从机头到翼尖, 从这个翼尖到另一个翼尖, 用试验设备监视飞控系统运行过程中遭雷击的情况。最开始机械操纵系统尚未去掉, 42 架次证明 FBW 可靠后, 去掉了机械备份。这些试验为宇宙飞船飞行操纵技术铺平了道路。它也是为 F-16 的侧杆操纵进行技术验证的第一架原型机。1976 年到 1978 年该试验机使用三余度数字计算机的自监控能力; 1979 年, 试验了传感器故障重构技术, 在保证系统可靠度不降低的情况下, 传感器数量减少四分之一; 1981 年, 航天飞机着陆时遇到 PIO。严重影响航天飞机飞行安全。德莱顿用 F-8 对航天飞机的 PIO 进行了研究, 结果是在系统中引入一个自适应滤波器, 即 PIO 抑制滤波器, 解决了航天飞机的 PIO 问题; 1981 年解决的另一个问题是解析余度问题, 即可以用其他正确的参数去计算故障传感器应该输出的正确值; 1982 年, F-8 FBW 研究了非相似余度软件技术, 防止各通道产生同样的软件错误, 每个计算通道软件不同, 甚至软件编制人员都不同, 但计算结果应该一致。试飞证明这种技术取得了成功。1984 年, 该项目研究了自动纠错技术, 以往是一个通道与其他通道不一致就切除它, 认为它有故障。通过这种技术, 每个通道有一个备份软件通道, 如果一个通道与其他计算机不一致, 起用该计算机的备用软件, 纠正原软件计算结果, 如果得不到纠正再切除它。

F-8 DFBW 在 1985 年完成了它最后的飞行, 它所研究的内容至今还是人们所关心并没有完全掌握的飞控技术。

(6) YF-16CCV Testbed

20 世纪 70 年代中期, YF-16 完成型号验证任务之后, 其中一架改为 CCV 试验机, 它用一台辅助计算机增强原飞机控制系统, 模拟 FBW 系统。在进气道下方安装一对向下倾斜 30° 的鸭翼, 这对鸭翼相对来流可偏转 $\pm 25^\circ$, 它们与方向舵协同偏转可产生直接侧力, 通过这些措施, YF-16CCV 可实现机翼水平时的横向机动, 也可以在不改变动力控制的条件下完成机身俯仰对准, 或在不改变飞行航迹的条件下完成左右机身对准。侧向机动能力达 $0.9g$ 。YF-16CCV 的飞行试验分四个阶段: 新构型的功能检查, 多飞行模态评定, 作战环境中 CCV 技术的战术应用, 通过鸭翼移动进行放宽稳定性飞行验证, 整个飞行 85 架次。该计划研究成果应用到后来的 AFTI F-16 的项目中。

(7) F-16 AFTI Testbed

一代新战斗机的研制周期很长, 至少 10 年, 按照这个规律, 一代新机刚投入使用, 当

局就应该考虑它的替代型的研制。20 世纪 80 年代初期, F-16 和 F-18 刚投入使用不久, 美国人就考虑 90 年代以后的战斗机发展。F-16 先进战斗机技术综合试验机, F-16 AFTI 就是这种背景下的产物。通用动力公司赢得 AFTI/F-16 合同是 1978 年 12 月, 该计划持续近 20 年, 分为三个阶段。这个计划的宗旨是先进系统的综合, 但核心还是飞行控制系统, 只有先进的飞行控制, 才能实现火控等其他系统综合。

第一个阶段的技术目标是:

- 直接升力和俯仰机身对准: 直接升力通过改装襟副翼实现, 完成俯仰运动与垂直直线运动的解耦模态, 机头可以抬起而高度不发生改变, 或姿态不改变的情况下实现飞行轨迹的精确控制;

- 直接侧力和航向机身对准: 通过进气道下面改装的鸭翼与方向舵的联合控制, 实现飞机的侧向运动而不产生偏航力矩, 与纵向一样可以得到不改变航迹和滚转姿态, 实现侧向机身对准, 或精确航迹控制;

- 数字飞行控制: 用数字计算机代替原 F-16 上的模拟计算机, 这是一个三余度的多模态数字控制系统;

- 先进的座舱显示: 用电子显示替代机械仪表显示;

- 语言指令系统: 在驾驶员双手不离杆和眼睛向外的情况下, 通过语音指令操纵;

- 综合火控系统: 通过雷达与驾驶员头盔显示的联动, 实现目标的自动截获、跟踪和瞄准。

具有上述功能 F-16AFTI 于 1982 年 7 月交到 NASA 德莱顿飞行研究中心, 空军、NASA、海军和通用动力公司组成的联合试飞队伍进行研究性试飞。1982 年到 1983 年, 共飞行约 120 架次, 包括机身对准、G 增长率、最大和可控 G 值、机翼水平转弯率和横向平移飞行速度等。

第二阶段始于 1984 年, 主要验证的技术领域是:

- 联网攻击: 除了 F-16 AFTI 本身获取的目标信息外, 还能从伙伴飞机、侦察机、轨道卫星等获得信息, 实现目标的自动定位和锁定等;

- 自动机动攻击系统 (AMAS): AMAS 可以使 F-16AFTI 在机动过程中自动截获、跟踪和攻击目标, 飞机上安装红外目标跟踪器;

- 强化夜间攻击头盔显示: 主要通过前视红外雷达 (FLIR) 来实现这种功能。

第二阶段飞行试验从 1985 年 4 月开始到 1987 年 3 月完成, 约 150 架次。试飞验证和评估飞机包线范围内的综合飞行和火控系统功能、人机界面和自动攻击能力, 包括空中射击和炸弹投放能力。

F-16 AFTI 的第三个阶段验证的技术是:

- 自动地面防撞系统 (Auto GCAS): 战斗机在地面支援中很可能出现撞地的风险, 一种可能是高度太低驾驶员猛拉杆, 过大的 g 值使驾驶员黑视, 失去控制; 另一种可能是高度低, 地形复杂, 驾驶员装进“盒子内”, 无法判断, AutoGCAS 可以根据惯导和无线电给出的位置和场高, 按照预置的数字地图给驾驶员以声音和显示告警和提示, 如果驾驶员反应来不及, 该系统可以将飞机拉起和改平。

这个阶段的试验于 1994 年 5 月完成。最后 F-16 AFTI 与两架 F-18 进行模拟空战, F-16 AFTI 从友机和卫星实时获得数据, 但是 F-18 首先攻击, 最后 F-16 AFTI 改进了任

务计算机。在后来的岁月里,该试验机的研究仍然在进行,包括 F-35 所采用的电动作器的验证试飞。

(8) F-15 STOL/MTD ACTIVE Testbed

这架飞机改装了二维矢量喷管,综合飞行/发动机控制系统,机身前部加装可控鸭翼,先进的座舱显示控制系统等。该项目始于 1988 年 9 月,先不带矢量喷管飞行 43 架次。带矢量喷管试飞于 1989 年 5 月 10 日首飞。该飞机起落架可以在被破坏的粗糙跑道上滑行,可在没有跑道灯和地面引导的条件下,实现夜间着陆。1990 年 4~5 月试验短距起飞,证明使用的跑道长度可缩短 38%;短距降落,着陆距离 1370ft (418m),比原来缩短 1/3;带矢量推力的机动性高于不带矢量推力构型的机动性约 110%。后来这架飞机还用来进行自动着陆研究,舰载应用,红外隐身效果验证等,该项目持续到 1991 年 8 月。

(9) F/A-18 SRA Testbed

F/A-18 系统研究机 SRA 承担许多研究任务,但主要是进行光传操纵技术研究 FLY-BY-Light,使飞机更轻,燃油效率更高。SRA 的开始研究包括几种光纤传感器,如方向舵和脚蹬位置传感器、前缘襟翼传感器、前轮操纵传感器、总压和大气温度传感器等。

1993 年开始进行光纤系统综合研究,检查发动机光传操纵。同时研究被动光学传感器和光传数据链。该项目另一阶段是安装多发动机光纤传感器,如风扇速度、进气道温度、核心机速度、压缩机进气温度和涡轮喷气温度。该项目研究始于 90 年代中期。

光纤综合研究是 NASA FLY-BY-Wire/Powe-By-Wire 的组成部分。在这个计划的后期,该试验机被用来试验电作动器代替液压作动器,即 F-35 飞控系统后来采用的技术。

事实上美国科研机构、工业部门和军方还有许多关于飞控和飞行品质研究的计划项目和试验研究机,由于篇幅关系这里不再一一叙述。应该说明的是,上述这些试验研究的内容与型号飞机并无直接的对应关系,它们不但带有超前性,而且具有通用性。而真正的型号飞控和飞行品质有针对性的试飞验证还要应用两种试验研究机。首先是空中飞行模拟试验机,用来模拟预评估新机的飞行品质,培训首飞试飞员;最后的试验验证还有专门的试验验证机,即 YF 系列的验证机。YF 系列的验证机并不是所有新型号都有这类验证机,只是像 F-16 和 F-22 这种跨代新型飞机,才有这个环节,而且验证的不完全是飞控和飞行品质,还包括气动特性和结构特性等。而空中飞行模拟器,对美国空军来说,几乎所有新机都有这个环节,虽然它的模拟逼真度也许不如型号验证机,但灵活、方便、成本低,而且远在型号开始制造之前即可提前研究。

民用飞机研制与军机研制走过的道路基本相同,如波音 787 飞控验证机为波音 777,波音 777 之前用 B7J7 作为验证机;为了保证波音 7J7 的飞行安全,用整体空中飞行模拟器 TIFS 进行了波音 7J7FBW 的控制律飞行模拟。

11.4.4 空中飞行模拟试验研究机

著名的试飞员 George E. Cooper 和 Robert P. Harper (即库珀-哈珀评定标准的发明者)在 1984 年纪念莱特兄弟飞行 80 周年时发表过一篇文章,文中对空中飞行模拟试验机有一段评价:

“对试飞员来说,最受鼓舞的不是‘压缩性’问题解决和跨声速的飞行评定,而是变稳飞机的出现和计算机技术的进步,它对试飞员产生了动态的和革命性的影响。”“变稳飞机

对操纵品质研究和飞行品质判据的建立具有决定性的影响。”

《One of a Kind Research Aircraft》一书的作者 Steve Markman 写道：“你不觉得神奇吗？一架新飞机在未制造出来之前你就能驾驶它飞行，并评定它，飞机飞行特性如何？滚转正常还是太灵敏，或太迟钝？驾驶员着陆改平时是否下沉太快？在大气扰流中它会失控吗？”这种飞机就是变稳飞机，也就是空中飞行模拟器。

11.4.4.1 空中飞行模拟器基本原理

空中飞行模拟器是一种借助变稳电传飞控系统和可变人感系统达到改变基本飞机（简称本机）飞行动力学特性、稳定性与操纵性的空中飞行试验平台，它能够实现单自由度到 6 自由度的飞行模拟。当飞行员驾驶空中模拟器飞行时可以在真实飞行环境中感受被模拟（研究）飞机的运动状态和操纵品质，从而获得比地面飞行模拟器更逼真的模拟效果。

通常，空中飞行模拟器是由现有飞机改装而成的，当然亦有专门设计和研制的空中飞行模拟器。用来改装变稳飞机的原型机具有两座舱，一个为试验驾驶员驾驶舱，另一个为安全驾驶员座舱。

用于改变飞机动力学特性、稳定性与操纵性的变稳电传系统通常有两种工作模式，即响应反馈式和模型跟随式。二者的工作原理分别如图 11-3 (a) 和图 11-3 (b) 所示。显然，响应反馈模式是通过改变飞控系统的反馈和前馈增益来改变飞机的动态响应，从而使变稳飞机的动态响应与被模拟飞机的动态响应匹配一致，达到空中飞行模拟研究的目的。模型跟随模式则是通过将模拟飞行操纵指令先输入机载计算机，计算机解算被模拟（研究）飞机的动态响应，包括气动力模型和飞行控制系统模型响应，并通过变稳控制系统控制本机跟随这一响应，从而使变稳飞机呈现出被模拟飞机的特性及感觉。应该指出，无论是响应反馈式或是模型跟随式，其控制律增益、模型及参数均可在空中由试飞员更改和变换。由于模型跟随原理可以在对本机飞行条件要求不严的情况下逼真地复现被模拟飞机特性，因此，当前的空中飞行模拟器大都采用了模型跟随原理。

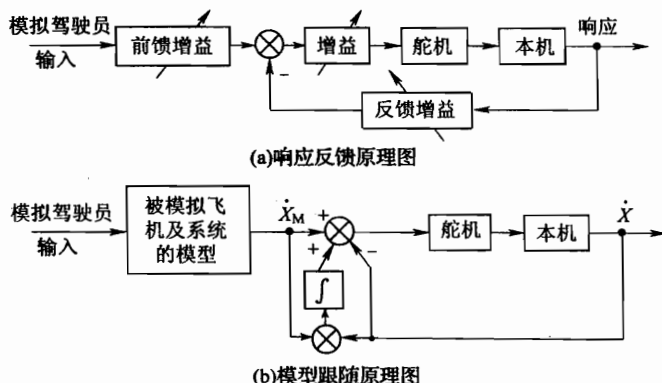


图 11-3 空中飞行模拟器的基本工作模式及原理

响应反馈改变飞机对驾驶员操纵的响应特性，相当于驾驶员在操纵一架改变了基本特性参数的飞机。例如，将一架原本纵向静稳定的飞机变为静不稳定的飞机可以通过引入与迎角成正比的信号驱动飞机的升降舵，当飞机受扰动后产生俯仰运动，这时升降舵在迎角信号作

用下产生的操纵力矩使这一扰动进一步增大,对驾驶员来讲飞机呈现的是静不稳定特性。实际上这种原理与常规飞机增稳系统是相同的,只不过目的、作用和权限范围不同而已。

设本机运动方程为:

$$\dot{X}_p = A_p X_p + B u \quad (11-1)$$

当引入反馈 K_p 后控制运动方程为:

$$\dot{X}_p = A_p X_p + B(K_p X_p + u) = (A_p + B K_p) X_p + B u \quad (11-2)$$

比较式 (11-1) 与式 (11-2) 可见,飞机的特征阵由 A_p 变为 $A_p + B K_p$ 。这样,通过设置不同的反馈增益 K_p ,就可以获得所需的特征方程系数。

设被模拟飞机的运动方程有:

$$\dot{X}_m = A_m X_m + B_m u_m \quad (11-3)$$

要实现空中飞行模拟,即使本机响应等效于被模拟飞机,可令:

$$X_p = X_m \quad \dot{X}_p = \dot{X}_m \quad (11-4)$$

将式 (11-3) 和式 (11-4) 代入式 (11-1) 可得空中飞行模拟器的控制为:

$$u = B^{-1}[(A_m - A_p)X_p + B_m u_m] = K_p X_p + K_u u_m \quad (11-5)$$

图 11-4 给出了这种响应反馈方式简化结构图。

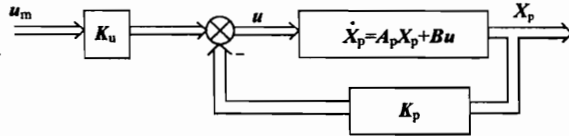


图 11-4 响应反馈法结构框图

图中, K_p ——反馈增益,

$$K_p = [B^T B]^{-1} B^T (A_m - A_p) \quad (11-6)$$

K_u ——前馈增益,

$$K_u = [B^T B]^{-1} B^T B_m \quad (11-7)$$

例如,对于飞机纵向短周期运动:

$$\begin{cases} \ddot{\vartheta} + a_{11}\dot{\vartheta} + a_{12}\alpha + a'_{12}\dot{\alpha} + a_{13}\delta_z = 0 \\ \dot{\vartheta} - \dot{\alpha} + a_{42}\alpha - a_{43}\delta_z = 0 \end{cases} \quad (11-8)$$

若忽略下洗影响和舵面产生的升力,上式可简化为:

$$\begin{cases} \ddot{\vartheta} = -a_{11}\dot{\vartheta} + a_{12}\alpha - a_{13}\delta_z \\ \dot{\alpha} = \dot{\vartheta} - a_{42}\alpha \end{cases} \quad (11-9)$$

其相应状态方程是:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\vartheta} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -a_{11} & -a_{12} \\ 1 & -a_{42} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\vartheta} \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -a_{13} \\ 0 \end{bmatrix} \delta_z \quad (11-10)$$

将上述参数代入式 (11-5) ~ 式 (11-7), 可得响应反馈方式下的空中飞行模拟变稳

控制规律为:

$$\delta_z = \frac{a_{11m} - a_{11}}{a_{13}} \dot{\vartheta} + \frac{a_{12m} - a_{12}}{a_{13}} \alpha + \frac{a_{13m}}{a_{13}} \delta_{zm} \quad (11-11)$$

其结构图如图 11-5 所示。

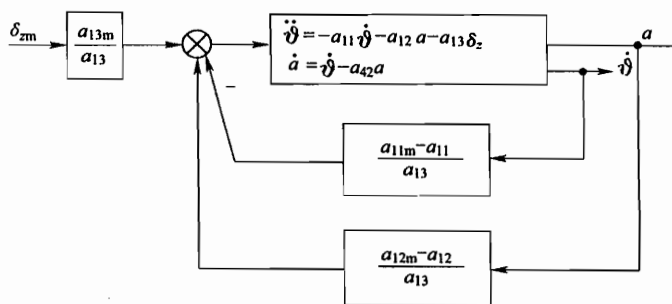


图 11-5 飞机纵向短周期运动响应反馈原理框图

式中: $\ddot{\vartheta}$ 和 $\dot{\vartheta}$ 分别为俯仰角加速度和俯仰角速度; $\ddot{\alpha}$ 和 $\dot{\alpha}$ 为迎角变化率和迎角; a_{11} 、 a_{12} 、 a_{42} 为气动力系数; δ 为升降舵偏角; 下标 m 为被模拟参数。

由图 11-5 可见, 借助响应反馈系统, 完全可以达到改变本机响应而模拟被研究飞机 (即模型飞机) 动力学特性的目的。

模型跟随模式的基本原理是:

在式 (11-1) 中, 若以 $\dot{X}_m$ 和 X_m 分别替代 $\dot{X}_p$ 和 X_p 有:

$$\dot{X}_m = A_p X_m + B u \quad (11-12)$$

于是可求解出第一种开环跟随模式的舵面控制规律:

$$u = ([B^T B]^{-1}) B^T \dot{X}_m - [B^T B]^{-1} B^T A_p X_m = K'_m \dot{X}_m + K_m X_m \quad (11-13)$$

式中: $K'_m = [B^T B]^{-1} B^T$, $K_m = -([B^T B]^{-1}) B^T A_p$, 它们分别是 $\dot{X}_m$ 和 X_m 的前馈。这种开环跟随模式的简化结构图如图 11-6 (a) 所示。

第二种模型跟随模式称为闭环跟随, 它基于将本机通过相应的控制系统构成一个理想的跟随环来跟随模型输出, 其简化结构图如图 11-6 (b) 所示。这个闭环跟随的控制律使 $|X_m - X_p|$ 最小。显然, 这里的舵面控制律, 即闭环控制律为:

$$u = K'_m \dot{X}_m + K_m X_m + K_p (X_m - X_p) \quad (11-14)$$

对于上例飞机短周期运动, 显然:

$$K'_m = -\frac{1}{a_{13}} \quad (11-15)$$

$$K_m = -\begin{bmatrix} \frac{-a_{11}}{a_{13}} & \frac{-a_{12}}{a_{13}} \\ \frac{1}{a_{13}} & \frac{a_{42}}{a_{13}} \end{bmatrix} \quad (11-16)$$

当然, 这里还存在着估计反馈增益 K_p 问题。下面讨论 K_p 的确定方法。

(1) 根据模型飞机方程确定出模型的短周期运动频率 ω_{nspm} 及阻尼比 ξ_{spm} ;

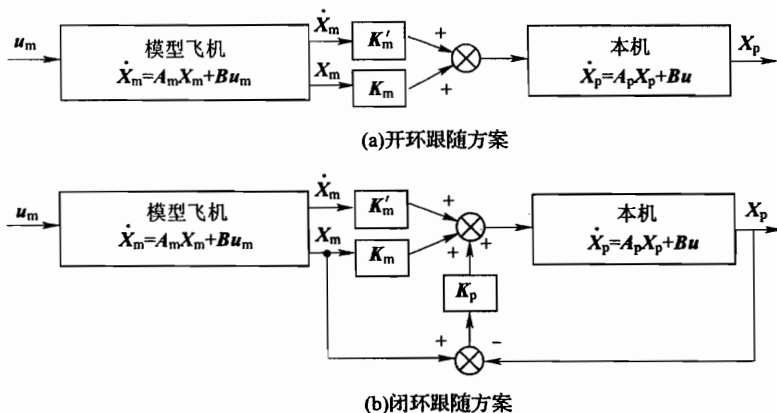


图 11-6 模型跟随系统简化结构图

(2) 依据 ω_{nspm} 和 ξ_{spm} 确定飞机跟随闭环的频率 ω_{nsp}^* 和 ξ_{sp}^* 为保证在良好跟随性下, 可取 $\omega_{nsp}^* = 3\omega_{nspm}$, $\xi_{sp}^* = 0.707$;

(3) 求出等效闭环系数 $a_{12}^* \approx \omega_{nsp}^{*2} a_{11}^* \approx 2\xi_{sp}^* \omega_{nsp}^*$;

(4) 求出等效闭环导数:

$$(m_z^a)^* = -\frac{I_z}{57.3qSc_A} a_{12}^* \quad (11-17)$$

$$(m_z^{\omega_z})^* = -\frac{I_z}{57.3qSc_A} a_{11}^* \quad (11-18)$$

最后可按式计算出反馈增益:

$$K_\alpha = \frac{(m_z^a)^* - m_z^a}{m_z^{\delta_z}} \quad (11-19)$$

$$K_{\omega_z} = \frac{(m_z^{\omega_z})^* - m_z^{\omega_z}}{m_z^{\delta_z}} \quad (11-20)$$

K_α 和 K_{ω_z} 分别为迎角和俯仰角速率的反馈系统。 m_z^a , $m_z^{\omega_z}$ 和 $m_z^{\delta_z}$ 分别为线性小扰动方程的静稳定导数、阻尼导数和操纵导数。

应该指出, 上述推导分析是基于线性理论的, 忽略了许多非线性影响 (如传感器、作动器的非线性特性等)。另外, 推导中对于显式模型跟随系统方案, 飞机稳定性和操纵性导数 (如 m_z^a , $m_z^{\omega_z}$, $m_z^{\delta_z}$ 等) 为已知的常数。但事实上, 飞机的导数总是变化的。为了降低此方案对参数变化的灵敏度, 应该自适应地调整反馈增益矩阵 K_p 。

上述响应反馈和模型跟随方案各有其优缺点。对于响应反馈来说, 优点是模拟频带高, 系统延时小, 且对真实的外界大气扰动反应正确; 缺点是 K_p 中的任何参数的变化都将引起反馈控制增益 K_p 的调整, 正因为如此, 在使用响应反馈时需要进行大量的空中校准试飞。

模型跟随 (系指闭环跟随) 则克服了响应反馈方案的这一缺陷, 控制律在一定范围内的改变仍可以得到良好的跟随品质, 从而获得满意的空中飞行模拟结果。模型跟随的缺点是跟随环的特性限制了被模拟飞机模型的频率。因此在模拟较高频率的特性飞机时, 响应反馈要优于模型跟随。另外对于大气扰流模拟, 模型跟随不能反映真实大气扰流源对被模拟飞机

的影响,因此在模型跟随中研究大气扰流时只能采用人工的模拟扰流施加于被模拟飞机模型上。

图 11-7 为综合空中飞行模拟试验机 IFSTA 变稳电传控制系统结构框图,该试验机还可通过无人机控制链路进行无人机控制技术的试飞研究。

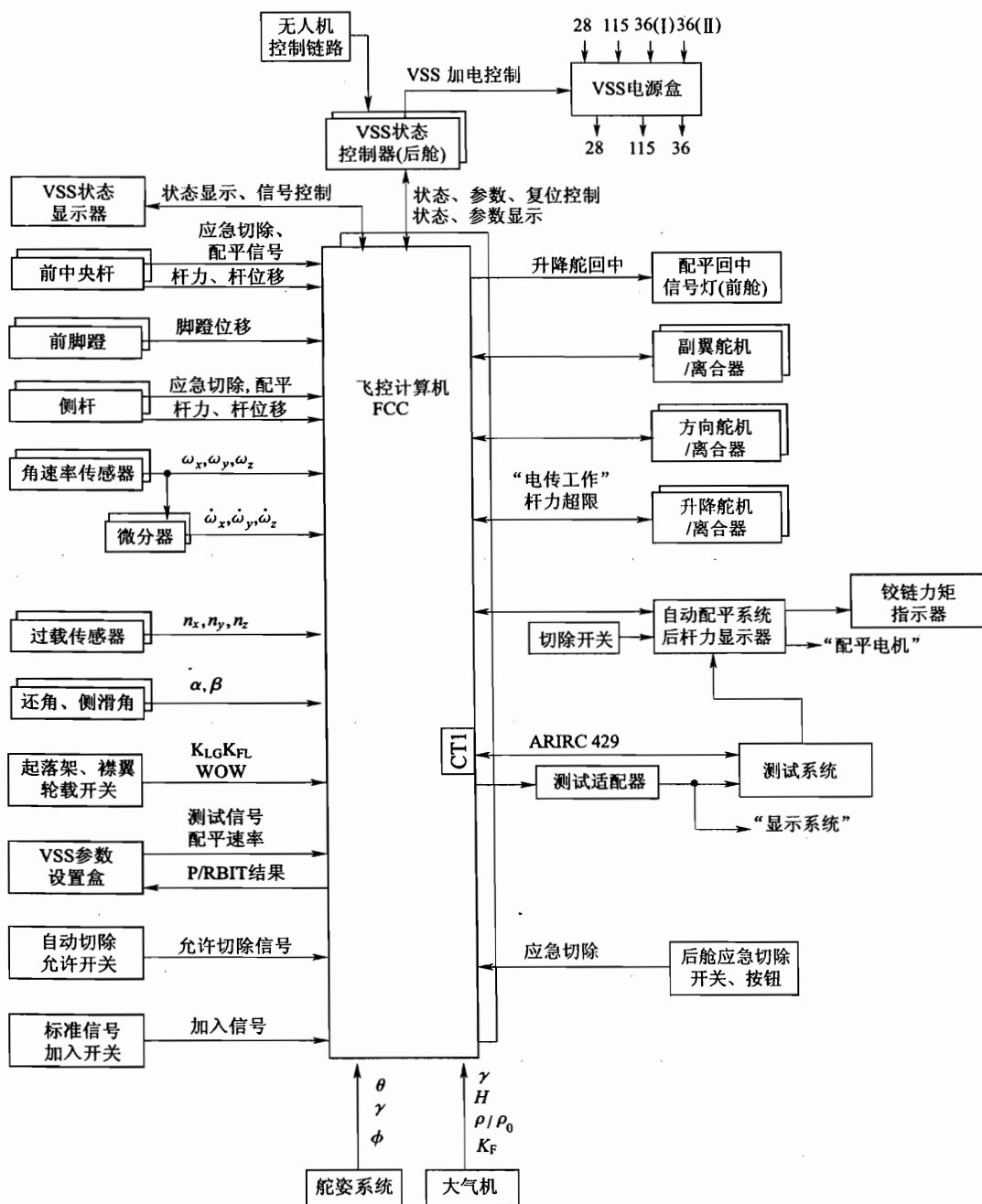


图 11-7 IFSTA 的变稳电传系统结构图

11.4.4.2 空中飞行模拟器的应用

世界上首批二架变稳飞机出现在二战以后的 1947 年, 它们的研制机构分别是美国 NA-CA 的 Ames 航空实验室和 Cornell 航空实验室, 改装变稳飞机的型号分别为 F6F 和 F4U。在那以后, 美国掀起了一场“变稳热”, 各研究机构、公司乃至大学都在研制变稳飞机, 数量逾百, 其中 Cornell 航空实验室后来发展为 Calspan 公司的飞行研究部, 专门从事变稳飞机的研制和使用, 成为美国乃至全世界飞行品质研究的主力。凭借先进的技术和变稳飞机实力, 在军方的大力支持下, 他们在飞行品质的领前研究和各种新机空中飞行模拟和试飞员培训中起到了中坚作用。据不完全统计, 截至 2005 年, 仅 Calspan 公司飞行研究部变稳飞机累计飞行达 47827h。其中最著名的有 NT-33 变稳飞机, 被称为研制和应用最成功的变稳飞机; C131 总体空中飞行模拟器 C-131TIFS, 是当前唯一的一架 6 自由度空中飞行模拟器, 它在 3 个旋转方向和 3 个直线运动上都可实现动态特性操纵能力; 最新研制的三架 Learjet 变稳飞机, 是目前使用效率最高的空中飞行模拟试验机; F-16D 改装的变稳空中模拟试验机 F-16DVISTA, 是性能最先进的空中飞行模拟器。

表 11-2 Calspan 主要空中飞行模拟器飞行情况 (截至 2005 年)

飞机	接收时间	首飞	最后飞行时间	现在位置	飞行小时
F4U-5	1948. 9. 28	1949. 5. 7	1951. 10. 25	已损毁	172
F-94	1952. 3. 12	1953. 12	1958. 7	航空博物馆	335
B-26 (17H)	1951. 6. 12	1952. 6	1981. 3. 3	损毁	9080
B-26 (46H)	1958. 9. 12	1963. 1	1986. 11. 19	空军博物馆	7193
NT-33	1954. 10. 14	1957. 2. 15	1997. 5. 11	空军博物馆	7942
X-22	1971. 1. 21	1971. 8. 17	1984. 10. 29	航空博物馆	405
TIFS	1966. 12. 15	1968. 12. 6	还在飞行	Calspan	4400
Learjet1	1979. 12. 13	1981. 1. 16	还在飞行	Calspan	13500
Learjet2	1990. 1. 1	1991. 3. 8	还在飞行	Calspan	3700
Learjet3	2005. 3	尚未飞行		Calspan	0
VISTA	1995. 1. 28	1995. 2. 16	还在飞行	空军试飞员学校	1100
总共飞行小时					47824

其他国家也非常重视变稳飞机研究, 如俄罗斯图-154 空中飞行模拟器和苏-27 空中飞行模拟器, 法国 Mystere 20R 和“幻影”ⅢB 空中飞行模拟器, 德国 HFB320 和 ATTAS 空中飞行模拟器、英国 ASTRA Hawk 和 Basset 变稳飞机, 中国 BW-1 变稳飞机和 IFSTA 综合空中飞行模拟试验机, 等等。

这些空中飞行模拟器的主要作用可以归纳如下。

(1) 飞行品质研究

飞行品质研究一直是空中飞行模拟的主要功能和任务之一, 变稳飞机是研究飞行品质最主要的工具。20 世纪 50~60 年代大量变稳飞机的试飞数据为新的飞行品质规范的制定奠定了基础, 它的直接产物就是 MIL-F-8785B, 这是有人驾驶飞机飞行品质规范发展的革命性成果, 它的大部分背景数据都来自变稳飞机的飞行试验。航空技术的进步、新型飞机的不断

发展使得飞行品质研究永不停息。伴随飞机出现的许多新的飞行品质判据,如等效系统判据、带宽判据、尼尔-史密斯判据等,都是通过变稳飞机试飞来建立的。直至今日,飞行品质的研究仍在进行。例如,操纵形式对飞行品质的影响、显示系统动态特性对人机闭环飞行品质的影响、各种因素造成的 PIO 本质的研究,飞控系统主模态和备份模态飞行品质要求的研究,以及闭环跟踪品质研究、人素工程和驾驶员工作负荷研究,等等。

这些研究中的一个例子是 2003 年美国利用 VISTA 进行未来飞机 PIO 防范方案研究,对空军技术学院研究的 DS (Derivative Switching) 滤波器和 Saab 公司研究的 FWB (Feedback with Bypass) 滤波器进行比较,验证它们对于 PIO 的抑制效果。

(2) 新机空中飞行模拟

20 世纪 60 年代中期以后,变稳飞机的功能逐步扩展到新机的空中飞行模拟。库珀和哈珀曾说:要把经过了空中飞行模拟的飞机列出来实在太多了,而且还在增加。这些飞机包括: X 系列、升力体、航天飞机、战斗机、轰炸机、垂直短距起落飞机、运输机和教练机等。就美国空军来说,70 年代以来的每一种新机没有不经过空中飞行模拟的。俄罗斯的经验是:制造与上一代飞行器特性根本不同的每一代新飞行器时,都要使用空中飞行模拟试验机进行验证试飞。法国电传操纵的发展,从“幻影”2000 开始,都建立在空中飞行模拟试飞的基础之上。

下面列举一些现代飞机空中飞行模拟的例子:

- 协和式超声速运输机:专门改装了一架幻影 III B 变稳飞机进行空中飞行模拟。
- YF-16:首飞前用变稳飞机发现和排除了进场着陆时产生的横向驾驶员诱发振荡(PIO)。
- F-18A:用变稳飞机发现和解决了进场着陆的 PIO 问题。
- 航天飞机:用变稳飞机发现和解决了进场和着陆的 PIO 问题,并改装了两架空中飞行模拟试验机进行宇航员训练。
- AFTL/F-16:首飞前全面进行了空中飞行模拟,特别是各种应急模态下飞行品质的降级问题。
- X-29:首飞前进行了广泛的空中飞行模拟,尤其是模拟时间延迟和人感特性对飞行品质的影响。
- LAVI:用空中飞行模拟进行了控制律的选择和模拟备份系统的飞行品质研究,并对地面模拟器的试验结果进行了空中飞行模拟校核。
- 西欧航天飞机赫尔摩斯计划:用德国 DLR 飞行模拟试验机 ATTAS 进行模拟。
- JAS39:瑞典的 JAS39 试飞前未经过空中飞行模拟,1988 年 2 月坠毁后不得不重新到美国补课,实施空中飞行模拟计划;1989 年 9 月用 NT-33A 变稳飞机飞行 57 架次,找出了造成 JAS 39 事故的主数字飞控系统问题,全面修改了控制律,12 月又飞行了 21 架次,主要是验证修改后的最终控制律;共有 13 名试飞员参加了试验,为第二次 JAS 39 飞机上天增强了信心。
- F-22:在 F-22 选型竞争阶段,YF-22 用 F-16DVISTA 进行控制律模拟,YF-23 用 TIFS 进行控制律模拟,F-22 在研制中又用 VISTA 进行空中飞行模拟,包括侧杆控制特性模拟;F-22 首飞前,利用 VISTA 进行 F-22 首飞剖面演练,包括 F-15 伴飞和地面监控站全系统工作。

- F-35: 美国正利用 VISTA, 用于联合攻击战斗机的空中模拟。

对于民用飞机的电传操纵系统同样也要进行类似的空中模拟飞行试验, 例如, 俄罗斯的图-154 变稳飞机对安-70、伊尔-96 和图-204 等电传操纵系统都进行过空中模拟试飞研究。

总之, 现代化飞机, 尤其是具有复杂飞控系统的飞机, 几乎都经过了空中飞行模拟这个阶段。

(3) 试飞员培训

作为一名试飞员必须有较全面的专业知识, 其中飞行品质是必须掌握的最基本的知识, 因为它关系到试飞安全和对新机的正确评定, 它也是试飞员学校执教的重点。因为空中飞行模拟试验机可以在保证其他条件不变的情况下, 大范围地改变参数让驾驶员体会飞行品质的影响, 因此它是培养试飞驾驶员基本素质的最有效工具。

在美国的试飞员学校, 用变稳飞机评价驾驶特性大纲一直是教学中不可缺少的重要环节。为了让驾驶员熟悉飞行试验任务和方法, 保证驾驶员的评论和使用等级的一致, 每个试飞员都要在空中飞行模拟试验机上培训。因此变稳飞机是试飞员学校的必备设备, 例如, 美国空军和海军试飞员学校都有 NT-33A、Learjet 和 VISTA 等变稳飞机的培训课程; 美国空军海军试飞员学校还要求学员自己设计控制律, 自己用变稳飞机去验证和体会控制律。英国帝国试飞员学校有 Hawk、法国试飞员学校有“隼”20 等教学课程。

新机首飞前的培训是空中飞行模拟试验机又一重要的任务。美国空军在 F-16 装备初期曾明确规定, 首飞 YF-16 和 YF-17 的飞行员必须先要在变稳飞机 NT-33A 上进行培训。

航天飞机的飞行大纲中应用了两架空中飞行模拟试验机, 每架每年用于训练的时间近 1000h, 每周每架飞机可进行着陆模拟训练 28 次。试飞大纲规定, 每个航天飞机驾驶员都要经过空中飞行模拟的进场着陆训练, 航天飞机首飞前, 其机长在 STA 上空中模拟进场着陆训练达 1000 余次。其他新机试飞前, 结合控制律验证也要进行试飞员训练。俄罗斯航天飞机在首飞前也分别用米格-23 和图-154 进行了再入阶段和进场着陆阶段的模拟培训。

这些例子足以说明国外空中飞行模拟试验机在新型号研制中所起的重要作用。

(4) 空中飞行模拟试验机的其他应用

空中飞行模拟试验机是一种多机种、多专业通用的试验研究机。除了上述功能外, 还有许多其他方面的应用。例如:

- 飞行控制技术研究: 如 JAS 39 的小杆, F-16 的侧杆都在变稳飞机上研究过。前苏联在图 154 空中飞行模拟试验机上也进行过类似的研究。
- 显示技术研究: 如 F-18, AV-8 等飞机的平显格式研究等。
- 人机工效研究: 如德国 HFB-320 变稳飞机对人的工作负荷评定标准, NT-33A 对人的传递函数的研究等。
- 综合电子系统研究: 如德国空中飞行模拟试验机对导航和交通管制等进行研究。
- 校核地面飞行模拟: 如变稳飞机对 LAVI 飞机地面模拟台的校核, 在研究 FA-18 和航天飞机的 PIO 时空中飞行模拟对地面固定基和活动基飞行模拟器结果进行校核等。

总之, 空中飞行模拟试验机是一种用途极广、效率很高, 成本较低的试验研究手段。

11.5 发动机试验研究机——飞行试验台

11.5.1 发动机飞行试验台的分类和特点

航空发动机在航空事业中占有极其重要的地位,没有发动机科学技术和发动机工业发展就没有飞机的发展。然而航空发动机又是极其复杂的高技术产品,它是集流体力学、热力学、结构力学和电子控制等于一体的热能机械。由于追求最大限度的推重比,这就使得它是一种高温、高流量、高转速和高压力的热能机械。正是由于这种属性,使得航空发动机的研制难度极大,世界上能造飞机的国家不少,但能造发动机的国家却不多。航空发动机研制通常包括设计、制造、地面试验和飞行试验等环节。飞行试验包括试验研究机,即空中飞行实验室和原型机试飞两个环节,无论是美欧还是俄罗斯,这两个环节都是必需的。在某种意义上讲,一型新发动机的研制周期往往长于飞机研制周期,因为在新机方案阶段,它所选用的发动机必须具有一定的成熟度,因此发动机需要早于新机研制而开始验证。同时新机试飞中,发动机还必须全程伴随接受验证和考核,从飞行性能到武器发射,全包线和全功能地参与试飞。即使飞机交付使用后,发动机出现新的问题,或者要求改进改型,发动机飞行试验仍不能停止。这就是说,在产品整个寿命周期内都要准备和执行飞行试验。这个任务的主要承担者,应该由空中实验室承担,因为原型机毕竟有其阶段性。

美国当代飞机推进理论和设计的开创者奥特斯(Oates)教授给飞行试验台(Flight Test Bed, FTB)定义是:“用一架现有的飞机来作为安装研制中的发动机装置并对其进行飞行试验的飞行器,研制中的发动机可以替代该飞机的一台或多台发动机,或将被试发动机安装在该飞机的其他部位。”

应该指出,飞行试验台是一架依靠其本身现有发动机而不依赖被试新发动机便可安全飞行的发动机试验研究机。因此即使被试发动机出现问题也不会影响飞行安全。

根据奥特斯教授的定义,飞行试验台可分为两类:

(1) 通用飞行试验台

通常由大型飞机改造而成,可以对各型发动机及其相应的系统进行飞行试验,而且可能营造各种发动机模拟工作环境,如进气温度、扰流、吞烟、喷水等。

(2) 专用飞行试验台

有的飞机安装两台或多台的发动机,而且这些发动机,与被试发动机空气流量和几何尺寸相仿的、工作环境相同或接近的飞机进行改装,将其中一台更换成被试发动机,这就构成了一架新发动机的专用飞行试验台,一般这种试验机不具通用性。

飞行试验台具有如下优点:

- 与地面试验比较,试验环境更具真实性,对于进气道/发动机/排气系统的匹配尤为突出;
- 与地面试验比较,可以有一定的试飞机动包线和 α — β 范围,对于进气道/发动机匹配及发动机稳定性的试验与考核尤为可贵;
- 可以在各种过载,特别是零过载和负过载条件下试验发动机及其相关系统;
- 由于可带进气道和喷管,试验确定的空中起动包线更接近原型机,因此试验结果更

可信;

- 可以进行地面无法准确模拟的特种试验: 武器发射对发动机的影响及防喘系统鉴定、动力装置喷水及防冰试验等;

- 投资少、建设周期短、使用简单、通用性强、一机多用;
- 可以在空中进行故障模拟试飞, 即使被试发动机故障, 也可保证安全飞行;
- 与安装在原型机上进行发动机试飞的方式比较, 发动机飞行试验台试飞安全性好。

11.5.2 俄罗斯飞行试验台试飞研究

俄罗斯的航空发动机在世界航空工业发展中占有非常重要的地位。他们的主要经验之一就是充分发挥飞行试验台这个环节的重要作用。俄罗斯飞行研究院是这个环节试飞的主导机构, 从试验机改装、试飞方法、试飞执行和试飞结论, 他们有着非常丰富的经验。下面介绍一下俄罗斯的经验, 它对于选择发动机技术研究和发展的途径有很大的启发。

11.5.2.1 俄罗斯在发动机型号研制中的管理

在俄罗斯, 国家对发动机的研制程序有严格的规定, 有一套经政府和主管部门批准的研制试验程序, 各部门必须严格遵守。地面台架、高空模拟试验台、飞行试验台、原型机各阶段承担哪些发动机试验, 互相如何衔接, 国家和主管部门批准的文件中均做了明确规定。

发动机要不要在飞行试验台上试验? 在俄罗斯, 这是个不存在争议的问题。回答十分肯定, 非常必要, 而且试验贯穿于发动机研制的全过程。

在制定一个新型号发动机研制计划时, 必须考虑设计为该型号试验的飞行试验台。如苏-27飞机的 AL-31F 发动机研制了 10 年, 但在图-16 飞行试验台和苏-27 飞行实验室上共飞了 13 年。当决定发动机不再改型了, 飞行试验台方可作为他用。新发动机或改型发动机的飞行试验, 主要由飞行试验研究院承担。该院作为国家的主要试飞单位, 已建立了不少飞行试验台。改型发动机或相近发动机的飞行试验台改建, 由航空部批准, 试飞院实施。该院有一个经验丰富的设计班子, 专门从事改建飞行试验台的工作。

国家规定: 研制型号, 必须满足国家规定的指标, 必须遵守国家总的技术要求, 达不到要求, 就无权进行研制。在发动机研制过程中, 任何单位无权超越规定的权限, 如要超越则需充分论证, 权威部门批准方可实施。在发动机研制的五个阶段中, 各阶段都有各自的具体内容和要求, 各单位必须严格遵守这些规定。台架试验和飞行试验内容和方法均在国家批准的具体的文件、规范和指南中做了规定。在接受任务后必须严格按照这些文件执行。发动机试飞方法与适航方法的研究, 已成为飞行试验研究院的重要工作内容之一。规范和指南每五年修改一次, 这些文件是发动机型号试飞的重要依据。

11.5.2.2 俄罗斯飞行试验台的应用

俄罗斯飞行试验研究院共有十多架飞行试验台, 主要有伊尔-76、图-16、安-12、安-24、图-95、图-134、图-204、雅克-38 及米-17 直升机飞行台。这些飞行试验台承担了大量军用和民用发动机的飞行试验。据统计, 已有 80 多种型号在飞行试验台进行了试验。所有新设计的发动机无一例外, 包括有人驾驶和无人驾驶的飞机发动机以及火箭发动机。

在俄罗斯新研制的发动机试飞既包括在亚声速飞行试验台也包括超声速飞行实验室上进行。

以上所提到的飞行试验台均为亚声速飞行试验台, 新研发动机第一阶段试飞在亚声速飞

行试验台上进行。试验发动机可装在机身下的吊舱内,也可装在多发飞机的某一台发房内。

图-16 飞行试验台主要进行军用发动机的飞行试验。

伊尔-76 飞行试验台主要进行大功率涡扇/桨扇民用发动机飞行试验。著名的图-187 发动机 ($GB=5000\text{kg/s}$) 整个飞行试验都是在此飞行试验台上进行的。

安-24 飞行试验台主要试验辅助动力装置,几乎所有辅助动力装置均是在此飞行试验台上试验的。

图-134 飞行试验台主要试验小型发动机,重点测试热辐射部位。

还有一些进行专题(如液压、防火、结冰、功率提取、热扰动等)试验的亚声速飞行试验台。用于涡轴发动机试验的有米-17 直升机飞行试验台。

根据国家和航空部的规定,新研制的超声速飞机都要抽一架作为发动机飞行实验室,承担该机的发动机试验。在原型飞机未生产出来前,发动机全部调整试飞在亚声速飞行试验台上进行。原型飞机研制生产出来后,选用一台发动机在超声速飞行实验室上试飞。

发动机在超声速实验室飞行试验的同时,在亚声速飞行试验台的试验仍在进行。因为有许多复杂危险的科目,以及改进后的零部件和附件需在亚声速飞行试验台上试验。因此,并不因超声速飞行实验室的飞行而削弱亚声速飞行试验台的作用。

根据俄罗斯飞行试验研究院长期使用飞行实验室的经验,在亚声速飞行试验台上调整试飞任务占 80%,对于新研制的发动机,如图-144 飞机的发动机 HK-144 试飞基本上全是在图-95 飞行试验台进行的。在亚声速飞行试验台上主要进行发动机稳定状态、过渡态、引气、功率提取以及与飞机协调的试验。在超声速飞行试验台上主要进行进/发匹配、发动机/尾喷口匹配、通风冷却系统、燃油系统、最大马赫数、升限试验等,约占飞行试验工作量的 20%。

新研制的发动机在飞行试验台试飞前,在台架要通过 25h 寿命试车,并无故障工作 50h。台架试车满足以上要求后,在飞行试验台首先进行性能、可靠性试飞,并按以下三个步骤进行:

- 试飞 25~35 个起落,主要解决发动机在所有工作状态的可靠性。由于新研制的发动机问题很多,开始在飞行试验台试飞时有不少限制。靠飞行试验台的调整试飞,逐步扩大其使用范围;

- 无故障运转 50h;

- 根据飞行试验台的试验,要确定装原型机使用的限制数据,并提出能否上原型机试飞的结论。然后由主管部门确定:是否可以进行原型机试飞。

完成原型机首飞和出厂试飞后,交付国家定型试飞,但飞行试验台试飞仍在进行,不断排除发动机故障和缺陷,调整性能。在原型机试飞中发现的问题,要在飞行试验台上继续研究。

国家鉴定试验后,进行实用阶段,但飞行试验台仍未停止,主要针对使用中暴露的问题,在飞行试验台继续排故,以提高发动机可靠性、增加发动机寿命。

对于改型发动机,为了延寿,改进性能,在整个寿命期内,发动机在飞行试验台上要不断地试验。在飞行试验台上还要承担新一代发动机预先研究试飞。

因此,飞行试验台试验贯彻发动机整个研制阶段并延至使用阶段。

11.5.2.3 俄罗斯飞行试验台应用阶段

俄罗斯新发动机的试验包括两个组成部分：

- (1) 调整试验（即研制试验）；
- (2) 国家试验，其中调整试验中发动机要进行如下试验：

- 地面台架；
- 模拟高度、速度和气候条件的试验台；
- 飞行试验台；
- 确定安装此发动机的飞机。

国家试验在进行过调整试验的台架和飞机上进行，国家试验的顺利完成，便是对发动机提出批生产建议的依据。

俄罗斯试飞指南“飞机和直升机燃气涡轮发动机的飞行试验”规定：新研制的航空发动机的飞行试验包括五个试飞阶段，如图 11-8 所示。

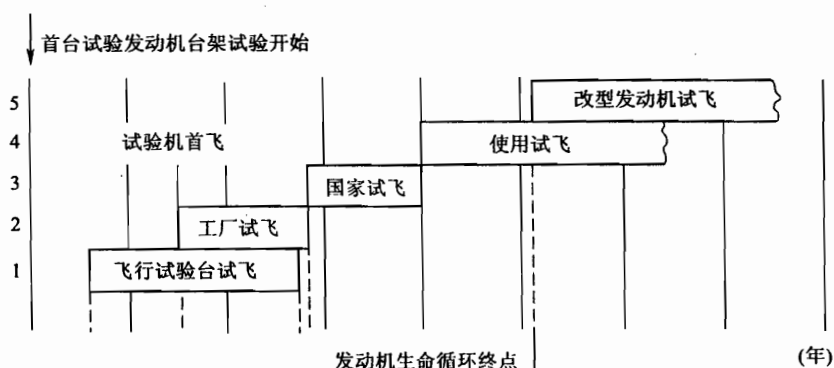


图 11-8 俄罗斯发动机研制中飞行试验的主要阶段

各试飞阶段的任务和特点包括以下几方面。

(1) 飞行试验的第一阶段——调整试飞

这种试飞通常在飞行试验台上进行（与地面试验台试验平行进行），其基本任务是对发动机进行飞行调整，确保试验飞机首飞安全，以及在以后试验飞机试飞中有足够工作能力、可靠性和发动机寿命，相当于美军标中的 PFRT 试验。一般情况下，不等首台发动机台架调整结束就在飞行试验台上飞行调整，尽早暴露问题，为此应从第一批试验发动机中安排一台发动机供飞行试验台试飞，并且要限定寿命，限制最大推力、转速、燃气温度和其他参数。此时安装的附件均为批生产的附件和仪表。这些措施使得新发动机在飞行试验台上的试飞和调整大大提前开始。

(2) 飞行试验的第二阶段——研制试飞

在此阶段，包括试验飞机及飞行试验台上同时进行的两部分试飞。试验飞机试飞的任务是在其各种飞行状态，包括大迎角和侧滑角，大过载和其他对于发动机为最严重的飞行状态下试验发动机的所有特性。此时，飞行试验台的试飞任务是借助试验手段，专门解决飞行调整和改进飞行使用特性中的最复杂的问题。

(3) 飞行试验的第三阶段——国家试飞

此阶段任务是确定所有飞行使用特性是否符合采购方的技术要求。对于军机发动机这个阶段的完成应是发动机的定型试飞的完成。民机发动机取证试验贯穿于发动机地面试验台、飞行试验台和原型机的试验,直到确认它满足民用飞机适航标准的要求。

(4) 飞行试验的第四阶段——使用试飞

这个阶段是批生产发动机,在飞机和直升机使用过程中进行的试飞。它的主要任务是检验在以前飞行试验过程中暴露出来的缺陷以及批生产和大量使用过程中出现的缺陷是否改进,并验证采取的措施是否合适。

(5) 飞行试验的第五阶段——改进试飞

在发动机使用期间的科技进步,出现了提高经济性、效率、可靠性和寿命的可能性,因此对批生产发动机的改进和改型成为国际上的通用做法,这个阶段试飞的任务是,对所作改进和改型的有效性做出鉴定,并对改型发动机投入批生产和使用提供决策建议。

综上所述,俄罗斯飞行试验台和原型飞机的飞行试验是发动机研制的重要阶段,同时也是发动机定型试飞的主要内容。

11.5.3 美国飞行试验台试飞研究

与俄罗斯一样,美国对发动机的研制程序同样有严格的规定,这种规定是以规范和适航条例的形式发出的。从这些规范条文以及各型发动机实际研制和取证过程,有三条是十分明确的:

(1) 未能通过相应的试验或任一试验过程中丧失功能的推进装置的任一部件应被拒绝和退回,并要求修改和重新试验。除非承包商和采购方协商同意,为了修改损坏或功能失效的项目应当中断试验过程。

(2) 发动机的最终定型必须通过原型机的飞行试验。

(3) 新型发动机必须经过通用和/或专用的飞行试验台 (FBT)。

下面以美国著名航空发动机公司为例,叙述他们对发动机飞行试验台的使用经验。

11.5.3.1 通用电气公司 (GE)

通用电气公司 (GE) 的飞机/发动机研制计划如图 11-9 所示。

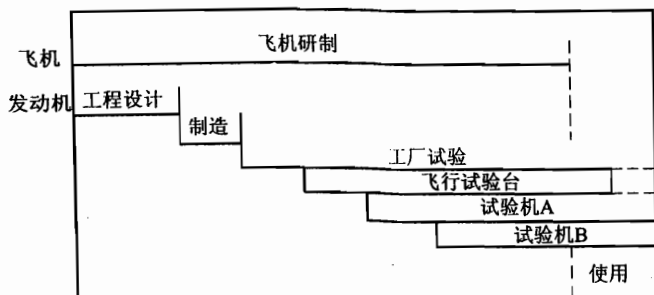


图 11-9 美国 GE 公司的飞机/发动机的研制计划

可见飞行试验台试飞是 GE 公司发动机研制计划中不可缺少的重要阶段,周期约占飞机研制周期的 37%。

GE 公司为 A-10 攻击机研制的 TF34-GE-100 高涵道比涡扇发动机的研制情况如图 11-10 所示。

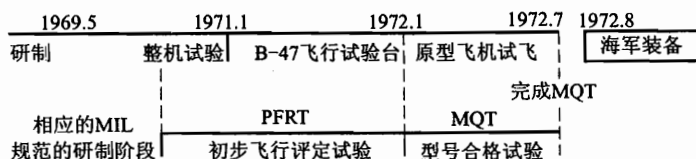


图 11-10 A-10 攻击机的 TF34 发动机的研制情况及相应的 MIL 研制阶段

由图可见美国军用规范中规定的初步飞行评定试验 (PFRT) 对 TF34-GE-100 发动机是通过 B-47 飞行试验台来完成的, 型号合格试验是通过原型机飞行试验完成的。

GE 公司为 C-5 “银河” 型巨型军用运输机研制的 TF39 发动机是用 B-52 飞行试验台试飞的。该发动机飞行试验的时间为 17000h, 地面试验台试验 21000h, 飞行试验与地面试验比达 93%。

GE 公司为 F-18 “大黄蜂” (Hornet) 型战斗/攻击机研制的著名的航空发动机 F404-GE-400 贯彻了美国海军的新规范要求, 其研制计划如图 11-11 所示。从图上可见, 飞行试验贯穿于研制和定型的全过程, 周期几乎和发动机的全部研制试验相同。仅 1982 年 F404 发动机就进行了 3200 次飞行试验约 9000h。图中虽然没有明确指出飞行试验用什么具体试验机, 但是按照 GE 公司的传统, 如上面 TF34 发动机的例子, 军用规范要求的初步飞行评定试验大部分都应当是用飞行试验台来完成的。

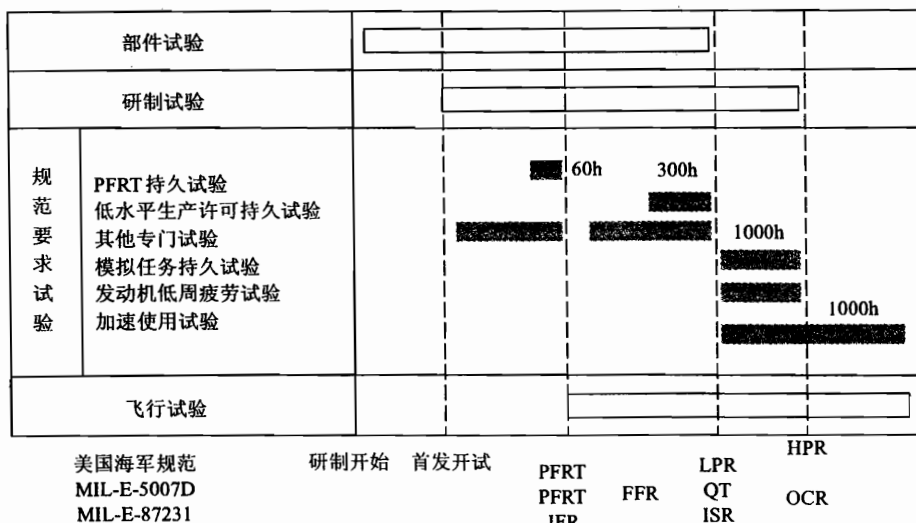


图 11-11 F404-GE-400A 发动机的研制计划

11.5.3.2 洛克希德公司 (Lockheed)

该公司研制的 L1011 运输机及与其配套的英国罗·罗公司的民用 RB211 大涵道比涡扇发动机的研制计划如图 11-12 所示。由图可见, 发动机研制计划进行到 68% 周期就开始进行飞行试验台试飞, 为期一年, 约占发动机研制计划总周期的 46%; 飞行试验台试验结果为发动机定型提供了依据, 发动机定型后, 在飞机试飞期间, 飞行试验台仍然持续了相当长的时间。

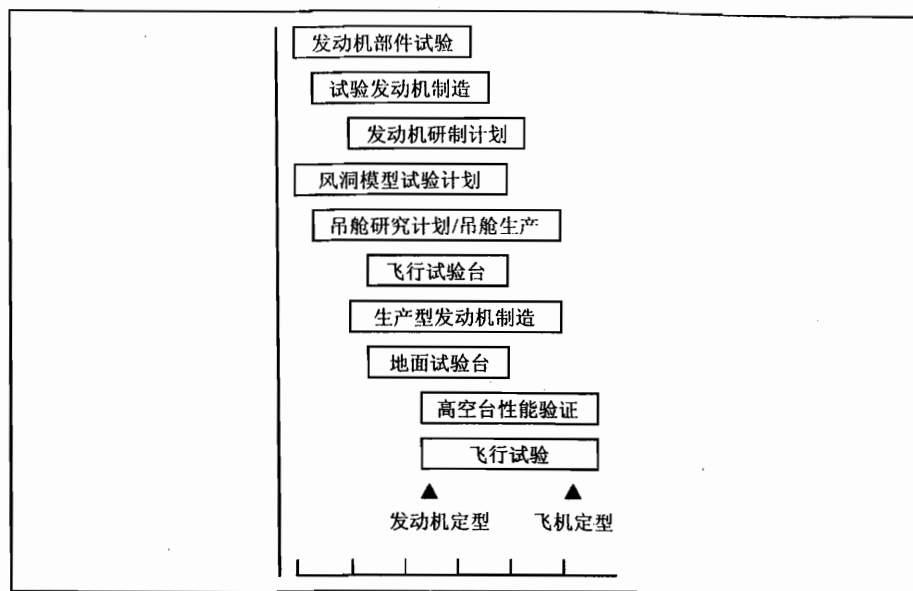


图 11-12 简化的推进系统研制计划

该公司的另一种大型运输机 VC-10 装用的 CF56 发动机使用了 B-52 飞行试验台进行飞行试验。

11.5.3.3 波音飞机公司 (Boeing)

波音飞机公司的飞机/发动机研制计划如图 11-13 所示。

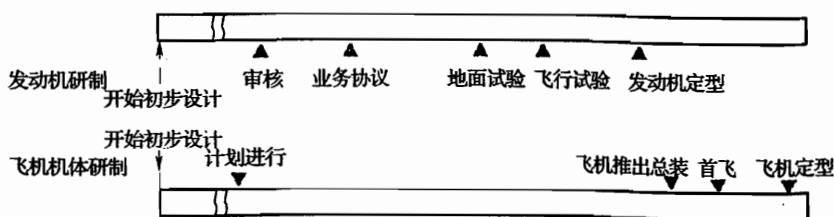


图 11-13 波音公司的飞机发动机研制计划

由图可见，和上述各公司一样，发动机的定型也是依靠飞行试验，因为此时原型机尚未首飞，因此定型试飞用波音 747 飞行试验台完成。

波音 747 型大型客机所用的普惠公司的 JT9D 发动机的研制使用了 B-52 飞行试验台。波音 727 型飞机的 JT8D 发动机则使用了波音 707 飞行试验台进行飞行试验，波音 787 发动机 GE 公司的 GENx 在波音 747-200 飞行试验台上进行领前试飞。

11.5.4 法国发动机试飞

国家对于发动机飞行试验也有明确规定：“对于军用飞机的发展，除非完成飞行试验，型号规范决不能获得有效的验证。”在法国，凡是国家的研制计划，这个任务由国家飞行试验中心 (CEV)——航空产品技术领导部门 (DTCA) 所属的一个部门来承担。

法国的发动机研制计划总体上由两部分组成：合同地面试验台试验和合同飞行试验。合

同飞行试验又叫“型号飞行合格”(Bon de VOL Serle)试验。

飞行试验活动是整体组织的,准备阶段由制造商和试飞中心共同负责,另一个阶段由试飞中心单独负责,根据试飞中心的试飞结果形成使用该装备的官方命令,也就是定型。

这里的飞行试验包括飞行试验台试飞。例如,“幻影”Ⅲ战斗机的阿塔 9K50 (ATAR9K50) 发动机的研制和定型中首先用 Armagnac 飞行试验台进行压气机的飞行试验和发动机/飞机相互干扰的飞行试验。

“幻影”2000 战斗机的 M53 发动机的研制和定型中,在“快帆”(Caravelle)飞行试验台进行了发动机调节规律优化,加力燃烧室调整等内容试飞。

11.5.5 英国、德国、意大利的发动机试飞

“狂风”(Tornado)型战斗机是一种可变后掠翼的歼击机,装有两台 RB199MK01 三转子发动机。该发动机由英国的罗·罗公司、德国的汽车发动机和涡轮发动机公司(MTU)以及意大利菲亚特公司共同组成的涡轮联合公司研制的。它的研制计划和实施过程充分说明了飞行试验台和飞行试验在现代新型发动机研制中的关键作用。从首批试验用的 RB199-01 生产出来到完成发动机定型试飞(FQT)后定型,历时7年多。在这期间共进行了三次“火神”飞行试验台的试飞和四次原型机上的试飞。每完成一次“火神”飞行试验台的试飞就发现一批重大的问题,相应对发动机作一次修改。三次“火神”飞行试验台试飞相继形成 RB199-02、RB199-03 和最终 RB199MK01 三种修改型。每次原型机试飞都是以完成飞行试验台试飞为前提。

综上所述,世界航空大国的各种著名航空发动机的研制过程,基本上沿着一条共同的研制路线,有着许多共同点:

- 非常重视发动机的飞行试验,飞行试验周期与发动机的研制试验周期基本上同步;
- 通常在第一台发动机运转试验后不久立即开始用飞行试验台和试验机进行军用规范要求的初步飞行评定试验,然后用原型机试飞进行发动机定型,有一些发动机甚至直接用飞行试验台进行定型;
- 飞行试验台、试验机和原型机试飞是发动机研制和定型的必经阶段。

表 11-3 和表 11-4 分别列出部分发动机飞行试验台的试飞情况。

表 11-3 军用发动机飞行试验台试飞情况

发动机型号	飞机型号	飞行试验台	飞行试验台选用机型	试飞日期	国别
EJ200	EFA	BAe EAP 专用空台 (RB199 + FJ200)	BAe EAP (2 × RB199)	1991	英, 德, 意, 西班牙
M88	RafaleD (2 × M88)	RafaleA 专用空台 (F404 + M88)	RafaleA (2 × F404)	1990. 3	法
PW1120	LAVI (2 × PW1120)	“鬼怪”专用空台 (J79 + PW1120)	“鬼怪” (2 × J79)	1987. 4	以
RB199MK104 (装有 AMECS)	“狂风” F. 2 2 × MK104	“狂风”专用空台 RB199MK103 + RB199MK103 (AMECS)	“狂风” 2 × MK103	1984. 2	英

续表 11-3

发动机型号	飞机型号	飞行试验台	飞行试验台选用机型	试飞日期	国别
F100 - PW - 229	换发 F - 16	F - 15 专用空台 F - 100 - PW - 100 + F - 100 - PW - 229	F - 15 2 × F100 - PW - 229	1989. 12	美
PW1128N	F - 14	F - 15 专用空台 (F - 100 - PW - 100 + PW1128N)	F - 15 2 × F100 - PW - 100	1983. 3	美
F404	F - 18A/F	飞行试验平台		1982. 3	美
FJR - 710 - 6005	NAL 短距飞机	C - 1 飞行试验台	C - 1 战术运输机	1984. 2	日
XF - 3 - 30	XT - 4	C - 1		1982	日
АЛ - 31	苏 - 27	伊尔 - 76			俄
P - 36	米格 - 39	伊尔 - 76			俄

表 11-4 民用发动机的飞行试验台试飞情况

发动机型号	飞机型号	飞行试验台	试飞日期	国别
PW300 风扇		波音 720	1989	美, 德
GE38	LRAACA	P - 3	1990. 5	美
GE - 80C2		MD - 11	1989. 9	美
578D × 桨扇		MD - 80	1989	美
UHF		MD - 80	1987. 5	美
无涵道风扇		波音 727	1987. 2	
V2500		波音 720B	1987	美, 英, 德, 日, 意
CF6 - 80C2	A310	A300	1988. 2	美
501 - M78		“湾流” II		美
CFM56 - 5	A320	波音 707	1987. 10	美
CFM56 - 3	波音 737 - 300	波音 707 - 321	1984	美
GE36		波音 727	1986. 8	美
UHF		MD - 80	1987	美
PW400D		A300 - 600	1986. 12	美
F404 HUF		波音 727 - 100	1987. 6	美
PW2037		波音 747	1983. 3	美
GE _{nx}	波音 787	波音 747 - 100	2005	美

11.5.6 关于飞行试验台能力的讨论

飞行试验台几乎可在整个发动机生命周期内得到广泛的应用, 而且安全性好, 成本低, 但它也有局限性。飞行试验台的局限性在于高度、速度范围小, 测量参数少、精度低等。但

是由于技术进步有的情况已经不存在了,有的缺点是可以克服的。下面我们来讨论这一问题。

(1) 飞行试验台的测试技术

随着现代化测试技术的应用,测试参数的数量和精度已经不成为问题。现代的飞行实验室能够安装大存储的测试设备,它们实际上能够记录在试验台条件下录取的所有数据。

而且由于机内空间大,科研人员可以直接上机调试和数据处理,大大提高了试飞效率。对于小飞机改装的飞行台,也可以通过遥测传输,加强地面监控和实时数据处理。

(2) 飞行试验台的高度—速度模拟试验范围的扩大

通过对进入被试发动机的空气流的加温可以大大地扩大飞行试验台的试验包线。进气加温不仅提高了可模拟的飞行速度,同时还提高了可模拟的飞行高度。其原理是飞行试验台的来流本身具有很大的动压,由于进气加温已提高了的模拟飞行马赫数,要保持与实际飞行相同的进气总压就必须有更高的高度,也就是模拟的飞行高度也提高了。换句话说,虽然飞行试验台飞行速度比较低,但对进气受到加温的被试发动机来说,其进口总压和总温代表了较高飞行高度和较高飞行速度的模拟飞行状态。

以轰6飞机改装的飞行试验台为例,如果进气加温 $\Delta T = 50^\circ\text{C}$ 时,最大模拟飞行马赫数可达 $Ma = 1.76$,最大模拟飞行高度可达 $H = 14650\text{m}$;如果进气加温 $\Delta T = 80^\circ\text{C}$ 时,模拟试验包线的面积相当于原轰6飞行包线的3倍,最大模拟飞行马赫数可达 $Ma = 1.96$,最大模拟飞行高度可达到 $H = 16500\text{m}$ 。因此,经过进气加温的轰6飞行试验台的包线已覆盖了现代战斗机飞行包线的大部分最主要的区域。大大扩展飞行试验台的试验能力。

在飞行试验台上采用进气口加温是具有可行性的,可以采用的进气加温装置有:

- 氢燃烧直接加温;
- 使用煤油的普通燃烧室的燃气进行加温;
- 氢燃烧/热交换器;
- 使用煤油的普通燃烧室/热交换器;
- 混合加温装置。

飞行试验台的模拟试验包线的高速边界进行一定的扩展外,还可以向小速度边界移动。最简单的办法是在吊舱中加阻力网,如果降压系数低到 $\sigma = 0.8$,在相同的马赫数下小速度边界可以向高度增高方向提高 $1400 \sim 1500\text{m}$,如果 $\sigma = 0.7$,高度可以提高 $2200 \sim 2300\text{m}$ 。另外一种方案是,在进气道中安装风动涡轮,这种方法不仅可以有效地降低发动机进口总压还可以降低总温,小速度试验范围可以大大扩大。这种措施也可以用来进一步扩大整个模拟试验包线的高度范围。

为了保证发动机喷口能模拟较高的飞行高度,可以采用引射喷管。根据试验结果的计算表明,即使使用最简单的圆柱形引射喷管,控制引射系数 $K_{ej} = 0$ (即没有二次流) 在 $Ma = 0.8$, $H = 11\text{km}$ 就可以使发动机喷口处的静压下降到等于 $H = 16\text{km}$ 时大气压力。

迎角和侧滑角的模拟对温度—压力舱式地面高空模拟试验台是困难的,但对高机动性飞机的中、低空使用又是极为重要的。在飞行试验台上可以通过适当设计吊舱收放机构设置迎角和侧滑角,在一定程度上扩大模拟范围。

当然这里只是一些方案设想,具体发动机飞行台和具体被试对象不同,可以有不同的方案。总之随着科学技术进步,飞行试验台的试验验证能力可以进一步扩大,但必须看到,它

永远无法代替原型机试飞。

11.6 机载系统试飞验证平台

11.6.1 机载系统的发展和试飞验证

机载系统是一个非常广的概念,它包括了除飞机平台和发动机以外的所有飞机系统。因为现代飞行控制系统对飞机平台有极大的增强作用,有时把飞控系统列入飞机平台中去,但它又具有机载系统的属性。现代飞机中,由于航空电子和武器火控系统紧密融合,因此往往把两者统称为航空电子系统,它们是机载系统中分量最重、分布最广的系统。航空机载系统伴随着飞机的诞生而诞生,随着飞机的发展而发展。当航空科学技术出现大的飞跃发展时,机载设备也跟着出现了质的变化,由简单的机电和光电结构转向了综合化、智能化、模块化的复杂结构,而且这种综合化和复杂化的程度还在不断加强,在飞机总体中的位置和分量也在不断增强。甚至可以说,在航空技术和航空产品发展中,航电和其他机载技术和系统的发展更新率更快、门类更多,航电系统对于军机作战和民机运营效率乃至生存性的影响越来越显著。从航电系统占飞机总体出厂成本角度看,70 年代 F-15C 占 21%,80 年代 F-16C 占 30%,现代飞机已占到 35%~40%,而 F-22 飞机机载设备总成本的比例已接近全机的 50%。三种飞机航电系统研制费用比重如下图 11-14 所示。

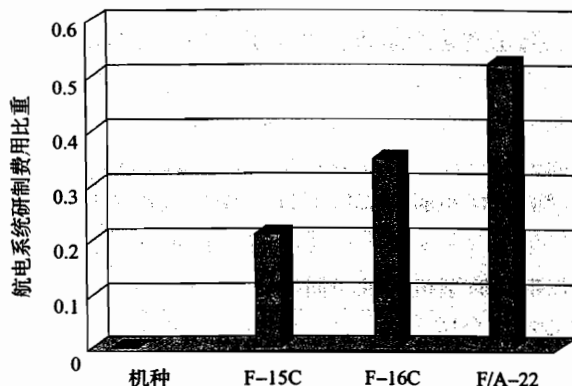


图 11-14 航电系统研制费用比重图

没有先进的航空机载系统就没有先进的飞机已经成为当今人们的共识。高新技术把超大规模集成电路、超大容量存储、高速计算机、光电磁传感器集成、空天地一体化的网络通信、智能识别及专家系统等引入到现代的综合航空电子/武器火控系统中,带来的结果是飞机功能日趋强大,结构及操作越来越复杂,同时也使飞行试验技术和任务的重心逐步从飞机平台转移到综合航空电子/武器火控系统试飞方面。现代飞机的研制趋势是:飞行试验周期占整个研制周期的比例在增长,已经超过了 50%;而飞行试验周期中,航电系统试飞周期又在不断增长,例如, F/A-18 总飞行试验时间为 4922h,航电系统试飞为 591h; F-16 总飞行试验时间为 2581h,航电系统试飞为 489h; F/A-22 总飞行试验时间为 4700h,航电系统试飞为 2500h。三种飞机航电系统试飞小时数占总试飞小时数的比例如图 11-15 所示。

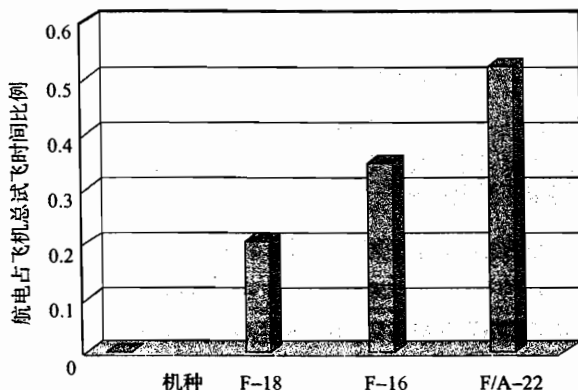


图 11-15 航电占飞机总飞行试验时间比例图

总之, 航电和武器火控系统的研制和试飞工作量越来越大, 周期越来越长已成趋势。这种趋势往往与航空装备研制总体进度要求又相矛盾, 如何摆脱这种困境, 至少应从如下几个方面着手。

(1) 加强航空电子设备或分系统的领先研制, 促进它们的成熟性和通用性

每个机载产品都有其技术复杂性, 都有其研制周期, 因此在主机研制计划启动之前就应该安排它们的研制计划。只有这样才不至于把单个航空产品的不成熟性堆集到新飞机型号上。从科学发展的逻辑, 它们的研发应领先主机一个周期, 最好能成为各主机型号备选的货架产品。要做到这一点, 除了航空产品研发本身工作外, 事先通过空中飞行实验室的领先验证是非常必要的。

(2) 充分的地面实验室综合试验

这种总体试验是全面的和一比一的软硬件综合的试验。对于具有几百万条软件语句的现代飞机来说, 这种综合试验工作小时数应以万计。现代飞机不但要充分进行地面实验室综合试验, 而且这种试验应尽早与空中实验室试飞并行。提早迭代, 尽可能不要把空中试飞和地面实验室之间的优化迭代带到原型机的试飞阶段。

(3) 充分的空中实验室综合试飞

由于地面实验室的环境与空中实验室的环境毕竟不同, 特别是大气环境、电磁环境的不同和目标模拟的空间限制, 地面试验永远代替不了空中试验, 尤其是对空、地、天、海全时空和宽频域网络作战体系的年代, 空中试验更不可或缺。这种空中实验室的试飞小时数以千计。各国型号发展的例子表明, 凡是经过较充分的他机试飞的型号, 进展就较为顺利, 否则就会事倍功半。这里空中实验室即本节所指机载系统试飞验证平台。

机载系统试飞验证平台是指专门用于探索和验证航空机载系统/产品科学领域新问题、新理论、新技术、新结构而专门研制或改装的飞行器。

航空事业的发展在很大程度上依赖于飞行实践, 许多技术数据、物理现象 (往往是关键性的) 只有通过飞行试验才能获得、才能解释, 计算再详细准确、地面试验再充分可以减少飞行试验的风险和压力, 但永远代替不了空中的飞行试验验证。

机载系统试飞验证平台是用已有各类飞机改装而成的专用或通用试飞验证平台, 但本节的重点是利用运输机型试验机构成的空中动态航空电子系统通用试验平台。该平台配备有用

于飞行试验的通信、控制、引导系统,安装有较全的试验基准系统和测试系统,并为被试产品提供必要的空中试验接口和环境条件。试验平台主要功能是用于航空电子系统新理论预先研究和验证、项目原理性演示验证、项目研制性试验、新产品鉴定和大系统调试/鉴定等。试飞验证平台为这些项目提供了真实空中环境下的测试、检验,从而进行必要的软硬件调整、系统原理确认、新技术验证、产品设计优化及设计缺陷改进,以及产品和系统鉴定等。试飞验证平台已成为机载系统/产品研发过程中不可缺少的试验手段,同时也为保障型号试飞安全、提高型号试飞效率、缩短型号研制周期、降低型号试飞风险和新型号研制风险都会起到不可估量的作用。

11.6.2 典型的机载系统试飞验证平台

试飞验证平台已经成为机载系统/产品研发过程中必不可少的重要条件。自从第二次世界大战以来,为适应雷达、武器火控系统试飞技术飞速发展的需要,在飞行试验中,国外已经开始使用大量的综合航空电子试验机,如美国怀特基地(俄亥俄州)、依格林基地(佛罗里达州)和爱德华空军基地中就拥有 C-14, C-135, C-130, F-4, F-15, F-111, A-7, B-52 等 10 多架航空电子试验机。西屋公司拥有 A-3B, F-4B/C/D/E/J/K, BAC-11 等 10 多种试验机。俄罗斯飞行研究院研制和应用了 30 多架航空电子试验机。俄罗斯明确规定不经过试验和验证的航空机载产品,不能用于新机研制。其他国家,如荷兰、英国、法国、德国等各自的试飞中心、宇航研究院等均拥有多种试验机。

机载系统的根本属性就是要在空中飞行环境下,正确完成既定的任务功能,并具备良好的技术性能。机载系统的研发成果只有通过试飞验证,才能够真正保证其有效性和实用性;通用试飞验证,能够及时发现和解决机载系统在飞行条件下可能出现的许多问题,提高机载系统的技术成熟度和可靠性,更好地满足飞机的配套要求。

机载系统一般的开发流程如图 11-16。

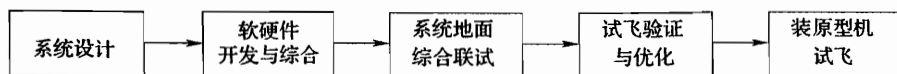


图 11-16 机载系统开发流程

下面介绍一些典型的试验验证机平台,它们对航空事业发展,特别是机载设备和系统的发展发挥了重要作用。

11.6.2.1 波音 757 航电系统试飞验证平台 (FTB)

F-22 航电系统试验的重中之重是软件的试验,其试验步骤是:系统软件各组成部分开发出来后,先在各软件开发实验室内测试;然后整个任务软件组合到航电综合实验室(AIL),初步进行硬件和软件的综合测试;AIL 综合测试完成后或初步完成后,整个软件包再装载到 F-22 航电飞行试验台波音 757 (FTB) 上集成,进行空中环境的综合试飞;最后航电软件在 F-22 试验飞机上完成最后的试验。

应该说明的是,这些试验阶段周期都很长,而且要反复修改,因此各阶段之间彼此搭接,交叉迭代,AIL 和波音 757 (FTB) 以及 F-22 试验的起点虽然有先后,但终点几乎是相同或相近的。

美国空军 1985 年发布 F-22 技术要求,1986 年启动 YF-22 和 YF-23 竞争计划,1989

年即开始了波音 757 空中实验室初步航电试飞。1998 年将 F-22 的航空机载系统安装到波音 757 飞行试验台, 进行大量飞行试验和验证, 直到 2004 年。也就是说, 波音 757 (FTB) 伴随了 F-22 整个研制过程。

波音 757 (FTB) 改装外形图见图 11-17, 飞行试验台配置见图 11-18。

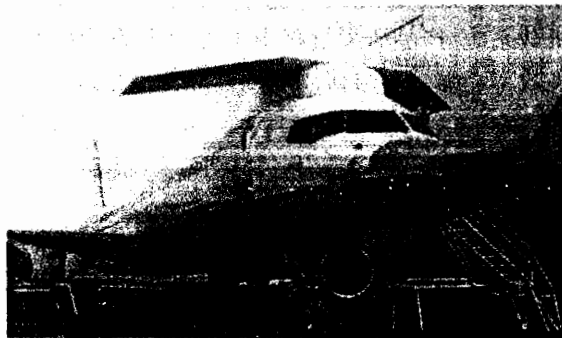
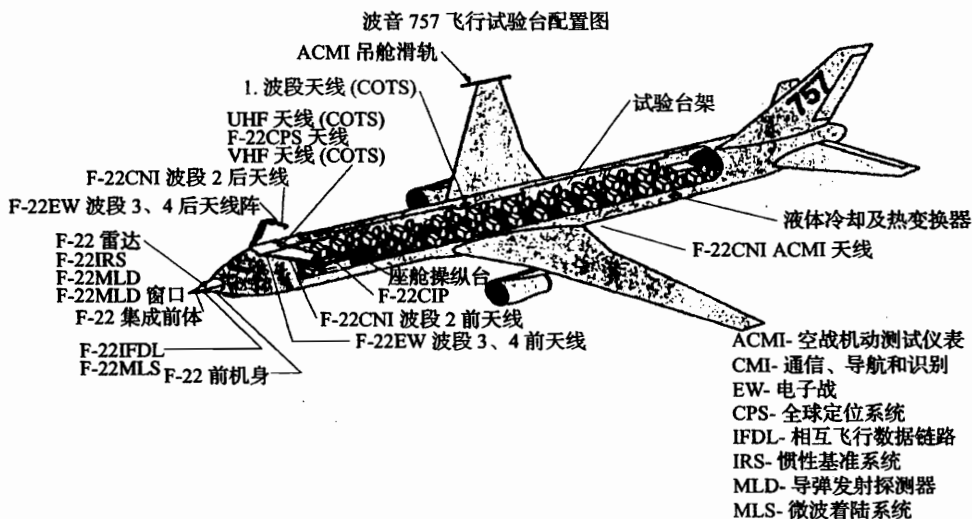


图 11-17 波音 757 (FTB) 改装的外形图



波音 757(FTB)的配置图显示了许多正在被测试的 F-22 航空电子设备, 同时也可以看到试验台架和 25 人以上技术人员的座位。(洛克希德·马丁公司)

图 11-18 波音 757 (FTB) 飞行试验台配置图

波音公司对波音 757 飞机进行了多项修改, 使其成为 30 座的 F-22 空中实验室。波音 757 飞机的驾驶舱后上方加装了一对小翼, 按照 F-22 的机翼布局安装了电子战系统和 CNI 系统的天线孔径。机头前端加装了一段 2.9m 长的 F-22 前机身, 安装了 AN/APG-77 有源相控阵雷达。机头两侧雷达的后下凸出部装着电子战天线阵列。

波音 757 飞机内加装了航空电子设备架、F-22 座舱、操纵台以及记录设备。舱内装有 3 个 F-22 通用综合处理机 (CIP) 的机架。机上总共有 26 个操纵台位置, 配置了大量测试设备的飞行试验台能独立工作, 是一个真正的 F-22 航空电子空中实验室。机上还安装了 F-22 座舱, 包括主多功能显示器、辅助多功能显示器、正前方综合控制板以及座舱侧面的

驾驶杆和油门杆。由于在客舱内不适合装平视显示器,因而用摄像显示屏代替,显示由波音 757 驾驶舱风挡玻璃外摄像机摄取的飞机前方视频图像并叠加 F-22 平视显示器字符。虽然安装了驾驶杆和油门杆,但是它们并不与波音 757 的飞行操纵系统相连。如果想用该座舱对飞机进行操纵,从技术上是可能的,但对于航电系统试验,必要性不是非常大。



图 11-19 安装在波音 757 客舱内的试验驾驶舱布局

在正常试飞情况下, F-22 航空电子及试验设备由波音 757 的辅助动力装置供电。

F-22 航空电子系统在飞行试验台上的试飞计划分 4 个单元,采用积木式试验方法,综合试验逐步扩大,综合雷达、电子战和通信/导航/识别系统,依次进行数据融合。负责 F-22 航空电子的试飞队伍从 2000 年初开始试飞,波音 757 飞行试验台的试飞提前一年进行。二者是接力飞行试验,航空电子系统先经过波音 757 飞行试验台飞行试验考验、修改且成熟之后再装到 F-22 第 4 号试验机上试飞。由于已经在空中飞行试验台中进行了测试,航空电子在 F-22 飞机上试飞时间需要 1700h,相比之下,如果不进行波音 757 (FTB) 试飞,这样复杂的航空电子在该机上的试飞时间需要 4000~6000h。

虽然波音 757 飞行试验台进行了外部修改并加装设备,其飞行速度限制在马赫数 0.64,但还能容易地达到 4~5h 的试飞时间要求。飞行试验台也并非由 F-22 模拟座舱控制,仍由波音 757 驾驶舱中的客机驾驶员操纵飞行。飞行试验只是找出运动补偿方法,并非高速或拉过载,而是要看看飞机在转弯和面对多个目标时,航空电子系统究竟在干什么,传感器是否在跟踪。飞行试验台低速飞行试验是为 F-22 高速飞行试验做准备。飞行试验台可以使机上试验人员和软件工程师在空中实时搜集数据、发现问题、迅速分析甚至改写软件。即使遇到不能立即解决的问题,也能缩小范围,随后排除故障,从而节省了地面试验费用和时间。

F-22 的综合航空电子系统是以“宝石柱”设计思想为基础,采用了“宝石柱”、IC-NIA、INEWS 三项预先研究成果(见 11.6.2.5 节)的高度综合的航空电子系统。它的构型归纳为:通过数据总线进行信息传递;通过下显、平显和/或头盔瞄准具进行综合显示;采用模块化结构实现结构的简化和资源共享;通过传感器数据融合获取丰富、准确、高质量的目标信息;通过机内自检测(BIT)、系统重构和容错能力,提高系统可靠性和维修性。

为了使这样一套采用多项高新技术综合一体的航空电子系统的技术成熟和工作稳定,美国波音公司自 1987 年专门改装了一架波音 757 飞机,对其进行了系统的、有步骤的试飞测

试和验证,这套航电系统在波音 757 (FIB) 上的验证试飞分为演示/验证试飞阶段和研制试飞阶段。演示/验证试飞阶段的试验目的是:验证系统预计性能是否可以达到,技术是否成熟、可用;而研制试飞阶段的目的是对航电系统软、硬件性能进行全面测试和验证。波音 757 (FTB) 80 年代末演示验证了多传感器数据融合;90 年代验证了有源相控阵雷达、电子战和通信导航与识别 (CNI) 传感器;1999 年 3 月开始 F-22 航电软件试飞,到 2004 年共完成飞行试验超过 1200h。

然而,F/A-22 的飞行试验计划在实施过程中仍然出现了严重的延迟,除了飞机制造拖延而造成的影响外,突出的问题是 F/A-22 航电软件的稳定性问题。这种不稳定表明软件出现异常,这种异常虽然不会影响飞机的飞行控制,但使得试飞效率大大降低。这些异常可以造成部分航空电子系统如雷达处于异常状态,甚至完全不能运行。在这种条件下,试飞员必须重新启动 F/A-22 航空电子系统。由于该机的航电软件异常复杂,虽然采用 AIL、RAIL、FTB 等进行了不少排故工作,但在 F/A-22 本机上试飞时还是遇到了许多问题。软件可靠性的检查、确认是非常困难的工作,从而引起 F/A-22 的试验进度一拖再拖。以至于 2003 年 1 月,五角大楼批准了 8.76 亿美元的 F/A-22 项目调整计划,将资金从采购账上转移到研发上,以支付因航空电子系统问题带来的超支,主要用于航电系统的鉴定试飞、改进和验证方面。

11.6.2.2 波音 737 航空电子飞行实验室 (AFL)

由于 F-22 航空机载系统飞行试验台上的成功试验,波音公司又把此方法用于 JSF 飞机,而 JFS 的另一竞争对手——洛克希德·马丁公司也竞相效仿。由此而出现了波音公司用波音 737 改成的飞行实验室 (Avionics Flying Laboratory) 和洛克希德·马丁公司用 BAC-111 改成的综合航空电子试验台 (Cooperative Avionics Test Bed) 两架 JFS 航空电子飞行试验台。此外,欧洲战斗机“台风”计划也得益于飞行试验台,用 BAC-111 来试飞 CR90 雷达的远距探测和跟踪性能,削减了开发费用。为了 F-35 航电系统的综合飞行测试,洛克希德·马丁公司从德国汉莎航空公司购买了 1 架波音 737-300 飞机,将其改造成“航电系统的综合试验与测试平台”。

F-35 的工程和制造发展 (EMD) 定于 2001 年初开始,2012 年结束,2006 年首飞。1999 年起 BAC-111 航空电子合作试验平台 (CATB) 和波音 737 飞行实验室 (AFL) 进行了航空电子系统和关键传感器的飞行试验。

波音公司使用的 (AFL) 是 1 架高度改装的波音 737-200,在航空系统装入 JFS 前进行试验和故障诊断。这架飞机最大装载 15t,最大起飞重量 104t。该 AFL 上承载了一些军用航空的最先进技术,帮助 JSF 减小试验风险,并降低 JSF 项目的费用。AFL 验证了一些 JFS 系统,包括核心处理器、多功能雷达和其他传感器。AFL 在预先综合和预先试验 JSF 航电系统方面为波音提供了高度的灵活性。AFL 还可以承载大量的航电工程师对试验数据进行实时监控和排除系统异常。而常规的战斗机平台要求工程师只能在地面上,依靠遥测和再次处理试验数据来分析试验结果。

对波音 737 进行的最重要的外部改装是机头有一个 1.22m 长的延伸段,内部上端装有红外传感器,下端装有电子战 (EW) 和前视红外瞄准 (T-Flir) 传感器。AFL 上复制了一个 JSF 驾驶舱,操作人员戴着一个 JSF 的头盔显示器的早期型进行操作试验。为了达到模拟 F-35 的目的,改装时使用的电缆长度和电力系统完全与 F-35 相一致;所安装的传感器及

其安装孔径几乎是成一直线。这架波音 737 将配装 20 个工作站和一台机载 F-35 驾驶舱模拟器。机舱内安装了一些测试台、模拟驾驶舱和相应仪器设备。AFL 改装外形图见图 11-20, 飞行实验室配置见图 11-21。



图 11-20 F-35 的航电飞行实验室 (波音 737-200)

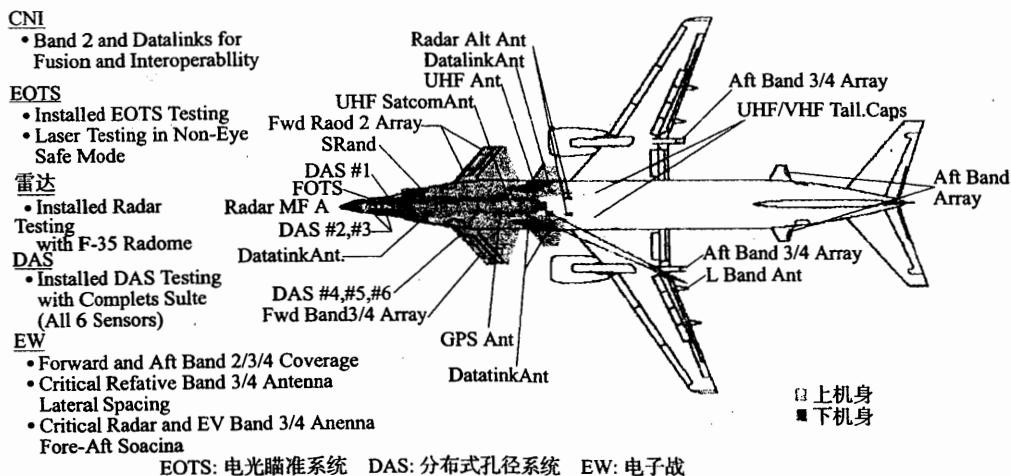


图 11-21 AFL 空中实验室配置图

AFL 的改型结构包括装有雷达天线的头部和根段翼, 以及安装各个系统。从北美提供的电子作战系统, 即 BAE 系统开始, 分别对每一个部件进行飞行试验; 然后, 再将这些部件组装起来进行飞行试验, 以证明任务系统软件符合 F-35 飞行要求。

波音公司使用该飞行实验室验证了先进的 JSF 技术, 包括如何采用机外系统的目标数据并将其与来自于机内感知系统的数据融合在一起。在实际的作战状态下, 这将使 JSF 更精确定位并攻击地面目标。实践证明, JSF 通过机外系统获取信息的能力使驾驶员不用发射信号定位, 从而飞机更不易被发现。

JSF 波音 737 飞行实验室 (AFL) 首先进行了各个航电子系统的单独试飞, 2007 年开始

进行综合航电系统的试飞,对 F-35 航电系统软件进行测试。

应该指出的是,无论是波音 757 (FTB) 还是波音 737 (AFL),它们都是在取得适航许可的飞机上改装为试飞验证平台的,气动外形和结构都经过了重大改变,为此,这类飞机也必须经过适航论证和审核,但又不能完全按照 FAA 的适航标准取证,因此,这种飞机应在 FAA 适航取证基础上按照试飞验证许可的标准进行计算、试验、检查、审核和批准。对于这类试验验证平台的适航和安全标准的制定及其贯彻是对试飞工作者和试飞管理机构的新挑战。

11.6.2.3 多电飞机验证计划

美国多电飞机计划是一项旨在取消液压传动系统的重要计划。由于它直接关系到飞行安全,因此对此项目的应用持非常慎重的态度。从 80 年代开始有许多试飞研究项目支持了这样计划,最后初步用在了“JAST (联合先进攻击技术)”计划之中。

1994 年 1 月,美国国防部建立了一个联合军种组织,即联合先进攻击技术 (JAST) 计划组织,确定研制用于未来战术飞机的武器系统和任务技术。该计划的目标是给下一代战术飞机的研制进行技术储备。为了实现这个目标,联合先进攻击技术计划组织与宇航工业部门和美国空军以及美国海军的科学技术组织一起确定了联合先进攻击技术计划的研究,选择了四种技术作综合评估。这四项技术包括:多电飞机技术、机电系统综合技术、先进飞机管理系统和先进固定面积喷管技术。通过综合方法,将这四种技术的最佳特性结合,在 JAST 项目的时间框架内可以获得具有革命性的技术特性以及可观的收益。

联合先进攻击技术计划办公室建立了一个美国空军和海军的联合研究计划,即联合先进攻击技术综合机电系统技术 (J/IST) 验证项目计划。该项目就是要推动完成使综合机电系统技术成熟的一些必要的研究活动。联合先进攻击技术综合机电系统技术验证计划就是要让工业和政府决策者确信综合机电系统技术会使寿命周期成本降低,提高战斗能力。

J/IST 验证系统计划共包括对 JSF 计划中的 56 项技术进行试验验证,并最终集中进行四种飞机级的飞行验证来检验 JSF 所需的综合系统技术。这四种飞机级的一体化技术项目包括热能量管理组件 T/EMM 系统和供电系统。T/EMM 系统的飞行试验将单独验证 8~10 种 T/EMM 系统的运行模式,然后与普惠提供的、与未来 JSF 可能选用的发动机进行一体化工作,并再进行试验验证,以评估该 T/EMM 组件在整个 JSF 飞行包线内的运行模式和瞬态响应。

多电飞机技术最关键的是功率电传作动器,用以代替传统的液压作用器。事实上,功率电传作动器项目从 1981 年就开始启动。主要的飞行试验计划有 C-141 飞机功率电传作动器的飞行试验计划、C-130 电作动系统计划以及联合攻击战斗机/综合公共设备系统技术验证计划等。其中最早的一项飞行试验是在 1986 年首次试飞的。90 年代初,以美国空军为主,多电飞机计划 (MEA) 开始实施,该计划涉及发电、容错配电、电力管理、电防冰、电刹车、电力传动和发动机等诸多领域。

根据 EPAD (电力传动设计) 计划,美国 NASA、美国空军、美国海军于 90 年代中期选用 F/A-18 为试验机,实施 EPAD 验证计划。EPAD 的目的是验证功率电传作动系统。如果试飞验证成功,功率电传作动系统将取代传统的液压传动装置,并最终淘汰飞机上的集中式液压系统。

为此目的在 NASA 的 F/A-18SRA 系统研究机上,把左副翼上的标准液压作动器用 EMA 代替,并完成 SRA 飞行包线内的全部飞行,记录了各种数据,对左右机翼上的 EMA

和液压作动器的全部性能作了比较。飞行试验结果表明 EMA 的性能非常接近所替代的液压作动器。

20 世纪 90 年代, 在 AFTL/F-16 上开展了为联合攻击战斗机 (JSF) 开发的 J/IST 验证试飞工作。AFTL/F-16 验证了热能量管理组件 (T/EMM) 和包括 270V 直流电源以及分布式液压系统等新技术综合。AFTL/F-16 的 J/ISF 计划证明了与使用常规机载机电系统的 F-16 相比, 使用综合机载机电系统的 F-16 所获得的效益是非常显著的。

以后勤保障为例, 现在 24 架 F-16 的保障设备需要 16 架 C-141 大型运输机来运输, 而通过使用机电系统综合技术, 原先用于 F-16 的大部分地面保障设备都可以省去。

随着机电系统综合技术的反复验证, 证明与使用常规机载机电系统的 F-16 相比, 采用综合机电系统技术的 F-16 的子系统零件数量可望减少 40%, 因此采购成本降低了 3% ~ 5%; 由于减少了维护需求和零件数量, 使寿命-周期成本节约了 3% ~ 4%; 飞机最大起飞重量减少了 5.5% 以上; 飞机体积缩小了 9.1%; 航程增加了 20%。图 11-22 为 AFTL/F-16 验证平台, 它为 JSF/F-35 的研制成功打下了坚实的技术基础。



图 11-22 AFTL/F-16 先进技术综合试验平台

美国在第四代战机的研发过程中, 在 80 年代初期就提出了超级组合动力装置 (SIPU) 研究发展计划。在 1986 年中期, 以 AFTL/F-16 作为技术验证飞行平台, 进行了大量试飞验证 (包含驱动 270VDC 电源系统), 所得结果直接用于 YF-22 飞机上所装组合动力装置产品的研制上。该产品在 YF-22 飞机的试飞过程中取得良好的效果。

为进行电力和作动系统的飞行试验, 洛克希德·马丁公司还专门改装了一架 F-16 战斗机, 机上的集中式液压系统将被 270V 的 J/IST 主发动机 S/G、串列双套 EHA 以及 270V 的供电系统部件所替换, 所有 5 个主飞行控制面的液压作动器将替换为 EHA。洛克希德·马丁公司的 F-16 功率电传技术验证机于 2000 年 10 月 24 日首飞, 这是第一架装有全电飞行作动器, 并且没有机械备份的飞机。这套功率电传系统是为了 F-35 研制的, 但是 F-35 的概念验证机 X-35 首飞时并没有使用电作动系统, 而是使用 AFTL/F-16 平台试飞验证的电

传系统,以降低技术风险。

EPAD 试飞计划总共测试了三种型号的电力作动装置。测试时每种型号的作动装置都要经过 24 项测试项目,每个项目持续约 1h。F-18SRA (图 11-23) 试验机上的电力作动技术验证试飞,为美国空军多电飞机计划奠定了基础。



图 11-23 F-18 系列研究机

11.6.2.4 防护救生装备系统试飞验证平台

防护救生系统的试飞验证主要是针对飞机机动飞行状态下火箭弹射座椅的舒适性、约束效果、操纵可达性以及飞机制供氧系统的性能、个体防护装备的性能等进行飞行试验验证。应急救援情况下的试飞验证,主要是对火箭弹弹射座椅的性能、个体防护装备(主要是头盔、面罩等)的防护效果和应急氧气系统的功能进行验证,一般在专用空中弹射试验机上进行假人实际弹射。

通常除了飞机运动参数的记录外,弹射试验的假人身上要安装专门的测试系统,测试记录人体的各种相关数据,如过载、应力等,同时还要对座椅弹射轨迹,人椅分离姿态和容差等进行外部参数测量,以便对人机相容性、人椅相容性、椅机相容性等进行分析。

马丁·贝克公司在 20 世纪 40 年代末研制弹射座椅之初,就建造大量的试验设备,其中,位于德汉姆总部西北部的查尔格罗夫试验场有一个专用机场,经过改装的“流星”空中弹射试验用飞机(图 11-24),可以进行 834km/h 的空中弹射试验。目前国际上大量装备 MK10、MK12、MK14、MK16 系列弹射座椅均在该试飞验证平台上进行了大量的弹射试验,包括相当数量的真人弹射试验。自 1946 年 7 月首次真人弹射试验以来,仅班尼林奇就在“流星”空中弹射试验机上完成了不少于 16 次的真人空中弹射试验,为马丁·贝克公司弹射座椅的高可靠性奠定了坚实的基础。



图 11-24 马丁公司的“流星”空中弹射试验机

成立于 1917 年的英国飞机和军械试验院，也拥有用于弹射座椅空中弹射试验的堪培拉弹射试验机，该试验机为前后串座，后舱为试验舱，并且试验舱空间较大，可以并排安装两个试验座椅。机上共安装 10 台相机，相机分长短焦距，两个一组分别布置在五个地方：左右机翼各两台、尾翼两台、弹射试验舱四台。试验时，还采用编队飞行摄影和地面经纬仪测量，共同完成弹射试验的测试任务。

俄罗斯的防护救生装备一直独树一帜，这与其完备试验手段是分不开的，例如，米高扬设计局早在研制米格-15 飞机时，就将一架别-2 轰炸机做了改装，在机身尾部的射击设计员座舱内装上弹射座椅，进行了空中弹射试验。俄罗斯还用安-12 飞机改装成低速弹射试验机，该弹射试验机，不仅可向上弹射座椅，而且具有旋转弹射试验舱，可以在不改变飞行状态的情况下进行向下弹射。“土星”联合体研制 K36 高性能弹射座椅，通过米格-25 飞行试验室完成了高度 5500m、马赫数 2.5 的高速弹射试验（图 11-25），从而用实际数据证明其良好的高速防护性能。



图 11-25 俄罗斯的米格-25 飞行实验室

美国的防护救生装备一向以高技术、高性能为目标,早在 1984 年,波音公司就与美国空军开始了针对未来高性能战斗机的新型弹射救生装置的研制计划——CREST 计划,该计划对弹射救生装置提出了全新的要求,主要包括:连续控制技术、先进矢量推力控制技术、独特的高速气流防护技术、生命威胁评估逻辑线路等,所有这些新技术都必须依赖完善的实验加以验证,尤其是先进矢量推力控制技术,该技术具有实时改变人椅系统飞行轨迹的能力,如图 11-26 所示。



图 11-26 美国 CREST 计划轨迹控制想象图

美国拥有众多的弹射试验飞机,例如, B-29 低速弹射试验机、F-4 高速弹射试验机。F-4 高速弹射试验机可以进行试验高度 12000m、马赫数 2.3 的高速弹射试验,在高度为 300m 时,试验速度可达 1125km/h。美国的 NASA 曾用一架专门改装的 YF-4J 飞机进行弹射座椅的空中弹射试验。英国马丁公司的弹射救生装备的高速空中弹射试验也用美国的 F-4 高速空中弹射试验机进行。图 11-27 所示的是美国海军海战研究中心武器分公司在加利福尼亚中国湖进行的弹射试验。



图 11-27 美国的 YF-4J 空中弹射试验机

11.6.2.5 其他试飞验证计划

除上述的试飞验证项目外,世界上还有许多其他机载系统试验验证机项目,这里仅对美国其他验证项目做些简介。

(1) “宝石柱”计划试飞验证平台

“宝石柱”计划是 80 年代中期由美国空军莱特实验室提出的先进的综合航空电子系统计划。这个计划与美国空军的先进战斗机(ATF)直接相关。它的主要目标是:

- 将航空电子系统按功能划分为几个标准模块,以增加容错冗余,系统重构能力和适当的降级工作能力;
- 增加航空电子系统的综合化水平,从而提高信息的关联性、准确性、容错能力和传感器资源共享,同时减少对冗长传感器的需求;
- 提高功能可用性和任务有效性;
- 将超高速集成电路(VHSIC)元件技术用于高速处理和总线接口,将高可靠性的元件级自测试能力用于方便和准确的在线错误隔离;
- 采用高速(50Mb/s)宽频带的光纤多路数据分配总线;
- 使用海量存储器进行大量数据存储及数据备份;
- 降低航空电子系统的费用。

“宝石柱”计划系统包括机电子导航、飞行控制、目标捕获和传感器数据合成(数据交联和融合)、武器管理和综合化座舱显示系统,整个系统的功能和重构边界划分为三个区,即:任务管理区、传感器管理区、飞行管理区。

(2) 综合通信、导航和识别航电(ICNIA)计划试飞验证平台

ICNIA 计划的目的是由美国三军联合研制一种高度综合化和数字化的航空电子系统。它的概念是用标准化方法把外场可更换模块(LRM)划分为数量少、资源共享和可重构的通用模块类型。这些模块分为射频组,信号处理组和数据处理组,并可在软件的控制下实时组合完成通信、导航、识别和其他各种功能,关键模块有余度备份。采用这种通用模块可使 ICNIA 处理机的体积减小 5/6,重量减少 3/4。

(3) 综合电子战系统(INEWS)计划试飞验证平台

INEWS 计划的目的是由美国空军和海军为下一代军用飞机联合研制综合核心航空电子和任务电子战系统 INEWS 可防御雷达发射的连续波、脉冲、微波和毫米波以及激光和电光/红外信号对航空电子系统的干扰。它由导弹告警系统、激光告警系统、雷达告警系统和先进的投掷装置等组成,INEWS 的主要任务是接收、鉴定和处理发射源的告警信号,并根据干扰信息库中欺骗性和投掷式干扰方法启动响应信号,最后产生回避机动或其他飞机协同干扰的指令数据。

INEWS 是能自检测、容错、故障弱化和抗战斗损害的航空电子系统,它不是一个装在飞机中的黑盒子,而是一套相互联系具有特殊功能和物理特征及接口的模块和系统。由于采用了光纤作为传输介质而获得了高抗电磁干扰能力,减轻了重量,提高了速度和容量。

(4) 高压液压系统试飞验证平台

35MPa 高压液压系统已经用于空客 A380 和波音 787 飞机,21~35MPa 的变压力液压系统(双压力)已在 F/A-18E/F 中采用。为验证压力提高后液压系统的变化,1978 年 4 月,利用 T-2C 教练机进行验证试飞。T-2C 原来的液压系统经过了改装,56MPa 的液压系统

只用于横向操纵。其中右发动机上的 21MPa 液压泵仅提供升降舵、起落架、拦阻钩、减速板等操纵所需的液压功率。原来左发动机上的 21MPa 液压泵由 56MPa 液压泵代替, 21MPa 液压副翼作动器也改为 56MPa 的作动器。原有的油箱及供油导管不变, 为 21MPa 和 56MPa 两种系统所共用。

飞行试验总共 11.5 小时, 56MPa 系统未发生任何故障, 驾驶员反映良好。56MPa 系统的工作特性与 T-2C 飞机上原来的 21MPa 横向操纵系统很相似。油液温度正常, 压力脉动很小, 产生的油液污粒也很少。后来又进行了 10h 的 56MPa 液压作动器操纵的方向舵飞行试验, 试飞结果令人满意。

地面方向控制的研究在国外起步较早, 是一项成熟的技术。英国的“EAP”和欧美的研究机构在 20 世纪 80 年代就已经开始进行前轮转弯的综合控制系统试飞验证。美国空军和波音军用机公司于 1985 年进行了综合控制模拟试验, 仅使用飞机上产生的信号和设计要求, 所需信号和可提供的控制都可以利用现有机载设备。着陆进场时, 飞行员根据输入所期望的跑道方向以及预定的摩擦条件, 使飞机在自动控制状态下进入着陆滑跑。当飞行员要转离跑道时, 可以断开自动系统, 手动控制飞机。

(5) 电子类产品试飞验证平台

1987 年, B-2 战略轰炸机的 APQ-181 相控阵雷达安装在 KC-135 试验机上进行雷达的空中试验, 经过 4 年左右的空中验证试飞, 使该雷达在功能、性能和关键技术进行了充分的验证。1991 年装有 APQ-191 相控阵雷达的 B-2 (AV#2) 飞机首次飞行, 到 1996 年才完成全部航空电子系统的飞行试验。

诺斯罗普·格鲁门公司有一架 BAC-111 客机作为雷达试验机, 用来对处于原型机阶段的雷达进行原理验证飞行。F-22 的有源相控阵雷达 APG-77 就是在这架飞机上进行验证试飞的。而 F-35 的航空电子系统综合试验和 APG-81 雷达的试验也是在 BAC-111 雷达试验机上进行。通过大量的飞行试验早期发现、排除 F-35 航空电子系统和雷达设计过程中的硬件和软件问题, 极大地降低了飞机研制风险。

(6) 综合环境控制系统试飞验证平台

美国海军的 EEECs (能效环控系统) 计划选定 P-3 侦察机作为综合环境控制系统的验证平台。EEECs 于 1982 年 9 月开始实施, 到 1985 年 9 月结束。全计划共分五个阶段, 分别验证定速运转的蒸发循环压缩机和 270V 直流电源驱动的变速蒸发循环系统。飞行试验中收集的数据表明系统的性能和设计一样。尽管在前两次飞行的初期都发生多次停车, 但是, 重启后都能正常工作, 整个飞行试验的过程中, 座舱温度都是舒适的 (23~27℃)。

该计划验证了蒸发循环系统能够在飞机上成功地运行, 并能够提高航空电子的可靠性, 节省不少的功率。

11.6.2.6 中国试飞验证平台研发情况

国内在试飞验证机的设计、制造和使用等方面已经积累了不少的经验。在航空发展和飞行试验过程中已经使用了近 20 种各类飞行试验验证机, 其中典型的有: IFSTA 空中飞行模拟试验机、“飞豹”应急动力系统 EPU 专用吊舱试验机、歼教 6 弹射救生试验机、运 7 电子试验机、运 8 雷达电子试验机等多种飞行试验平台。具备了建立机载系统/产品研发试飞验证平台的技术和物质基础。为军工产品科研成果的工程转化和促进技术成熟方面发挥了不可忽视的作用。其中运 8 型雷达电子试验机作为雷达飞行试验平台, 有以下技术特点:

- 良好的雷达试验环境：试验机内部空间大，不仅可满足不同雷达的改装要求，同时也可加装大量的试验支持设施，以满足不同雷达的使用要求，具有较好的通用性。
- 完善的测试和调试条件：机载产品通常需要经过调整试飞，待性能稳定后方可开始定型或鉴定试飞。由于现代雷达技术的复杂性，使得调整试飞的难度和周期大大增加。而试验机由于得天独厚的条件，可以加装大量的专用测试设备，同时工程师可直接上机参与调试工作，这些都为雷达调整提供了优越条件。
- 更长的留空时间：飞机采用的成熟技术，可以使其保持较高的出勤率，同时试验机留空时间长，在一个飞行场次中可完成更多的试飞科目，极大地缩短了雷达试飞周期。
- 有良好的人机界面：不但保证试验人员对被试系统和测试系统的操作，而且保证试验人员对配试目标机的监控和调度。

11.6.3 机载系统试飞验证平台的作用

纵观国外机载技术试飞验证平台情况，结合我国机载技术的发展，机载系统试飞验证平台的作用如下：

(1) 机载系统新技术发展必须经过试飞验证

机载系统的测试首先是在地面上进行。由于机载系统的发展，机载设备越来越多，系统越来越复杂，地面试验可完成的检验相当有限。例如，为了验证综合航电火控系统各设备、各传感器是否能协调工作，共同完成复杂的功能，有必要在原型机试飞之前，将地面综合好的航电火控系统放在空中进行测试，为系统提供一个动态的，真实的飞行环境。在试飞验证平台进行系统的试飞，可以大大减少该航空电子系统在型号飞机上的试验时间。

按照科研流程，首先对关键技术进行建模仿真，并在射频仿真实验室进行相关的试验研究。但鉴于实验室条件的限制，以及目标特性、杂波特性、电磁环境等仿真模型局限性，实验室研究与空中试飞试验相比还有较大的差距，必须通过空中试飞这样的真实的试验环境进一步验证和研究，从中找出产品设计过程中存在的问题，并进行改进和完善，以提高关键技术和产品的性能、成熟度和实用性，满足战技指标要求。

在真实的环境中，常伴有各种干扰，目标也会出现抖动、闪烁、机动、间距密集、交叉飞行各种情况，使传感器出现虚警、漏警，导致探测数据不完整、不精确、模糊、甚至有假跟踪航迹，这种干扰和动态特性对传感器造成的影响在仿真或地面试验中是不能获得的。为全面验证、评估机载各传感器以及数据融合/传感器管理系统的功能性能，有必要进行试飞验证，使系统设计人员和软件工程师在空中实时搜集数据，发现问题，迅速分析，修改软件。

机载系统对大气数据系统的要求也在不断提高。如此高的精度要求，仅靠地面静态校准是无法保证的，总压、静压、迎角、侧滑角、总温实际使用是在空中和动态条件下，只有靠精确的试飞校准，得出全马赫数、全高度范围的误差曲线（校准曲线），由机载计算机进行修正，才能达到指标要求。

对机载系统/产品的研发工作，如果在主机机型确立以后再确定机载系统/产品的研制方案，机载系统/产品的研制深度和研制进度受到主机研制进度的制约。机载系统/产品一方面不能在机载设备研制的前期阶段进行试飞试验，技术问题无法在早期暴露发现，随主机试飞后，一旦出现问题，重则影响飞机安全，轻则也会对总体试飞工作造成影响，加大主机的工作量。

作难度；另一方面，随总体试飞时，对具体机载设备针对性不强，试飞试验考核内容不够全面、深入，量化指标不具体，不利于把握机载设备真实的能力、水平，不利于发现产品问题，不利于其技术发展和提高。建设机载系统/产品试飞验证平台，可让机载设备厂（所）全力地进行产品预研工作，以使机载产品研发工作提前于主机的研制，整体上缩短主机的研制过程。

（2）加快机载产品研发，促进成果转化

当今航空机载系统技术的发展和产品的更新换代非常快，而试飞验证又是迭代周期最长的环节，例如，一型新雷达的验证试飞可能需要2~4年周期，如果没有通用的试验平台，或临时寻找和改装验证平台，必将严重阻碍了航空机载设备技术的发展，最终将成为航空发展的瓶颈。通过飞行试验验证各项科研成果、新技术、新系统及其分系统的成熟程度和应用于武器装备的可能性以及节省费用的潜力。在空中真实飞行的条件下，一旦验证的新系统、新能力获得成功，系统就具备一定的工程能力，可尽快转入型号工程研制。

民用飞机的机载产品有适航性验证的要求。民机产业想要进入国际大市场，就需要研制过程中进行大量的适航认证试飞试验（TSO验证）。机载产品研发试飞验证平台的建立，可以为机载设备厂（所）提供试飞试验的场所，可以在适航认证工作前做大量的准备和积累，甚至可使这些产品提前得到的适航认可，及早投入市场，供各主机选用。

（3）新型号机载系统研制必需的环节

新一代型号飞机的机载系统技术跨度大、新成品比例大、综合化程度高、要求研制周期短，前期如果不投入较充分的试验机进行验证试飞，型号研制会遇到的麻烦是不言而喻的。而机载系统的工作性能与其他机上系统和飞行环境密切相关，因此必须在真实大气和硬件环境下进行广泛的试验，以验证和测试机载系统设计要求。

现代机载系统的结构体系发生了很大变化，如新的供电体制和制冷技术；航电系统则由主模式管理发展为分区管理等，功能、性能有了大幅度增加和提高，新技术新原理有了重大突破，例如：

- 齐平式大气测量系统；
- 各种新型功能总线；
- 远距、多信道、大容量、通信能力；
- 远程高精度综合导航能力；
- 智能化的座舱人机交互界面；
- 综合电子战能力；
- 远距单目标和多目标攻击；
- 近距全向、大离轴、过失速机动攻击；
- 空面精确打击；
- 多机编队协同作战；
- 联合体系作战；
- 多传感器信息获取、融合、管理和目标识别能力等。

机载系统结构的变化和能力的提高，带来了研制风险的加大和软件开发的复杂性。单个设备的运行良好和基于各种假设的地面仿真试验，无法从根本上解决机载系统在真实空中飞行条件下诸如大气、地杂波、电磁、振动和人机交联等综合因素作用下才能暴露和必须解决

的问题。化解风险的措施之一就是贴近真实环境的验证试飞。

大型客机对航空技术是一个新的挑战,其中航空电子技术是非常重要的组成部分。与战斗机相比,大型客机航电系统有其特殊性,尤其是通信导航、交通管理、人机界面、防冰除冰、雷电防护,以及安全可靠、环境舒适性、技术成熟性等方面有更高的要求,同样需要领前试飞验证。

综合起来,机载系统试飞验证平台的作用可归纳如下:

- 用来研究和解决通过其他手段(如地面模拟试验、理论分析、数值计算等)所无法研究和解决的问题,通过机载系统试飞验证平台的飞行暴露理论分析和设计中没有发现的问题。
- 使试飞员真实感受新技术对飞机性能及任务能力的改进程度影响,参与新技术研发,并进一步挖掘新技术的潜力。
- 试验结果数据可用于支持实验室建模和设施验证,进一步优化和完善虚拟试验、建模和仿真技术等手段,提高地面仿真结果的可信度,极大地节省人力、物力的费用。促进设计技术、试验和测试技术的发展,包括设计工具、试验设施、建模方法、试验方法和检测方法等。
- 机载系统试飞验证平台可以验证全系统的功能、性能、完整性以及系统综合集成技术和系统样机的设计水平。加快技术及早转化为工程能力,为新出现的重大关键技术攻关提供技术验证支持,带动和促进相关技术的发展。
- 机载系统试飞验证平台的建立,可为大型民机机载设备和分系统进行领前的、独立的适航取证试飞。
- 机载系统试飞验证平台将大大减少飞机机载系统/产品的研制成本,缩短机载系统/产品的研制周期,降低了机载系统/产品在新机型中应用的风险。
- 对新系统和新产品在验证平台上的试飞,可以摸索新的试飞方法、测试和数据处理方法,培训试飞员和技术队伍,为型号飞机设计定型和适航取证试飞积累经验。

11.6.4 机载系统试飞验证平台的研究内容

根据当前航空技术和航空工业发展的情况,机载技术试飞验证平台上开展的相关研究和试飞验证工作很多,主要内容简述如下。

(1) 航空电子综合飞行验证和测试

主要包括系统综合与集成、综合显示/瞄准/任务管理系统、先进数据管理/数字地图系统等。

(2) 武器火控系统试飞验证

主要包括超视距攻击与防御、多机协同和多目标攻击、近距全向攻击、空面精确打击、作战任务规划、武器制导(电视制导、激光制导、指令制导、网络制导等)技术验证、空中模拟靶试等。

(3) 飞行控制系统试飞验证

主要包括飞控系统控制律算法验证、余度管理和模态转换验证、边界控制(包括飞行包线、过载、迎角、速率等限制验证)、大迎角/过失速飞行特性以及民机放宽静稳定性、机载载荷减缓、突风缓和、乘坐品质控制等主动控制技术和民机非相似余度技术等。

(4) 传感器及其他设备验证和测试

主要包括机载有源相控阵雷达技术、孔径与射频综合技术、目标识别和定位技术、抗电子干扰与反隐身技术、导引头技术、光电瞄准、齐平式大气数据等。

(5) 综合电子战系统验证

主要验证对敌机雷达和防空体系雷达进行告警的功能、验证紫外和红外及导弹发射逼近告警等功能、目标识别功能、对有源干扰系统的管理能力以及多信号干扰能力功能等。

(6) 通信导航与识别 (CNI) 系统验证

主要包括通信功能、导航功能和敌我识别功能等。

(7) 环控系统试飞验证

主要包括蒸发循环制冷系统技术、抗过载高速——变速电机设计技术、抗飞机机动过载的高效蒸发器和冷凝器技术等。

(8) 第二动力系统试飞验证

(9) 防护救生系统试飞验证

一般在专用空中弹射试验机上进行假人实际弹射。在机动飞行中应进行不同姿态、不同过载试飞验证。

(10) 机轮刹车系统试飞验证

包括全电刹车数字防滑控制系统的滑行刹车试验、多支柱多轮起落架系统的着陆过程综合控制试验等。

(11) 民机航电设备的技术验证和适航性验证

主要包括飞行管理系统、中央维护系统、发动机指示和机组告警系统、电子飞行显示系统、近地告警系统、空中防撞系统、防冰除冰系统和风切变雷达技术验证等。

11.6.5 多机协同攻击/防御信息网和数据链系统演示验证

(1) 技术概念

随着信息时代的到来,空、天、地、海、磁五位一体的体系对抗已成为未来发展的趋势,战争模式也从平台为中心向以网络为中心转变。航空电子系统作为各种作战飞机的信息平台与火力指挥控制中枢,是网络中心战的信息网、探测网、作战网和指挥网的有机组成部分,是指挥、通信、控制、计算机、杀伤、情报、侦察与监视联合作战网络的关键节点。发展和装备飞机与飞机、飞机与地面、飞机与武器及飞机与卫星互联、互通和互操作的信息链路,是快速提高航空装备整体作战效能的倍增器。

从试飞验证的角度出发,其技术重点和难点主要体现为:

- 多机协同、编队和综合指挥、引导、作战规划和效能评估技术;
- 中远距精确制导武器的数据链制导功能和性能试飞评估技术;
- 飞行间数据网截获概率试飞评估;
- 复杂信息环境下的数据传输能力、抗干扰能力、保密性及其可靠性等指标的试飞评估;
- 大型民用机场和未来民用航空交通管理中的指挥、引导、监视、管理和航路分配等。

(2) 国外发展情况

美国 F-22 配置了内部数据链、联合战术信息分配系统 (JTIDS) 数据链和敌我识别数

据链系统, 机间数据链 (IFDL) 使所有的 F-22 飞机在不使用语音通信的情况下, 能分享飞行中的目标和系统数据。F-35 在 F-22 的基础上, 进一步对数据链通信天线、处理单元和软件进行了综合优化, 实现了智能管理进一步对数据链通信天线、处理单元和软件进行了综合优化, 实现了多波段、多模式的无线电信息通信, 形成了战术数据链、JTIDS、战术因特网 (TI), 将双机、机群, 甚至地面指挥中心、前沿观测站、地面部队、舰队、卫星等连成巨大的信息网络, 实现了实时、自动、保密、抗干扰地交换信息、发布命令、发送控制信号, 以致产生了全新的作战思想和战术。美国这种优势是以大量的投资和长期的研制和试验为前提的, 其目的是为了控制现代战争的速度及复杂性, 使军事指挥人员获得空前的态势感知。

美国协同交战能力 (CEC) 的第一次技术演示在 1989 年进行, 开发性试验在 1993—1994 年进行, 舰载型设备的初始作战能力于 1996 年在“休城”和“维克斯堡”巡洋舰上实现, 这两艘巡洋舰试验了涉及不可靠跟踪数据的问题。1997 年 7 月, 在两栖攻击舰“黄蜂”号上进行舰载设备的初始作战试验和评估期间, 当舰上的操作手同时操作先进作战指挥系统和战术数据链时, 遇到了很大的互操作性困难。在控制台上, 操作手对不一致的数据、警报和识别冲突无所适从。1998 年初, 在“休城”和“维克斯堡”巡洋舰上进行的 CEC 与宙斯盾系统的试验出现了类似的互操作性和作战系统问题。CEC 的机载型设备于 1995 年进行了空中开发试验, 并于 1998 年在 E-2C “鹰眼”预警机上进行了飞行试验。

在后来的多次试验中, 综合问题逐一得到解决。而且在 2000 年 9 月和 12 月又进行了一系列海上试验, 演示了装备和 CEC 的驱逐舰、巡洋舰、航母、两栖战舰以及飞机在内的实际战斗群可操作性。2001 年 5 月, CEC 进行了作战鉴定, 8 月发布了作战鉴定的结果, 目前, 已有几十个 CEC 系统在美海军中使用。为了进行试验, 这些系统部署在各种不同的平台上, 其中包括“提康德罗加级”、“阿利·伯克级”、“尼米兹级”、“黄蜂级”舰艇和“鹰眼”飞机, 以及陆基设备 (“爱国者”) 等, 美海军预计将大约 200 个平台装备 CEC。可见美国在该项技术的研究和发展, 经历了十多年的试验、试飞和改进。

(3) 试飞验证方案

多机协同攻击/防御信息网和数据链系统的研制和试验试飞验证是航空电子系统发展的必由之路。进行这类试验试飞的方法是利用现有飞机和空地通信设施改造和改装新一代数据链传输设备, 构造适当的信息网、探测网、作战网和指挥网系统技术演示和验证的飞行和信息平台。

作为单机或网络节点的飞机可作为航电系统综合化技术验证的飞行平台, 验证内容包括核心处理技术验证、综合驾驶全景显示技术验证、头盔视听说综合技术验证、综合光电通信导航、制导技术验证等, 尽可能实现一机多用。多机协同攻击和防御信息网和数据链演示验证技术研究以当前已有的多种飞机为基础, 适当改造和增加一些地面指挥、通信、干扰设施, 联合各部门在系统集成、研制、试飞和保障方面的优势, 确保项目的可执行性。

必要时可通过空中飞机平台和地面站中转传递, 或制造仿真信息, 包括威胁模拟和友机支援等信息参与体系试飞验证, 形成空空、空地、空海数据链系统和产品验证试飞的基本环境条件, 实现通信端机数据传输的速率、带宽、距离和可靠性等基本技术要素的试飞评估和鉴定。

采用试飞测试多信息源融合技术, 解决数据一致性和精确性以及时统的问题, 达到满足

新一代传感器产品和战术信息系统精度试飞和验证的要求；采用 iNET 增强遥测综合网技术，提高遥测传输率，提高中心站信息综合能力，实现全场域、全区域乃至更大范围的信息综合和资源分配。

通过基于三维的假定路线与合成路线的多目标、信息和轨迹管理和分配技术，大幅度改善和提高试飞和演示验证的技术和水平。并在此基础上进一步实现复杂信息环境下强对抗模式的多机协同攻击和防御信息获取、筛选技术和对抗策略的试飞评估；综合引导、指挥技术和作战思想的研究，实现包含武器在内的系统网络节点互操作、互探测系统的演示和验证。

选择一架大中型运输机作为中心指挥机和测试机，选择具有先进航空电子系统的若干飞机，在飞机上改装和落实数据链通信端机设备，在地/海面设置台站，即可实现同型战斗机之间、异形飞机之间、指挥机与战斗机群之间以及空中与地面站之间的数据链通信与显控。利用运输机的装载空间优势，可安装数据链系统的测试、仿真显示和控制设备，允许试飞、研制和指挥引导的技术人员直接参与和实时监视数据信息的形成、传输和接收应用的过程。

所谓多机协同包括有人机、有人机和无人机，以及无人机与无人机之间的协同。

利用数据链实现各型飞机空中、地面和海面目标交接的功能，其精度和实时性是系统的重要指标，通过试飞测试多信息源融合技术实现数据链系统指标的评估鉴定。通过基于三维的假定路线与合成路线的多目标、信息和轨迹管理和分配技术，实现综合引导、指挥和作战思想的研究，实现互操作系统的演示和验证，进行基于实现信息和先验信息的敌我态势评估，实现多目标攻击策略和我机逃逸航线研究。复杂信息环境下的数据链传输涉及到抗干扰、保密等技术，在试飞中，通过辐射干扰信号源实现抗干扰模式和能力的试飞评估。

应该指出，网络体系作战试飞是一个庞大的全局系统工程，这不是试飞工程师可以掌控的试飞验证项目。但是，作为体系中的要素、节点和单元，飞机本身参网组网功能和性能必须得到相应的验证。这就要根据现实条件，包括机种和数量，试飞场地和协同试验的设施，抓住关键技术，制定切实可行的多机协同攻击/防御信息网和数据链系统演示验证试飞方案，这是试飞工程师的职责。

11.7 本章小结

(1) 试验研究机分为探索性研究机、技术验证机和空中实验室。作为航空科技发展的重要手段，试验研究机引领着航空科技发展，孕育了一代代新机的诞生，促进了航空新技术和新产品的成熟。自第二次世界大战以来，世界上各航空大国无不拥有大量的试验研究机，它们的研究成果为航空科技和航空工业的发展做出了巨大贡献。

(2) X 系列研究机的发展取向往往代表着世界航空航天最前沿的概念和技术。其中最著名的有 X-1 突破声障，X-15 实现有人驾驶的临近空间飞行，X-29 重新启动前掠翼研究，X-31 过失速机动战术应用，X-36 无尾飞行器的探索，X-43 高超声速计划，X-45 和 X-47 无人作战飞机的起步，以及 X-51 高超声速飞行器中引气冲压发动机持续工作的成功等，它们大部分都具有里程碑的意义。

(3) 空气动力是航空航天技术发展的先行学科，风洞试验和 CFD 必须与气动力飞行验证相结合。气动力试验机应着重于雷诺数影响、尺寸效应、飞机/发动机一体化、超临界机翼、高升力多段机翼、大迎角、声爆和流动控制等方向的试飞研究，因为这些方面风洞试验

难以给出精确的结果。

(4) 飞控技术的验证—试飞是试验研究机最活跃的领域之一,它包括空中飞行模拟和专用的飞控试验机。从试飞观点,飞控技术研究往往与飞行品质研究综合开展。世界上所有的电传操纵飞机没有不经过试验机领前试飞验证的。从美国飞控系统技术发展历史看,几乎每一项新技术都要经过反复的试验机验证,如 FBW、主动控制、大迎角、过失速机动、电操纵作动器、侧杆、光传、智能控制和综合控制,等等。美国空军的每一种新机都要经过空中飞行模拟。美国航空科技在世界上领先,但先进飞控技术在型号上的应用始终是慎之又慎。

(5) 航空发动机是极其复杂的高技术产品,是集流体力学、热力学、结构力学和电子控制于一体的热能机械。为此新发动机研制过程中,除地面试验外,飞行试验是必需的环节,包括通用发动机飞行台上的试验和原型机上的试飞。因此所有航空发动机大国毫无例外地都拥有相当数量的发动机飞行台。通常发动机飞行台应该按发动机种类和大小不同进行分类,因此,一个航空大国仅有一二架发动机飞行试验台是不够的。在发动机飞行试验台上可以采取一定的技术措施,如进气加热等,可以扩大模拟的试验包线。

(6) 机载系统是现代飞机研制和试飞的重头戏,门类多、技术更新快。为了保证型号试飞安全,提高试飞效率,机载系统试飞验证平台不但必要,而且数量较多。美国波音 757 (FTB) 航空电子空中实验室的试飞验证伴随了 F-22 从方案论证到整机定型的全过程;美国全电飞机技术在 F-35 上的应用是经过了 20 多年和多项试验机验证计划取得的成果。当前网络体系作战的新模式给试飞验证带来了新的挑战,利用多机种平台,多试飞场地和设备进行多机协同攻防信息网和数据链验证试飞是一条现实的途径。

附录 I 典型的试飞员驾驶技术

试飞员驾驶技术不是一个单纯的操纵动作，它是一套从理论到方法的应用体系。其基本要素是：理解任务的目的，掌握试飞方法，熟悉任务成功的判据，了解影响任务的因素，把握试飞安全尺度。下面以战斗机试飞为例，以性能和飞行品质为基础，列举一些典型的试飞驾驶技术，在这个基础上，试飞员们可以根据自己任务需要增加和完善更多的内容。但作为一个合格的战斗机试飞员，下面列举的这些项目都是必须掌握的基本功。

1 滑行试验

1.1 滑行试验目的

- 飞机地面操纵特性。
- 飞机地面滑行性能。
- 外界条件影响，如风的影响、跑道粗糙度的影响、气候影响等。
- 初步检查系统使用性和性能。
- 检查低、中、高速滑跑特性，包括：
 - 速度控制；
 - 前轮控制；
 - 刹车控制；
 - 乘坐品质（振动等）；
 - 转弯灵活性和稳定性；
 - 起落架载荷。

1.2 滑行试验方法

- 慢滑。
- 刹车。
- 前轮操纵，刹车。
- 直线滑行：
 - 迅速偏离截获；
 - 精确保持直线，试验 PIO；
 - 风速风向影响。
- 转弯操纵。
- 加速滑行（150km/h）：
 - 高速滑行；
 - 减速刹车。

——滑行到 220km/h, 体会:

- 跑道特性;
- 纵向操纵效率;
- 横向特性;
- 偏航特性;
- 起落架特性;
- 方向舵贡献;
- 推力对俯仰力矩 C_m 影响;
- 初步空速指示。

——抬前轮和落前轮速度:

对抬前轮特性、抬前轮杆力和位移、PIO、轮载开关、前轮刹车、防滑和阻力伞等项目检查。

1.3 操纵品质任务和判据

在滑行中同样要进行飞行品质测试和评定, 评定判据是:

——迅速截获滑跑直线, 没有超调。

——直线保持精度: 对慢速和快速滑行、加速/减速/刹车条件下, 偏离 $\pm 1\text{m}$ 。

——保持跑道方向偏离 $\pm 2^\circ$ 和 $\pm 1/8$ 跑道宽度。

——前轮操纵: 按 PIO 评定标准。

1.4 可变条件

——飞机重量和重心。

——外挂载荷和构型。

——干跑道、湿跑道、积雪和结冰跑道。

——无风和最大侧风。

1.5 安全考虑

——系统动态。

——轮胎和起落架承载。

——速度对侧向过载 n_y 的影响。

——PIO 趋势:

- 前轮和偏航操纵;
- 抬前轮;
- 刹车、防滑操纵, 热刹车。

2 起飞试验

2.1 试飞目的

——试验起飞特性、起飞操纵和性能。

——外部因素影响, 包括跑道表面特性、风的影响、温度影响等。

——从松刹车开始, 推油门直到收起落架, 检查:

- 加速性;
- 偏航、横向和纵向操纵;
- 轮载开关对系统的影响;
- 飞控系统瞬态;
- 收起落架, CAT - C 到 CAT - A 的转换。

——试验结果:

- 控制律和程序;
- 起飞性能;
- 系统工作;
- 地面效应。

2.2 试验方法

——控制推力和纵向加速度 n_x , 刹车。

——用方向舵和副翼进行航向操纵。

——抬前轮, 注意:

- 速度可预测性;
- 建立希望的俯仰角;
- 对杆力、杆位移的响应;
- 飞机俯仰响应和稳定性。

——升空, 注意:

- 速度和迎角/俯仰角;
- 俯仰控制;
- 杆力、杆位移随飞机重量和地面效应的影响。

——加速:

- 起落架收起, 瞬态响应;
- 推力改变。

——地面监控参数:

V , n_x , P , Q , R , LGH (起落架), WOW (轮载) 等。

2.3 飞行品质试验和评定判据

——滑跑特性:

- 偏离跑道角: $\pm 2^\circ$;
- 偏离跑道: $\pm 1/8$ 跑道宽。

——抬前轮:

- 与预测的俯仰角偏差 $\Delta\theta = \pm 2^\circ$;
- 俯仰角保持误差 $\Delta\theta = \pm 1^\circ$;
- PIO 评定等级。

- 升空与加速: $\Delta\theta = \pm 1^\circ$ 。
- 起落架收起/推力改变: 不引起俯仰改变。
- 对每种构型试验和评定次数: 3。

2.4 改变条件

- 推力: 军用→最大。
- 气象: 高低温、风速风向、下雪天。
- 飞机重量与构型。
- 各种跑道面特性, 如粗糙度、干和湿、雪和冰。
- 场高。

2.5 安全考虑

- 加速判据。
- 起飞中断程序和决策。
- 俯仰几何尺寸限制 (如擦地角等)。
- 轮载开关、飞控、起落架和其他系统工作情况。
- 事故预防和告警。

2.6 配平特性

- 稳态飞行时, 任务参数无变化。
- 在希望的周期内, 飞机稳定, 确定:
 - 飞机性能;
 - 飞控系统特性;
 - 大气扰流的影响。
- 稳定平飞时:
 - 所有作用在飞机上的力和力矩都处于平衡。

3 纵向稳定性和操纵性: 慢加/减速试飞

3.1 目的

- 试验静稳定性, 速度稳定性, 配平稳定性。
- 飞控系统纵向静操纵性。
- 配平特性和要求。
- 静态飞行轨迹 (r) 控制。
- 沉浮特性。
- 杆力 F_s 和杆位移 δ_s 的连续性。

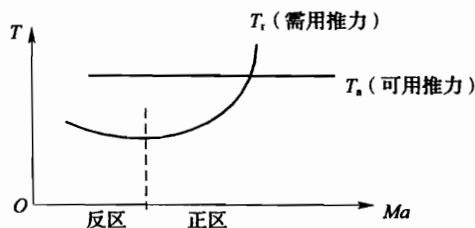
3.2 试验结果

- CAT - A 和 CAT - C 控制律。

- 配平过程控制。
- 杆力和杆位移。

3.3 试验方法

- 配平状态和配平评定：
 - 拉杆慢减速，松杆；推杆增速，松杆；
 - 减小推力增量，保持高度。
- “反区”影响：在“反区”飞行，检查发动机推力、俯仰力矩变化。



- 减速至慢车，到限制迎角 α_{lim} ，保持高度不变。

3.4 飞行品质评定飞行判据

- 高度变化： $\pm 20 \sim \pm 60\text{m}$ 。

3.5 改变条件

- 构型和重心，重量和阻力。
- CAT-A 和 CAT-C (α , Q , n_z 对控制律影响)。
- 飞控系统备份模态。

3.6 地面监控

- 飞行数据。
- 逼近飞行限制。

3.7 安全考虑

- 低速时迎角。
- 速度/马赫数限制（高速临时包线）。

4 纵向稳定性：短周期特性试飞

4.1 试验目的：试飞检查

- 短周期特性。
- 动稳定性，动态响应和阻尼（飞机增稳后的表观特性）。

- 飞控系统动态操纵性。
- 动态响应, 频率 ω_n 和阻尼 δ 。
- 增稳 SAS 和控制增稳 CAS 的贡献。
- 部分包线扩展: 载荷, 颤振, 极限环。

4.2 试验结果

- CAT - A 和 CAT - C 短周期特性。
- 操纵动特性。
- 增稳和控制增稳特性。
- 任务适应性。

4.3 试验方法

- 在不操纵情况下, 试验配平条件和精度。
- 倍阶跃: 快速输入, 幅值随飞行条件改变。
- 倍脉冲: 激励短周期频率 ω_n 。
- 地面监控: 平显上的俯仰变化, 迎角 α , 过载 n_z , 俯仰速率 Q 和俯仰角 θ 以及超调振荡次数。
- 正弦扫频: 等幅值, 频率增加范围 $1/3 \sim 3\text{Hz}$, 有时要求 $1/5 \sim 5\text{Hz}$ 。
- 监控: n_z , α , θ , δ_e 发散趋势。

4.4 改变条件

- 全包线。
- CAT - A 和 CAT - C。
- 飞控备份模态。
- 飞机所有作战构型。
- 所有典型作战剖面。

4.5 安全考虑

- 发散趋势。
- 迎角超限。

5 纵向操纵响应: 推/拉到给定的俯仰角

5.1 试验目的

- 对中等俯仰操纵的飞机响应。
- 评定初始机动响应和操纵性。
- 初步闭环品质评定。

5.2 试验结果

- CAT - A 和 CAT - C 的飞行品质。
- 飞控控制律：超前和滞后响应，杆力和杆位移特性。
- 飞控备份模态的限制和飞行品质等级评定。

5.3 试验方法

- 配平状态， $1g$ 飞行。
- 对“自然输入”，使飞机达到希望的 θ 、 g/Q 和 g 。
- 到达希望 θ 后，稳定和保持 θ 值，检查：
 - 预测性；
 - 精度；
 - 操纵性。
- 反向机动到希望的 θ 值，检查：
 - 推杆力；
 - $g < 1$, $\theta < 0$ 。
- 观察 F_s , g 和 $\dot{g}$, θ , 平显指示。

5.4 飞行品质评定要求

- 过载保持误差： ± 0.2 。
- 希望达到的 θ ：
 - 无过操纵；
 - 急剧操纵误差： $\pm 5^\circ$ ；
 - 稳态误差： $\pm 1^\circ$ 。
- 定性评定杆力和杆位移。
- 监控杆力、杆位移、俯仰速率 Q 。

5.5 改变条件

- CAT - A 和 CAT - C。
- 全使用包线，考虑 $V_c/M/H$ 的影响。
- 各种构型和重心，验证。
 - 每种任务的趋势；
 - 每种任务阶段的趋势；
 - 每种水平飞行状态的趋势。

5.6 安全考虑

- V_c 和 α 越限。
- $g \leq 0$ 的状态。

6 纵向操纵机动性试飞：收敛转弯

6.1 目的：检查

- 连续增加法向过载的纵向操纵性。
- 评定操纵力和操纵位移，线性度，连续性，协调性。
- 通过建立 g 和 α ，评定纵向特性。
- 机动中飞机的表观稳定性。
- 评定飞机的载荷和应力特性。

6.2 试验结果

- 杆力梯度 (F_s/N_z)。
- 杆位移梯度 (δ_s/N_z)。
- 飞控控制律： $F_s/\delta_s/\alpha/g/q$ 的特性。
- $\delta_s/g/\alpha$ 限制边界，抖振边界。
- 初步检查飞机机动性能。
- 载荷和机械限制。

6.3 试验方法

- 配平飞机：不操纵情况下的 g 水平飞行。
- 小滚转机动：约 $1.3g/40^\circ$ 滚转角。
- 以 $0.2g/s$ 速率增加法向过载。
 - 保持速度和马赫数；
 - 高度保持在 $\pm 600m$ 范围内；
 - 增加滚转角；
 - 增加推力至最大；
 - 当达到持续转弯时，增加滚转角和增加俯冲角。
- 达到预先确定的 g 和 α 。
- 恢复至水平飞行。
- 重复上述试飞机动。
- 监控 g , α , V , Ma , H 和试飞员语音。

6.4 机动要求

- 速度误差： $\pm 8km/h$ 和 Ma 为 ± 0.02 。
- 高度变化范围： $\pm 300m$ 和 $\pm 600m$ 。
- g 增长率： $(0.2 \pm 0.1) g/s$ 。
- 不允许推力突然改变。

7 纵向操纵机动：持续转弯

7.1 目的：试飞检查

- 等高、等速和等 g 稳定转弯。
- 在稳态机动中评定操纵特性，含杆力和杆位移。
- 对于每次任务，记录飞机性能。
- 检查操纵协调性。

7.2 试验结果

- 全包线的操纵性。
- $V-N$ 特性，转弯性能图。
- 完成任务性能的规范符合性和适用性。
- 最终确定杆力梯度 (F_s/g)。

7.3 试验方法

- 进入条件：
 - 规定的速度和高度；
 - 水平配平飞行。
- 滚转并拉杆到希望的 g ，用推力保持速度和高度，直到发动机军用和最大状态，利用平显进行组合机动。
- 稳定转弯 $5s$ ：
 - 高度和高 g ，低 α ；
 - 低速和中等 g ，高 α ；
 - 转弯速率；
 - 滚转的影响。
- 恢复水平飞行。

7.4 飞行品质评定

- 操纵协调性，精度，杆力，杆位移，滚转控制。
- 稳定参数：要求 $\dot{V}=0$ ， $\dot{H}=0$ ， $\dot{g}=0$ 稳定飞行 $5s$ 。
- 飞控系统操纵性参数，保持误差 $\pm 0.2g$ 和 $\pm 2^\circ \sim \pm 3^\circ$ 滚转角。

7.5 改变条件

- CAT - A。
- 整个作战任务包线。
- 典型任务构型。

7.6 安全考虑

- g/α 限制。
- PIO。

8 纵横向组合机动：快转弯进入

8.1 目的

- 改变飞行姿态：从水平飞行到高 g 转弯飞行。
- 通过滚转、俯仰和推力组合机动，检查流畅性、可控性和协调性。
- 检查横向初始滚转特性。
- 任务机动适用性。
- 起始滚转载荷研究。

8.2 试验结果

- 操纵协调性和精确度。
- 针对使用任务性能的机动性。

8.3 试验方法

- 进入条件：要求的速度和高度，水平配平飞行。
- 快速滚转，逐渐拉杆，发动机从军用到最大。
- 设定目标 g 和目标滚转角 ϕ ：
 - $2g \rightarrow g_{\max}$ ；
 - 滚转和拉杆的预测性。
- 逐渐松杆至恢复水平飞行。
- 监控： δ_R ， ϕ ， g ， δ_a ， δ_s ， β ， α ，以及关键区域的载荷和铰链力矩。

8.4 飞行品质评定任务

- 保持希望的滚转角，误差 $\pm 5^\circ$ 。
- 保持希望的 g 值，误差 $\pm 0.2g$ 。
- 高度变化 $\pm 100\text{m}$ 。

8.5 改变条件

- CAT - A 和 CAT - C。
- 整个飞行包线。
- 典型的重量和载荷构型，特别是机翼外挂载荷。

8.6 安全考虑

- 包线扩展中的 g 和 α 限制。

- α 和 β 耦合。
- 大过载 10s。
- 机械载荷限制。

9 纵向机动：筋斗

9.1 目的

- 从中等到高过载，连续改变速度和高度。
- 机动操纵性，杆力和杆位移， g 和 $\dot{g}$ 的稳定性，俯仰速率，滚转控制。
- 控制律特性。
- 任务适用性。

9.2 试验结果

- 组合机动特性。
- 控制律合理性。
- 纵横向操纵协调性。

9.3 试验方法

- 进入条件：正常的速度和高度、重量和构型。
- 选择军用和最大发动机状态，建立 g ， $\dot{g}$ 和 Q 。
- 保持 Q 不变，或保持 g 不变，监视 α 增强和速度损失、杆力和杆位移、滚转角和滚转趋势、高度和速度变化范围。
- 俯冲和改出时使用发动机调节，最后调整速度和高度到初始进入状态，监视和评定飞行轨迹的正确性。

9.4 飞行品质任务和评定

- 筋斗机动中要求，过载变化 $\pm 0.2g$ ， Q 保持不变。
- 评定杆力和杆位移是否合适，控制律 $Q \rightarrow g \rightarrow \alpha$ 的逻辑合理性。

9.5 飞行条件

- CAT - A，从低到高高度。
- 典型的空/空构型。

9.6 安全性考虑

- 随着 α 增加，速度迅速损失。
- 方位。
- 发动机状态和操作。
- 连续的高 g 机动

10 纵向和横向组合机动：最大减速转弯

10.1 目的

- 通过突发起动，直到最大的 g/α 机动。
- 评定大输入条件下快速改变 g , α , Q 的飞机响应。
- 逼近极限功能。
- 在减速过程中的滚转操纵性。
- 纵向操纵程序。
- 针对作战任务的机动。

10.2 试验结果

- 迅速改变速压的控制律，如限制器，杆力和杆位移等。
- 作战任务的实用性能。

10.3 试验方法

- 进入条件：开始亚声速、最后超声速。
- 选择计划高度上进行减速的发动机状态。
- 左或右滚转机动：
 - 保持水平转弯，高度 $\pm 60\text{m}$ ；
 - 减速滚转；
 - 监视限制器；
 - 评定杆力和杆位移；
 - 评定补偿速度的滚转操纵。
- 恢复水平飞行，评定操纵协调性。
- 监控 g , α , δ_e , ϕ , V , H , PLA 和发动机转速。
- 定性评定操纵性。

10.4 试验条件

- CAT - A。
- 空/空和空/地全包线。
- 典型的重量、重心和阻力构型。

10.5 安全考虑

- 限制器：临时的和最终的限制器。
- 长时间的大过载。
- 跨声速影响。

11 横航向的稳定性和操纵性：横航向的稳定性

11.1 目的

- 激励横航向静稳定性和动稳定性。
- C_y , C_{le} 和 C_n 特性。
- 确定自然稳定性、阻尼和气动力模态特性。
- 直接耦合现象和特性。
- 评定稳态操纵力和它们的操纵性。

11.2 试验结果

- 收敛和控制模态。
- 对于作战任务的稳定性参数。
- 横航向载荷和运动趋势，识别相关气动系数：
 - $C_{y\beta}$ —侧滑引起的侧力；
 - $C_{n\beta}$ —航向稳定性；
 - $C_{l\beta}$ —上反效应；
 - $C_{y\delta_r}$ —方向舵引起的侧力；
 - $C_{n\delta_r}$ —方向舵操纵效率；
 - $C_{n\delta_a}$ —有利偏航和不利偏航系数；
 - $C_{l\delta_a}$ —副翼操纵效率；
 - C_{le} —发动机扭矩引起的滚转。

11.3 试验方法

- 配平条件：给定速度和高度、松杆、注意横航向配平精度。
- 滚转和偏航单脉冲操纵。
- 航向倍脉冲操纵，注意超调，荷兰滚响应。
- 横向阶跃：
 - 滚转速率 P 指令横向操纵， $180^\circ/360^\circ$ ；
 - 横向阶跃，直到最大 δ_a ；
 - 注意不利和有利偏航；
 - 注意滚转性能；
 - 注意横向杆力 (F_a)；
 - CAT-A 和 CAT-C 操纵梯度 (P/δ_a , P/F_a)。
- 协调侧滑。
- 监控 δ_a , δ_R , δ_n , δ_r , ϕ , β , R , P 。

11.4 试验条件

- CAT-A 和 CAT-C。

- 全飞行包线。
- 所有构型：气动构型和机械载荷。

11.5 飞行品质任务要求

- 航向操纵误差： $\pm 2^\circ$ 。
- 高度保持误差： $\pm 30\text{m}$ 。

11.5 安全考虑

- 发散趋势。
- 作用在飞机上和作用在驾驶员身体上的侧力。
- 协调侧滑时的迎角和侧滑角限制。

12 横航向稳定性与操纵性：协调侧滑

12.1 目的

- 静稳定性系数和特性。
- 检查操纵力和趋势的线性度和正常性能。
- 检查有侧滑角时的操纵性。

12.2 试验结果

- 控制律和控制效率。
- 有效风条件下起飞和着陆操纵性。

12.3 试验方法

- 飞机配平，松杆。
- 慢蹬舵：
 - 增加侧滑 β ；
 - 压坡度保持航向；
 - 保持高度。
- 蹬满舵，稳定。
- 注意评定操纵力 (F_R , F_a , F_e) 变化和线性度。
- 记录：
 - 姿态 (ψ , θ , ϕ)；
 - 运动角 (α , β , γ)；
 - 操纵力 (杆和脚蹬力)；
 - 操纵位移 (杆、脚蹬和舵面)。
- 注意系统工作特性，如发动机、燃油等，注意发动机对滚转角的影响。
- β , α , ϕ 和操纵位移，提醒试飞员注意机动连续性。

12.4 飞行品质任务

- 无过重的操纵负担。
- 航向操纵性和稳定性。
- 滚转操纵性和稳定性。
- 俯仰和高度控制。
- 操纵协调性。

12.5 试飞条件

- CAT - A 和 CAT - C。
- 空/空和空/地构型。
- 对称和非对称构型。
- 全飞行包线。

12.6 安全性考虑

- 缓慢增加 β ，并施加反向操纵力梯度。
- 发动机工作状态，侧滑时进气道畸变。
- 在大速压时机械载荷。
- 大迎角时的发散趋势。

13 横航向操纵性：滚转试验

13.1 目的

- 试验滚转性能和滚转角操纵性。
- 评定滚转特性。
- 确定滚转精确性和预测性。
- 滚转耦合影响。
- 驾驶员的方位感和感觉。

13.2 试验结果

- 控制律、副翼效率、载荷和铰链力矩。
- 滚转性能和驾驶员适应性。
- 不同速度和构型时的滚转限制。

13.3 试验方法

- 配平飞机，松杆。
- 阶跃输入：
 - 仅横向阶跃；

- 慢、中、快滚转速率，直至最大滚转速率；
- 大、小迎角，大、小侧滑，大、小侧向加速度下的横向阶跃。

——急剧制动：

- 对 CAT - A，滚转 360° 急剧制动；对 CAT - C，滚转至预定的滚转角后急剧制动。

——恢复水平飞行。

——监控 P ， δ_a ， β/α ， R ， ϕ 和临界载荷，并提醒试飞员相关参数，特别在大迎角滚转机动时，注意提醒试飞员。

13.4 飞行品质任务

- 滚转角的预测性 $\Delta\phi \pm 5^\circ$ 。
- 滚转速率的线性度。
- 驾驶员对“ P 指令”操纵的适应性。
- 每次滚转时的 F_a 和 δ_a 。
- 指令的单纯性。

13.5 试飞条件

- CAT - A 和 CAT - C（有限的）。
- 全飞行包线。
- 所有构型，包括气动构型和外挂构型。

13.6 安全性考虑

- 大迎角下的滚转。
- 驾驶员的方位感。
- 中低速时的 $\alpha - \beta$ 耦合。

14 横航向操纵性：正反向滚转（BTB）

14.1 目的

- 在保持 θ 或 g 不变的前提下，改变滚转方向。
- 急剧战斗滚转机动。
- 评定典型战斗任务时的操纵协调性和飞机响应。
- 滚转指令和滚转性能之间的平滑性。

14.2 试验结果

- 定性评定控制律。
- 组合控制能力。

14.3 试验方法

- 配平至水平飞行。

——进入水平稳定转弯，模拟作战任务操纵。

——反向转弯，此时滚转角速率 $P = 20 \sim 60 (^{\circ}) / s_0$ 。

- 保持 θ 不变：滚转→推杆→拉杆→停止（注意不能蹬舵！），稳定反向转弯；
- 保持 g 不变（ g 值范围 $2 \sim 7$ ），用固定操纵位移滚转→停止滚转（注意不能蹬舵！），稳定反向滚转。

——评定该机动；

- 操纵性；
- 预测性；
- 性能；
- 发散趋势；
- 输入和输出；
- 操纵协调性；
- 操纵力。

14.4 飞行品质任务

——滚转角控制精度和预测性 $\Delta\phi \pm 5^{\circ}$ 。

——驾驶员座位处的机动品质。

——滚转速率 $20 \sim 60 (^{\circ}) / s_0$ 。

——俯仰和航向操纵性， P 和 $\dot{P}$ 的平滑性。

——平显的显示特性。

14.5 试飞条件

——CAT - A 和 CAT - C。

——所有空/空飞行包线。

——典型重量和重心构型。

14.6 安全考虑

——滚转耦合和大迎角。

——急剧输入的限制。

15 着陆试验

15.1 目的

——试验着陆剖面性能、操纵性和特点。

——评定外部条件对着陆特性的影响，如风速风向、气象和能见度等。

——评定从起落架放下到着地和完全停稳的全过程：

- 构型变化（CAT - A 到 CAT - C）；
- 返场到四转弯；

- 四转弯到着地;
- 减速: 放伞、减速板和刹车。
- 评定驾驶员座位处特性。
- 评定构型影响。

15.2 试验结果

- 着陆技术。
- 着陆性能: 着陆速度、着陆距离和系统工作情况。
- 着陆特点说明。
- 正常和备份模态控制律。
- 对不同飞控系统模态, 对飞行和气象条件的限制。

15.3 试验方法

- 从 CAT - A 到 CAT - C 返场:
 - 注意起落架限制速度;
 - 控制律的变化, 含配平;
 - 发动机特性;
 - 气动阻力和力矩 C_m 改变 (重心变化);
 - 乘坐品质和操纵品质, 纵向和横航向稳定性;
 - 减速板的贡献。
- 本场转弯和下降:
 - 姿态控制 (θ, ϕ, γ);
 - 跑道中心线对准;
 - 减速到预定的 V_c 和 α 。
- 最终进场: 针对发动机正区和反区, 按预定的 V_c 和 α 进行航迹控制:
 - 减速板、发动机和俯仰控制;
 - 飞行轨迹稳定性;
 - 能见度、工作负荷、配平特性;
 - 跑道中心线对准, 风和扰流影响;
 - $1.3V_s$ 速度和迎角。
- 仪表进场的适用性, 含正确性和剪切风影响。
- 操纵协调性和要求的输入。
- 精确着陆点:
 - 对准和修正能力;
 - 高度的估计;
 - 地面效应;
 - 拉平和下降率, $\gamma \Rightarrow 0^\circ$;
 - V_c 下降和 α 增加的控制律。
- 对交叉风和扰流条件下的滑跑和修正:

- 操纵协调性, 操纵力和位移;
- 脚蹬和副翼交联 PAI;
- 轮载开关;
- 驾驶员增益和 PIO 趋势。
- 起落架特性:
 - 触地撞击特性;
 - 对稳定性的影响。
- 即将触地前的复飞:
 - 发动机操纵: 军用, 最大;
 - 俯仰角到 15° ;
 - 注意高度损失。
- 触地后的复飞:
 - 控制俯仰角和瞬态;
 - 发动机对纵向力矩 C_m 和 C_{IE} 的影响;
 - 轮载开关作用, α 反馈洗出特性。
- 着陆滑跑中飞机在跑道上的稳定性、滚转和俯仰操纵性:
 - 在气动减速中的俯仰操纵;
 - 前轮放下速度和操纵性;
 - 杆力。
- 防滑系统接通和断开条件下的刹车:
 - 缓冲支柱特性, 乘坐品质;
 - 滑跑距离;
 - 方向控制: 方向舵、刹车、前轮转弯和交叉风影响等;
 - 刹车发热, 轮胎温度。
- 飞控系统的滤波和控制律的转换。
- 监控:
 - 返场时起落架放下时的飞机特性;
 - 返场 V_C , α , H , θ , ϕ , β , δ_a , δ_n , δ_R 及发动机转速与监控;
 - 飞机触地时轮载开关状态;
 - 刹停时刹车压力、温度、距离等。

15.4 试验条件

- 最小到最大着陆重量。
- 最前到最后重心位置。
- 极端阻力/重量组合。
- 应急情况: 强迫着陆、发动机停车、最大起飞重量、着陆超重。
- 非正常着陆: 非对称载荷、大载荷、飞控备份模式。
- 场道隆起。
- 跑道特性: 湿、雪、冰等。

——气象、风向、能见度、云量等。

15.5 飞行品质任务

——返场时纵向和横航向：

- 起落架放下瞬态变化；
- 高度 $\pm 30\text{m}$ ；
- 速度 $V_c \pm 8\text{km/h}$ ；
- α 和 θ 控制 $\pm 2^\circ$ ；
- 操纵协调性。

——最终进场：

- 速度控制 $\pm 5\text{km/h}$ （无阵风、平稳大气）；
- 航迹角 γ 控制 $\pm 1^\circ$ ；
- 跑道中心对准 $\pm 1^\circ$ 或 $\pm 1/4$ 跑道宽度；
- 带方向舵和 PAI 的操纵协调性；
- 拉平时的平稳度。

——触地和刹停：

- 跑道中心线对准 $\pm 1/8$ 跑道宽和 $\pm 8\text{m}$ ；
- 触地点 $\pm 50\text{m}$ （从指定触地点算）；
- 俯仰操纵力。

15.6 安全考虑

——最高的驾驶员增益任务。

——设置最严的限制，逐步放宽。

——飞行控制系统瞬态。

——接近跑道时 PIO 趋势。

——在空中进行着陆模拟的高度。

——气象（风）、能见度和跑道面状态。

——不要低估发动机影响：慢车到最大推力、俯仰力矩和惯矩 I_{xx} 。

——事故抢救措施。

16 任务性能：空/空目标跟踪试验

16.1 目的

——飞机完成航炮和导弹发射任务的能力。

——精确截获和连续瞄准机动目标的能力。

——确认在飞行品质要求最高情况下的操纵特性。

——检查全作战包线范围内的控制律。

16.2 试验结果

——作战任务时的操纵特性。

16.3 试验方法

——准备：

- 伴飞飞机和驾驶员；
- 平显 + 固定光环 + LCOS；
- 利用固定光环估算距离。

——连续转弯跟踪，目标飞机 1.7 ~ 2.5g 机动：

- 1000 ~ 3000m 尾后；
- 粗略截获；
- 选择标志点精确跟踪；
- 粗略截获；
- 接近速度 50 ~ 200km/h 和 400 ~ 600km/h；
- 目标速度和转弯速率变化时，调节推力；
- 评定飞控系统配平、协调性和操纵力；
- 飞机响应和修正能力。

——机动目标：

- 目标以低和中等 g 值，在三维空间机动；
- 1500 ~ 300m 尾后追踪；
- 精确跟踪和粗略截获；
- 发动机和减速板的影响；
- 目标机动性改变。

——区分参数变化还是事件发生，比如有操纵输入还是飞机运动特性等。

——通过 VTR（视频回放）进行讲评。

——地面监控：机动中的驾驶杆位置， δ_s ， δ_a ， N_z ， P ，距离，瞄准符号。

16.4 飞行品质任务

——粗略截获 $\pm 5\text{mrad}$ 。

——精确截获 $\pm 2\text{mrad}$ 。

——从交叉截获到精确跟踪的转换和协调性。

——驾驶员工作负荷，努力程度和 PIO。

16.5 试验条件

——CAT - A，整个作战使用包线。

——所有飞机构型和非对称构型。

16.6 安全考虑

- 接近速度和距离。
- 目标涡流和滑流对本机影响。
- 飞行姿态。
- 飞机限制。

17 任务性能：编队飞行

17.1 目的

- 密集编队任务时的飞行品质和操纵性。
- 为飞控系统验证设置高增益任务。
- 检查训练、空中加油和护航等任务性能的适用性。

17.2 试验结果

- 机动飞行的控制律验证。
- 备份飞控的限制和使用。

17.3 试验方法

- 目标机和伴飞飞机要求：
 - 具有战斗机飞行包线；
 - 合适的性能。
- 靠近：
 - 前面飞机慢转弯；
 - 运动平面和角度；
 - 调整速率；
 - 注意 PIO。
- 使用标志点和感觉反馈保持位置：
 - 左边和右边，“拳击”运动；
 - 水平、爬升、转弯以及它的组合；
 - 加速、减速、构型变化；
 - PIO 趋势。

17.4 飞行品质任务

- 保持位置：
 - 前后： $\pm 1\text{m}$ ；
 - 左右： $\pm 1\text{m}$ ；
 - 上下： $\pm 0.5\text{m}$ ；

- 飞行容易程度, 发动机影响。
- 飞机构型变化的影响。
- 速度, 马赫数, 重量和控制律。

17.5 试飞条件

- CAT - A 和 CAT - C。
- 逼近速度到超声速。
- 极限重量和阻力。
- 备份飞控 (有限使用)。

17.6 安全考虑

- 被追踪飞机的涡特性。
- 逐步建立尾后位置程序。
- 在允许的飞行包线范围。

18 任务性能: 空/地瞄准和跟踪

18.1 目的

- 空/地武器模拟投射时的飞行品质。
- 纵向稳定俯冲时的稳定性和操纵性。
- 确立特殊任务条件下的操纵性。
- 检查小于 $1g$ 条件下的控制律。

18.2 试验结果

- 任务性能品质和任务适应性。

18.3 试验方法

- 准备:
 - 地面目标;
 - 空/地瞄准环和投射模态显示;
 - 定义典型的飞行方案: 高度, 速度, 俯冲角等;
 - 投射条件参数的地面演练。
- 考虑武器投射方向, 风的影响。
- 从水平配平飞行开始进入。
- 粗略截获飞行, 稳定瞄准圆和精确跟踪:
 - 相对 BFL/CCIP 的固定瞄准圆;
 - 俯冲角 $\theta = 15^\circ \sim 45^\circ$;
 - 修正侧向风;

- 跟踪、截获、投射操纵。
- 改变目标和重新瞄准。
- 范围：
 - 瞄准跟踪和投射过程中逐步达到 $4 \sim 5g$ 机动；
 - 高度要求；
 - 预测能力。
- VTR 讲评。

18.4 飞行品质任务

- 瞄准和跟踪：
 - 粗略截获 $\pm 6\text{mrad}$ ；
 - 精确瞄准 $\pm 2\text{mrad}$ 。
- 投射数据要求：
 - 速度 $\pm 30\text{km/h}$ ；
 - 高度 $\pm 100\text{m}$ (30° 俯冲角)；
 - $N_z \pm 0.3$ 偏离；
 - 俯仰角 $\theta \pm 3^\circ$ 偏离 (30° 俯冲角)；
 - 滚转角 $\Delta\phi \pm 3^\circ$ (无风影响)；
 - 滚转角 $\Delta\phi \pm 7^\circ$ (侧风影响)。
- 操纵协调性和飞机响应。
- 修正能力，从粗略截获到精确跟踪的转换。
- 空/地瞄准圆特性。

18.5 试飞条件

- CAT - A，飞控系统，A/G 模态。
- 高亚声速飞行包线。
- 空/地构型，含各种阻力和重量。

18.6 安全考虑

- 高度余量。
- 亚音速的俯冲改平。

19 颤振试飞

19.1 目的

- 循序渐进的气动、结构模态激励。
- 对每种构型的包线扩展。

19.2 试验结果

- 不会发生颤振的包线。
- 各种构型的速度限制。

19.3 试验方法

- 准备：
 - 测试设备；
 - 颤振激励设备；
 - 分析和限制条件。
- 加速到预定速度，稳定，进行激励和采集记录。
- 地面实时对数据进行功率谱密度（PSD）分析，得出频率和模态。
- 加速到下一个试验点激励和评定。
- 试验点选择顺序是：先增加马赫数，后增加 V_c （动压）。
- 驾驶员按照数据分析结果进行体验。
- 地面监控与试飞员“热线”联系，监控 V_c 、 Ma ，关键点的振动幅值，建议下一个速度点。

19.4 试验条件

- 所有飞机构型。
- 最临界的状态。
- CAT - A。

19.5 安全考虑

- 结构响应趋势。
- 对称和反对称模态。
- 告警程序。
- 恢复程序。
- 伴飞。

20 大迎角试验和机动试飞

20.1 目的

- 扩展飞行包线至最终限制。
- 确定和允许最大的无限制的机动范围。
- 验证在极端飞行条件下关键系统的使用性能。

20.2 试验时机

- 亚声速飞行包线扩展已完成。

——按计划进行超 α 限制器飞行, 即:

- 航向动稳定性趋于 0 ($C_{n\beta_{dyn}} \Rightarrow 0$);
- 纵向静稳定性小于 0.06 ($C_{m\alpha} < 0.06$)。

20.3 试验方法

——完成发动机空中起动和应急动力装置试飞。

——完成载荷和结构分析。

——安装反尾旋伞或其他尾旋改出装置, 并进行功能考核试验。

——建立作战机动形式, 并按此飞行。

——驾驶员座椅、背带和其他装置调整合适。

20.4 大迎角试飞的哲学

——飞行包线限制应该打开。

——地面监控系统和参数, 以保证安全和提醒驾驶员。

——伴飞是必需的。

——限制器也许不会按我们的希望去做。

——不按希望方向而运动的现象称之“不可控”。

——试飞要循序渐进。

——系统故障时应中断大迎角试飞。

——场高不低于 5000m。

——弹射跳伞高度不低于场高 2000m。

——试验应包括所有用于作战的重量、重心和外挂构型, 包括不对称构型。

——应该建立专门的大迎角试验区, 那里的空中和地面都是空旷的。

——应该特别强调地面模拟——试飞——地面模拟的迭代。

21 大迎角试验: 保持大俯仰角

21.1 目的

获得和保持飞行速度丧失后的高机头姿态角, 包括:

- 不同姿态角;
- 不同速度丧失率达到的不同的 α 和 $\dot{\alpha}$ (循序渐进);
- 试验俯仰限制器。

21.2 试验结果

——正常飞行状态能达到的最大 α 。

——限制器功能和性能。

——改出特性。

21.3 试验方法

- 按照每次要达到的俯仰角建立相应的进入速度。
- 操纵飞机达到飞行姿态和发动机状态。
- 保持俯仰角： θ 为 $50^\circ \sim 130^\circ$ ，步长为 $10^\circ \sim 15^\circ$ 。
- 注意飞机趋势和恢复过程：
 - 最大 α 和最小 α ；
 - 确定稳定性；
 - 限制器范围内的操纵性；
 - 倒飞时的负过载。
- 地面监控： V_c ， α ， β ， R 和系统功能，并提醒试飞员高度和各种限制。

21.4 试验条件

- CAT - A：
 - 空/空构型；
 - 空/地典型任务；
 - 重量和重心分布。
- CAT - C：
 - 有限的限制器试飞，俯仰角不能太大。

21.5 安全性考虑

- 注意飞行高度。
- 零过载和负迎角。
- 发动机操纵，靠近机场空域试飞。

22 大迎角和大过载试飞：最大和粗略俯仰控制指令

22.1 目的

- 通过最大控制指令建立最大俯仰速率。
- 逐步增大 g 和 α ，检查飞机响应。
- 鉴定限制器的工作特性。

22.2 试验结果

- 最佳的飞机性能。
- 最佳限制器特性。
- 没有发散，飞行包线的控制连续性。

22.3 试验方法

- 配平到水平飞行。

- 猛推杆后, 接着猛拉杆。
- 注意 g 、 α 变化, 稳定性, 杆力。
- 单脉冲拉杆比较飞机操纵响应。
- 大 α 和大 g 组合机动。
- 地面监控偏航角速率 R 随 α 和 β 的变化趋势。

22.4 试验条件

- CAT - A:
 - 空/空任务构型;
 - 典型的空/地任务;
 - 重心和质量分布。
- CAT - C:
 - 少量的限制器试飞;
 - 较差的恢复特性 (等级 II + 等级 III)。

22.5 安全性考虑

- 注意高度。
- $g = 0$ 和 $g < 0$ 。
- 发动机和系统工作状态。
- 航向安定性和突变的偏航加上法向过载, 形成高能偏离状态。

23 大迎角横航向静特性: 协调侧滑加航向单脉冲

23.1 目的

- 协调侧滑时的航向激励, 确定航向静稳全性 $C_{n\beta}$ 影响, 是否有发散趋势。
- 检查大 α 时稳定性, 并找出临界力矩系数。

23.2 试验结果

- 确定 $C_{n\beta}$ 和稳定特性。
- 控制律和限制器。

23.3 试验方法

- 用低于限制器 2° 的大迎角状态稳定飞行。
- 在低于方向舵限制偏角的 α 范围内, 用 1/2 和 3/4 满偏度方向舵进行协调侧滑飞行。
- 在俯仰、滚转和偏航三个通道进行单脉冲操纵, 要求:
 - 快速操纵;
 - 注意阻尼。

——地面监控 α , β , R , P 和发动机（进气道）参数，并提示驾驶员限制参数和系统工作状态。

23.4 试验条件

——CAT - A₁：空/空作战构型，重心和重量影响。

——CAT - C₁：保持横航向稳定试验。

23.5 安全考虑

——航向发散。

——发动机工作状态。

——安全高度。

24 最大机动：在极限迎角和过载下滚转

24.1 目的

——在大迎角和大过载机动中施加最大滚转操纵。

——急剧滚转操纵输入。

——在上述条件下检查飞机和飞控系统响应和机动性。

——确认限制器和飞行包线。

24.2 试验结果

——大迎角滚转性能。

——最佳和最大机动性。

——最佳并经验证的限制器特性。

——确定飞行包线。

24.3 试验方法

——稳定俯仰、迎角和/或过载飞行。

——施加最大滚转输入（保持纵向操纵不变）。

——在机动中注意：

- 滚转速率和达到 $180^\circ/360^\circ$ 的时间；
- α - β 耦合；
- 滚转角 ϕ 的控制；
- 驾驶员座位处的加速度。

——地面监控 α 和 β ，峰值和 g 值响应，记下滚转速率并提醒试飞员。

24.4 试验条件

——CAT - A₂；

- 空/空作战构型；
- 敏感的空/地构型（如非对称构型等）。

24.5 安全考虑

- 突发的、急剧的耦合。
- 高过载、高能偏离。
- 发动机工作状态。
- 尾旋改出方法和反尾旋伞。
- 伴飞飞机和职责。

25 大迎角空战机动：大迎角滚转倒转

25.1 目的

- 低中速大迎角迅速转弯改变方向。
- 机动中发动机工作状态。
- 确定战斗滚转性能。
- 确定限制器效能。

25.2 试验结果

- 验证限制器。
- 确定飞行包线。
- 发动机使用限制。

25.3 试验方法

- 进入最大迎角转弯：
 - 水平转弯；
 - 发动机军用或最大状态。
- 最大速率滚转：
 - 不用方向舵；
 - 保持 α 最大；
 - 全偏副翼（滚转指令）。
- 在希望的滚转角停止操纵：
 - 急剧操纵；
 - 大迎角到最快转弯；
- 注意机动特性和任务性能判据：
 - 机头对准；
 - 剩余运动；
 - 阻尼或发散；

- 操纵协调性;
 - 滚转速率 P 的建立特性 $\dot{P}$;
 - 机动中的驾驶杆位移。
- 地面监控:
- 性能, $\alpha - \beta$, 稳定性, $\alpha_{\max}$, $\beta_{\max}$ 和稳定性参数;
 - 确定发散方向;
 - 提醒试飞员飞行高度。

25.4 试验条件

- CAT - A:
- 空/空作战任务构型;
 - 空/地典型构型。

25.5 安全考虑

- 中等速度 + 大迎角 + 滚转条件下可能进入尾旋;
- 飞行失控/尾旋/深失速时的改出方法;
- 发动机工作状态;
- 气动载荷和机械载荷;
- 告警程序: 地面监控和伴飞飞机的告警程序。
- 伴飞飞机位置。

26 最大操纵输入

26.1 目的

- 有代表性的极值驾驶, 程序、方法和杆位。
- 不可控飞行进入。
- 试验和验证限制器功能。
- 试验超机动限制器能力 (超速率限制能力)。
- 建立和验证失控飞行、尾旋、深失速状态的改出程序。

26.2 试验结果

- 限制器的精细化。
- 飞机失控飞行的改出可能性。
- 改出方法和程序。

26.3 试验方法

- 确定进入高度和伴飞飞机位置。

——进入状态：

- 水平飞行，或者水平转弯，或者爬升姿态；
- 发动机由军用到最大。

——操纵行程（驾驶杆顺向操纵），图1中上面“○”为驾驶杆位置，下面“○”为脚踏位置。

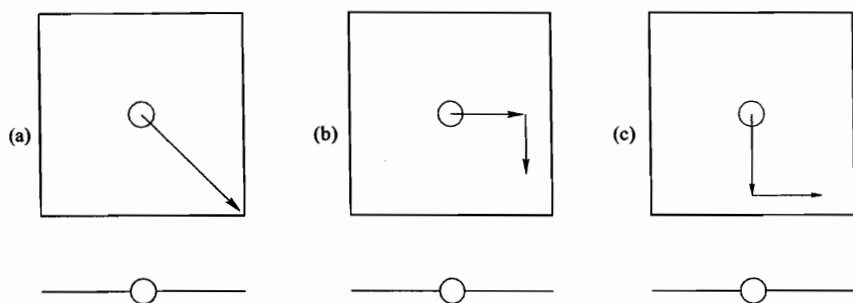
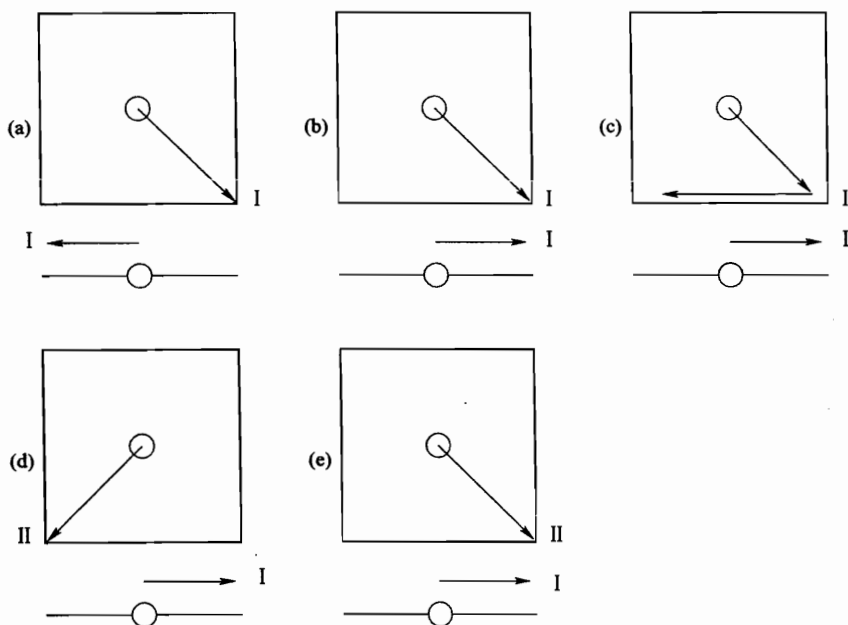


图1 驾驶杆顺向满行程操纵

——交叉组合操纵，符号“○”含义同上。



图中：I 和 II 表示时间顺序和同步，I 为第一步，II 为第二步。

图2 交叉组合满行程操纵

——稳态飞行时：

- 松开操纵；
- 发动机军用状态；
- 注意运动情况。

——改出方法：

- 过失速状态：三中立（杆和脚蹬放中立位置）；
- 如果继续发展，机头向下，放阻力伞；
- 竖立尾旋（最大 α ）：中立升降舵（配平位置），副翼顺偏舵方向，蹬反舵；
- 深失速：俯仰振荡摇杆；
- 倒飞尾旋（最小 α ）：反向蹬舵，纵向拉杆，副翼中立；
- 到规定的最小高度尚未改出，放反尾旋伞改出；
- 2000m 场高时必须改出或跳伞。

——地面监控：各种角度和角速率，确定旋转方向，监控飞行高度并提醒试飞员，监视和纠正试飞员改出操纵。

——试验条件：

- CAT-A：空/空作战构型，空/地有代表性的临界组合构型。

——安全性考虑：

- 注意高度；
- 伴飞飞机位置和对试飞员帮助；
- 发动机和系统工作状态；
- 改出方法。

27 “自由方式”的限制器评定。

27.1 目的

——持续改变姿态、速度和机动的空战模拟飞行。

——上述空战模拟机动飞行中的安全性。

27.2 试验结果

最终确定飞机性能和任务适应性。

27.3 试验方法

——空战机动。

——覆盖所有的限制器功能和性能：

- 低、高速度；
- 低、高过载；
- 低、高迎角；
- 高速率。

——包括滚转、爬升、下降、螺旋爬升、俯冲的组合机动。

——急剧操纵发动机油门。

——频繁改变马赫数和高度的机动。

27.4 试验条件

每种空/空或空/地飞行构型。

27.5 安全性考虑

防止意外事件：操纵性和各系统工作状态方面的问题。

28 飞行包线扩展：水平加/减速

28.1 目的

- 以最大发动机状态从低速到最大速度的加速性能。
- 以慢车和慢车加减速板水平减速性能。
- 评定整个速度范围的飞控系统。
- 检查剩余能量 P_s ，评定加速性和空战性能。
- 检查跨声速瞬态变化，评定气动力和飞控系统。

28.2 试验结果

- 飞控系统完整性，速度稳定性。
- 飞机性能、机动能力、爬升剖面。

28.3 试验方法 I：性能

- 以最大加力状态，从最小速度开始爬升。
- 推杆水平飞行，并加速，注意时间：
 - $1g$ 飞行；
 - 保持高度；
 - 如必要可用配平；
 - 跨声速飞行 (Ma 为 $0.95 \sim 1.05$)，保持俯仰角不变。
- 评定操纵性、杆力、座舱相关指示正确性。

28.4 试验方法 II：操纵

- 在 Ma 为 0.8 ，发动机巡航状态配平飞行。
- 猛推油门到加力，加速飞行。
- 评定到最大加力动态过程中的操纵性、杆力和座舱相关指示。
- 加速到最大马赫数，再到 $Ma1.2$ 。
- 水平减速到 $Ma0.8$ ，再到最小校准速度 V_C 和 $\alpha_{\max} - 2^\circ$ 。
- 评定操纵性。

28.5 飞行品质任务

- 性能验证试飞时，保持法向过载变化 ± 0.1 ，高度变化 $\pm 50m$ 速度和升降速度，保

持不变的趋势。

- 俯仰角 θ 操纵性: $\pm 1^\circ$ 。
- 速度稳定性: 要求的配平, 配平速率和配平精度。
- 发动机对俯仰操纵和滚转操纵的影响。

28.6 试飞条件

- 作战性能; 空/空构型和阻力构型。
- 爬升和巡航: 空/地构型。
- 飞行品质: 典型重心、重量和阻力。

28.7 安全性考虑

- 发动机和进气道超声速状态。
- 不出现颤振和极限环的飞行包线。
- 跨声速变化。
- 高 V_c 时的 PIO。

29 跨声速试飞: 减速转弯倒转

29.1 目的

- 通过大过载转弯中迅速减速, 验证俯仰力矩快变时飞机的限制和操纵性。

29.2 试验结果

- 在特殊飞行条件下, 飞控系统对飞行品质改善。

29.3 试验方法

- 在超声速 ($Ma > 1.25$) 飞行, 进入加速水平转弯, 从稳态 g 值开始:

- 最大加力;
- 逐步达到最大 g 值 (向后拉杆)。

- 减小推力:

- 逐步到慢车并用减速板;
- 保持驾驶杆位置。

- 增加能量: 逐步增加 Ma/V_c 组合, 即增加动压 q_c 。

- 注意减速和 g 的变化;

- 最小的超调;
- 不超过限制。

- 马赫数低于 0.85 时, 松开驾驶杆。

- 地面监控: 驾驶杆位移, g , 减速率 V/Ma , 确认临界马赫数范围。

29.4 试验条件

——在典型的空/空构型和极端的后重心位置。

29.5 安全考虑

- 超声速 α/g 限制: $7^\circ/6.5$ 。
- g/α 超调。
- 超过 g 限制, 俯仰角上仰变化。
- 驾驶员黑视/ g 昏迷。
- g 增长率和减速率。

30 超声速特性: 超声速俯冲改出

30.1 目的

- 进入超声速俯冲, 识别最大操纵指令、铰链力矩、大动压 q_c 。
- 超声速操纵协调性。

30.2 试验结果

- 排除机械问题。
- 最大操纵权限。
- 确认限制和性能。

30.3 试验方法

- 进入条件: 确保可改平的高度, 发动机军用和最大。
- 在希望的 q_c (高度、 Ma 和 V_c):
 - 最大拉杆至水平飞行;
 - 保持超声速, 直到改平飞行。
- 增加俯冲角到 -90° 。
- 地面监控: 铰链力矩, α/g 限制。

30.4 试验条件

- 最前重心。
- 备份飞行控制系统。

30.5 安全考虑

- 保持 Ma 数和 V_c 在限制范围内。
- 逐步增大俯冲角。
- 逐步逼近改出的 g 值和高度。

——发动机在超声速的工作状态。

31 低空大速度试飞

31.1 目的

- 在低空 (30 ~ 100m) 最大动压 q_c 和 V_c 超声速飞行。
- 评定大气扰流对乘坐品质影响。
- 评价开环和闭环操纵性和机动性。
- 评价飞机结构完整性和包线扩展。

31.2 试验结果

- 驾驶舱工作环境。
- 飞控系统增稳和控制增稳控制律的精细化调节。

31.3 试验方法

- 在适当高度将飞行速度加速到 $1350 \sim V_{Cmax}$ 。
- 逐步下降到低空：
 - 大气平稳区；
 - 大气扰动区。
- 保持：
 - 水平飞行；
 - 水平转弯；
 - 改变高度和 g 值；
 - 跟踪目标。
- 评定操纵性、驾驶员承受的振动、发动机、座舱显示可读性（扰流颠簸）。
- 大气扰动的评定等级。

表 1 大气扰动的评定等级

由于扰动驾驶员工作负荷增量	由于扰动飞机任务能力的降低	评定等级
没有明显增加	没有降低	A
工作负荷有所增加	无大的降低	B
	小的降低	C
	中等降低	D
工作负荷有较大增加	中等降低	E
	较大降低，但任务尚可完成	F
	大的降低，有些任务不能执行	G
不能执行任务		H

——地面监控：驾驶员座位处法向和侧向过载（ n_z 和 n_y ）、舵面载荷和外挂载荷，高度。

31.4 飞行品质任务

——空速控制：

- 高于 50m： $\pm 15\text{km/h}$ ；
- 低于 50m： $Ma \pm 0.01$ 。

——高度控制：

- 高于 50m： $\pm 25\text{m}$ ；
- 低于 50m： $\pm 10\text{m}$ 。

——俯仰角控制：

- 高于 50m： $\theta \pm 1^\circ$ ；
- 低于 50m： $\theta \pm 1^\circ$ 。

——跟踪： $(\pm 2 \sim \pm 5) \text{ mrad}$ （对中等大气扰动）。

——注意乘坐品质，扰流评定尺度。

——超声速的操纵协调性。

31.5 试验条件

——空/空模态：轻重量，后重心。

——空/地模态：轻外挂构型（视马赫数和颤振限制）。

31.6 安全考虑

——最严重的 PIO。

——对误差的最小余量。

——声爆。

32 螺旋爬升

32.1 目的

——将高速运动能量转化为最大势能高度。

——极端改变高度、速度和马赫数。

——飞控系统的调参验证。

——飞机系统工作检查，含环控、燃油传输、液压、滑油等系统。

32.2 试验结果

——飞控系统集成性。

——各系统的集成性。

——飞机性能和能量。

32.3 试飞方法

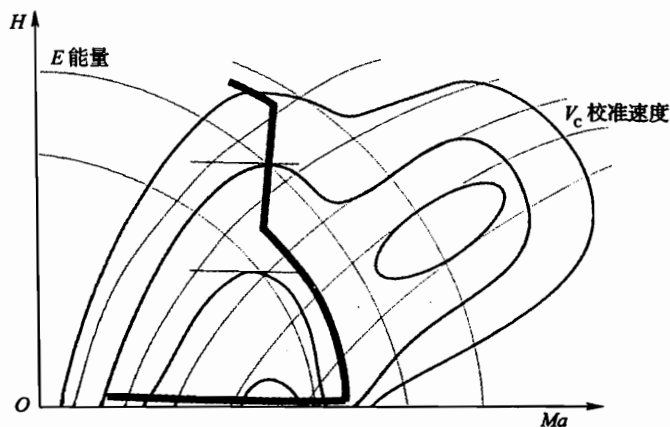


图3 螺旋爬升剖面

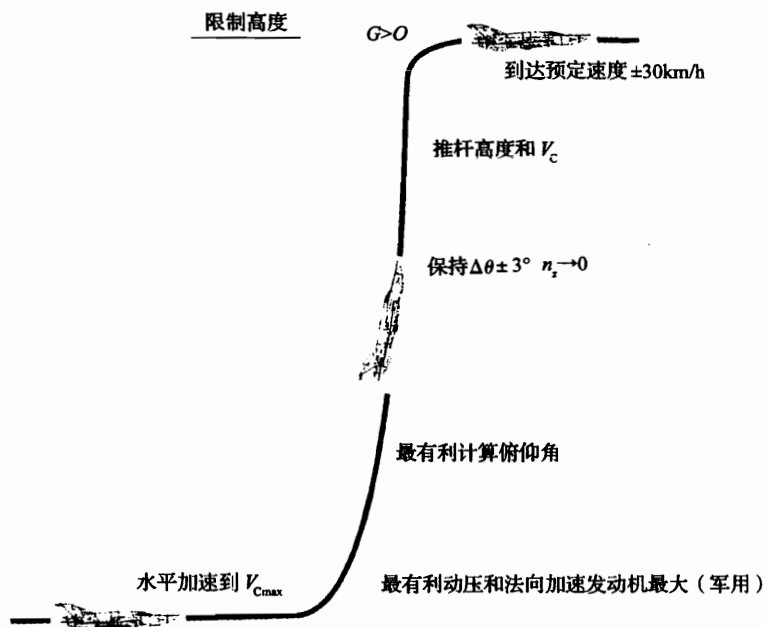


图4 螺旋爬升方法

32.4 飞行品质任务

- 俯仰控制 $\theta \pm 3^\circ$ 。
- 目标速度 $\pm 30\text{km/h}$ 。

32.5 试验条件

- 轻重量、干净空/空构型。

32.6 安全考虑

- 方位感。
- 系统功能：座舱压力、燃油供给、滑油系统。
- 最大和最小速度，最大高度。

33 发动机鉴定

——鉴定范围：

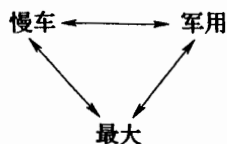
- 发动机作为一个关键的独立系统进行试飞鉴定；
- 发动机在空战中的使用；
- 驾驶员工作负荷；
- 操纵品质的影响；
- 发动机对其他系统的影响；
- 发动机对飞机性能影响以及与飞机的界面特性。

——发动机对操纵性能影响：

- 发动机推力轴相对飞机垂直和水平面的重心产生俯仰力矩 C_m 和偏航力矩 C_{nE} ；
- 进气道流场；
- 扭转和滚转力矩（加速/减速）。

——发动机影响试验：

- 平飞包线试验布局；
- 推力改变：从配平开始，交替操纵；



- 空/空跟踪的推力改变（给出 HQR）；
- 空地跟踪的推力改变。

34 空中起动试飞

34.1 要求

- 飞行试验大纲应确保包线扩展的飞行安全。
- 保证发动机使用性，并确定部队飞行员适用的应急处置程序。

34.2 空中起动试飞准备

——空滑迫降剖面：

- 高度;
- 下滑速度 (达到最大滑行距离, 最小下降率);
- 位置和航迹;
- 时间。
- 应急动力装置的性能:
 - 液压增压速率;
 - 最小液压压力。
- 辅助起动及其起动包线验证。
- 在应急动力条件下的飞行控制。
- 应急放起落架的时机。
- 最小弹射救生高度。
- 发动机和飞行参数检查表和指示。
- 备份电源和液压源。
- 发动机起动特性 (按空中飞行台或地面高空台试验结果)。
- 飞控模式和起动顺序、程序、高度影响。
- 加速时间: 预定状态→慢车→军用。
- 风车速度, 最小起动转速 N_2 。
- 温度特性和过程。
- 起动失败/“悬挂”/热起动判据。
- 自动起动速度。
- 降转特性、不同速度对应的时间。
- 发动机指示。
- 发动机转速从 0 到 N_2 的飞行速度。
- 测试要求:
 - 独立的动力源;
 - 备份电源;
 - 最小参数表;
 - 监控和告警措施。
- 要求的起动包线:
 - 从任何机动中进入起动包线;
 - 试验的高度余量。
- 空中起动的影响因素:
 - $H/V/Ma$;
 - 降转特性/风车特性/辅助起动机;
 - 数字电调控制/人工备份;
 - 转速。

34.3 试验顺序

- 数字电调迎面起动, 中等速度和高度, 辅助起动装置热备份:

- 中等速度和高度，辅助起动；
 - 小速度下滑，辅助起动；
 - 中等速度和高度，迎面自主起动。
- 手动迎面起动，中等速度和高度，（辅助起动热备份）：
- 中等速度和高度，辅助起动；
 - 小下滑速度，辅助起动；
 - 中等速度和高度，迎面自主起动。
- 数字电调起动高度扩展。
- 手动起动高度扩展。
- 数字电调和人工方式风车起动。
- 数字电调和人工控制的速度扩展。

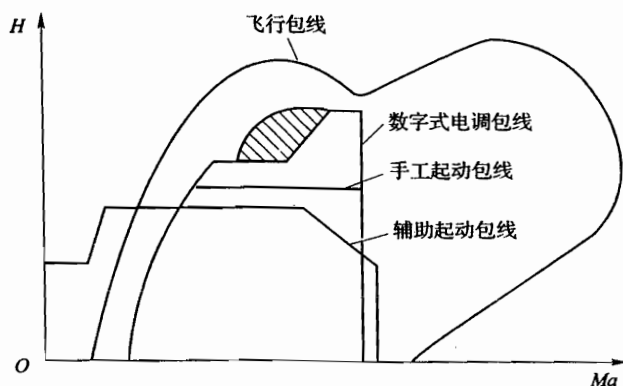


图5 典型发动机起动试飞包线

34.4 试验方法：迎面起动

- 预定的速度和高度飞行，检查系统、地面监控和跑道状况。
- 辅助起动装置和应急动力装置检查。
- 燃油控制模式。
- 关车：
- 注意降转和指示；
 - 飞到起动要求的状态；
 - 应急动力装置起动；
 - 计划停车着陆剖面。
- 在要求的起动飞行状态（降转状态）：
- 压力、时间和燃油控制；
 - 地面监控参数，燃油流量，点火， N_2 。
- 故障模态：
- 热悬挂；
 - 不点火；

- 飞控模态;
- 连续熄火。

——发动机恢复正常状态后,关辅助起动机、应急动力装置,恢复飞行状态,重新设置系统。

34.5 试验方法:辅助起动

——预定速度和高度飞行,检查系统、监控和跑道。

——应急动力装置检查(模态、压力)。

——辅助起动装置的起动和检查模态。

——燃油控制模态。

——停车:

- 降转和指示;
- 飞行到起动飞行状态;
- 应急动力装置工作,辅助起动装置连接;
- 关车,按计划剖面飞行。

——建立稳态下滑:

- 监控稳态转速和下降率;
- 监控稳态辅助起动装置。

——到起动飞行条件:

- 注意压力、时间和发控模态;
- 监控参数燃油流量、点火、 N_2 、加速度;
- 达慢车状态,断开辅助起动。

——故障模态:

- 热悬挂;
- 辅助起动失效;
- 飞控模态;
- 连续熄火。

——停止辅助起动、应急动力装置、恢复状态,重新设置系统。

34.6 试验方法:风车起动

——在预定高度和速度进行系统检查、监控和跑道检查。

——应急动力装置预起动(模态、压力)。

——燃油控制模态设置。

——关停发动机:

- 注意转速下降和指示;
- 飞到并保持起动飞行条件;
- 关车,按计划剖面飞行。

——注意最小转速 N_2 :

- 确定自动起动转速的飞行速度;

- 确定起动旋转和加速到自动起动转速的飞行速度；
- 对于每种速度的高度下降率。

——在起动状态下：

- 检查压力、时间和飞控模式；
- 监控燃油流量，点火， N_2 ，加速度；
- 在慢车时验证发动机响应。

——故障模式：

- 高度考虑；
- 辅助起动装置起动次数限制；
- 加速和高度下降率；
- 关停发动机的飞行剖面。

——成功起动，重新设置系统。

34.7 安全考虑

——跑道限制，应急着陆地面设备，拦阻索、路障、乘员救护。

——伴飞飞机：必需！

——起动失败的应急计划。

——最小液压：

- 完成熄火返场的高度；
- 停车前的压力。

——最小高度：

- 空中起动程序所需高度；
- 停车下降时弹射救生高度。

——确认过程和限制。

——在飞行模拟器上演练，特别是进场拉平和着陆的演练。

35 爬升性能

35.1 目的

——确定不同构型条件下的爬升程序。

——评价爬升性能（燃油、时间、距离、姿态）。

35.2 试验结果

——对计划使命任务的爬升性能。

35.3 试验方法

——选择高度和航向（特别是侧风条件下）。

——选择发动机状态：军用/最大。

——在设定的速度和高度，记录燃油量（即重量）、耗油率、大气条件、速度和爬升率。

——爬升到顶点（爬升率 = $2.5 \sim 0\text{m/s}$ ）。

——判据：

- 航向改变： 30° ；
- 速度偏离： $\pm 10\text{km/h}$ ； $Ma 0.01$ ；
- g 偏离： ± 0.1 ；
- 滚转角： $< 10^\circ$ 。

——监控： V_c/Ma ， H ，爬升率，航向，燃油重量等。

35.4 试验条件

——使用构型和重量。

35.5 安全考虑

——高空发动机和系统工作状态。

——高空的环境条件。

36 巡航性能

36.1 目的

——确定稳定巡航速度和高度飞行条件下全包线的推力和燃油流量。

——确定巡航性能、速度操纵性和灵敏性。

36.2 试验结果

——预定使用任务和待机条件下的巡航性能图和数据。

36.3 试验方法

——保持重量/压力比 W/δ 不变

——选择速度：

- 对应预测的待机（最小阻力）和最大航程（ C_L/C_D 最大）的速度；
- 增加和减小速度。

——稳定配平水平飞行，稳定发动机转速，要求稳定 3min ，且 $\dot{V}=0$ ， $\dot{H}=0$ 。

——记录 V_c ， Ma ， H_p ，燃油重量，燃油流量，OAT。

——监控： V/Ma ， H_p ，发动机，大气条件，提醒 W/δ 。

36.4 试验条件

——CAT-A：空/空和空/地构型。

——所有作战任务构型。

37 下降性能：远距离下降试验

37.1 目的

——对于典型的任务剖面 and 飞机构型，确定下降燃油和距离。

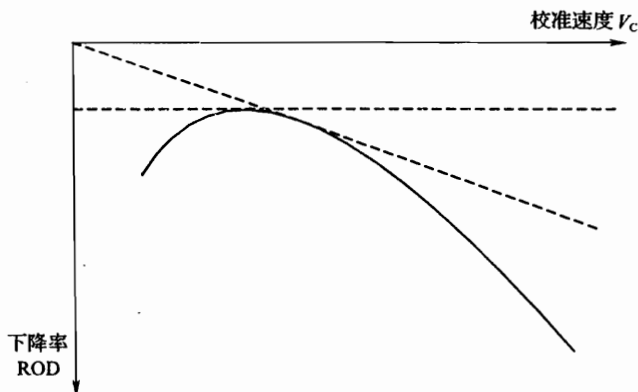


图6 各种速度对应的下降率

37.2 试验结果

对于给定使用任务所得到的下降程序和性能。

37.3 试验方法

——到达顶点下降高度之前，建立相应的速度和发动机状态。

——改变速度：

- 每一个下降率对应一个速度；
- 最低高度 3000m；
- 每个构型对应一组速度。

——对应实际使用情况改变发动机转速或使用减速板。

——记录时间，平均重量（燃油），燃油流量，发动机转速， H_p ，OAT。

——监控 H_p ， V_C ，发动机，燃油。

37.4 试验条件

——CAT - A：空/空和空/地。

——所有作战任务构型。

附录 II 试飞员人为因素及其防范

许多关于飞行事故报告和文章都得出这样的结论：所有飞行事故原因中有三分之二是人为因素；这三分之二的人为因素中驾驶员的因素又占三分之二。这个结论未免有些武断，因为它并没有进一步说明造成驾驶员犯错误的因素是什么？哪些是主观的，哪些是客观的（如工程上的和管理上的）。

试飞员也是人，是人就有疏忽，就有出错的时候，这种疏忽和出错有时会带来巨大的损失，包括生命、财产和政治损失。同时我们也应看到，试飞员不是普通的人，他们肩上的巨大责任，对他们严格的选拔和培训就是要求他们尽可能不犯或者少犯错误。下面对飞行中可能出现的人为因素及防范措施作一简要描述，便于在安全的管理工作中加以检查。

1 人的感知因素

1.1 感知方面可能存在的问题

——对距离、间距、高度和速度的误判。

——视觉方面出现问题，包括：

- 无明显特征的地形，如沙漠、水面、干湖床等；
- 天空昏暗；
- 前方呈现黑洞；
- 没有或者是假的地平线；
- 山区地貌或带斜坡的跑道；
- 直升机旋翼下洗气流影响；
- 异常的灯光干扰；
- 正对或背对阳光。

——前庭感觉方面可能存在的问题：

- 复合旋转对前庭强刺激造成晕眩感觉；
- 过载引起对上仰和下俯的错觉；
- 复杂运动引起的对角旋转方向的错觉；
- 大过载引起的对滚转角的错觉。

——空间感丧失和晕头转向，包括三种形式：

- 失去方向感，而自己还不知道；
- 头脑晕眩，不能自治；
- 前庭和视觉交叉耦合失去判别能力。

——引起对身体位置和飞机姿态错误感觉的因素：

- 失去目视和飞机姿态的参考；

- 加速度造成的错觉;
- 不利的身体状况: 药物、脱水、疲劳等。

——对情景失去感知:

- 地理转向, 偏离航线、偏离地图、迷路;
- 完全不知自己的处境, 对危险到来毫无察觉;
- 错误地判断所处状况;
- 不能随机应变, 束手无策, 一错到底;
- 不能预测和预感发展趋势;
- 错误假设, 主观臆断;
- 不能确认偏离;
- 负担过重, 时间紧迫。

——注意力分散:

- 飞行检查漏项, 被其他事分心;
- 飞行过程中懒于监控和体察, 不注意扫视座舱显示;
- 对通话和警示无动于衷;
- 操纵错误, 包括忘掉设置、不经意操作、操纵错位、张冠李戴、操纵反向、操纵不到位和不准确等。

1.2 影响注意和情景感知的原因

——不专心。

——专注一点, 不及其余, 或任务单一或单调。

——内、外因素引起的分心。

——任务负荷大, 包括任务压力和时间压力。

——精神负荷重, 解决问题牵涉精力大, 或者正处理的信息量过大。

——习惯势力影响, 以往飞老飞机的经验和习惯难以适应新飞机飞行。

——精神紧张或疲劳过度。

——作战任务工作负荷重。

——下任务讲解讨论不够, 试飞准备不充分。

——培训不够, 经验不足。

——新机培训中不正确的知识授受。

——不利的气象条件。

——不利的座舱环境。

——战术环境和显示信息过于复杂。

——驾驶员动力不足, 缺乏热情, 重视程度不够。

——差的座舱设计, 布局不合理。

1.3 针对感知方面的风险管理

——对驾驶员进行不断的安全教育和培训。

——与航空医学机构和飞行安全管理密切合作, 按要求进行检查和培训。

- 严格控制放飞气象条件。
- 使用任务分析矩阵,进行风险分析。
- 建立驾驶员规范,进行高风险任务管理,如夜航、气象、疲劳、培训等都应有相应的规定。

2 医学和生理因素

2.1 影响因素:

- 身体条件和状况,包括疾病史。
- 不利的影响因素。
- 过大的个人压力。
- 精神状态。
- 疲劳程度。
- 过大的 g 飞行。
- 供氧和通风不足。
- 其他。

2.2 对身体不利的影响因素

- 过于疲劳,12h 工作时间,工作很晚,或早 2:00 ~ 6:00 工作等。
- 长期疲乏,过度生理和心理负担,环境恶劣,缺乏睡眠。
- 长期个人问题影响,包括职位、职称压力。
- 不适应应急飞行条件和工作负荷转换。
- 医学或生理基础条件,如健康史,良好程度等。

2.3 医学和生理因素的风险管理

- 医学和身体状态的档案管理。
- 防止由于人为因素使驾驶员处于高压状态。
- 学习事故分析报告,吸取有关人为因素造成伤害的教训。
- 发挥航空医学队伍的作用。

3 知识和技能

3.1 知识和技能的因素

- 对系统和程序不了解,不理解。
- 飞行机动操作不到位,不准确。
- 座舱任务性能不正确,没有按文件规定进行,甚至使用错误程序或操作顺序。

3.2 造成操纵不好的原因

- 操纵不熟练，对现行标准不了解。
- 飞机性能差，相关文件没有指出这些飞机缺陷。
- 驾驶员总飞行时间少，飞过的飞机型号少。
- 对特定的试飞任务缺乏基本培训，没有经过飞行模拟培训。
- 缺乏近期任务试飞，特别是针对夜航、仪表飞行和复杂气象任务的飞行经验。
- 新改装的试飞员承担复杂试飞任务。
- 素质差的试飞员，历史上有过失败的飞行任务，或违规操作等。

3.3 知识和技能的风险管理

- 建立试飞员熟悉度和执行标准。
- 加强人的管理标准制定和贯彻。
- 按照标准编制和评定培训大纲。
- 建立试飞员培训档案。
- 根据特定任务和特定人进行专题培训，包括飞行模拟培训。
- 对素质差的试飞员调离或控制使用。

4 人品和安全观

4.1 人品和安全观因素

- 盲目自信型。
- 过于激情型。
- 赌气和气馁。
- 狂躁 (Hot Dogging)。
- 主观武断或优柔寡断。
- 盲目攀比或急于表现，将自己置于危险境地。

4.2 安全态度差的原因

- 热衷冒险。
- 过于自信。
- 素质差的或高冒险驾驶员。
- 无所顾忌的激情。
- 糟糕的指挥氛围和安全文化，缺乏优秀的领导。

4.3 人品和安全观的风险管理

- 识别热衷冒险的试飞员。
- 使用理智的驾驶员和合理的试飞方案。

- 定期进行人为因素检查和评审。
- 建立人为因素管理机构，对驾驶员进行风险管理。

5 判别和风险决策

5.1 判据和风险决策因素

- 盲目接受高风险任务。
- 错误判断了任务的风险性。
- 没有监督试飞过程和状态。
- 不恰当的任务优先级。
- 明知故犯地违反安全程序。
- 故意违反安全标准和规定。
- 牵强地超出驾驶员能力限制。
- 牵强地超出飞机性能限制。
- 牵强地超出试飞任务规定的参数。
- 出风头，造成社会压力。

5.2 不能正确判断风险的原因

- 狂躁或高冒险试飞员。
- 过分激情冲动。
- 不可控的生存压力。
- 轻率和优柔寡断的内在性格。
- 糟糕的指挥氛围和安全文化。

5.3 判断和决策的风险管理

- 加强制定和贯彻可飞和不可飞 (Go/No Go) 的判据。
- 通过实例讲解如何判别风险。
- 对驾驶员进行判别培训和评估。
- 监督和纠正冒险行为。
- 建立人员管理规范。

6 试飞员协调

6.1 协调方面的问题

- 没有充分的任务计划，下任务讲解或飞行协调准备不充分。
- 没有良好的交流计划，或意图没有得到沟通。
- 没有建立标准的语言。

- 听不懂、看不清、误解。
- 相互提问、相互检查和监督不够。
- 相关部门没有给出关键的关于安全的数据。
- 疏于领导和组织协调。
- 没有应用所有有用资源。
- 人员之间矛盾。

6.2 协调不善的原因

- 缺乏交流和协调的相关训练。
- 没有有效的驾驶员资源管理规范。
- 领导对驾驶员协调的要求和支持不够。
- 驾驶员的资历和经验没有拉开档次,形成梯队,造成互不服气。
- 领导安全文化对驾驶员安全观没有积极影响。

6.3 驾驶员协调的风险管理

- 建立协调交流规范。
- 进行协调沟通训练。
- 明确试飞队伍的岗位分工。
- 下任务讲解,飞行后讲评,飞行中的交流沟通。
- 通过专门培训进行驾驶员协调管理任务和技术的教学。

7 飞机设计和系统问题

7.1 设计和系统中影响安全的因素

- 错误的开关、摇臂和操纵。
- 容易混淆的座舱显示。
- 座舱操纵不易看、不易达。
- 对座舱告警的处置方法不明确,甚至误处理。
- 模态混淆。
- 影响驾驶员精力分配。

7.2 设计造成安全的原因

- 不良的主飞控方案。
- 主要数据显示或显示格式不合适。
- 座舱显示数据大小、方位、颜色、闪烁和亮度不合适,读数困难。
- 座舱显示控制或系统响应不协调。
- 没有必需的危险提示或告警,或者提示和告警级别分配不当。
- 糟糕的人机显示界面和适用性。

- 糟糕的飞机和系统说明书。
- 没有足够的系统支持或设施，如飞行模拟、导航、机动和交通管制支持设施等。
- 非标准的座舱布局。
- 不适当的自动化水平，或过于复杂的操纵模式。

7.3 设计和系统风险管理中

- 对试飞员加强飞机与系统培训，并参加试验。
- 提供充分的、准确的技术资料，通过读书飞行（Fly by the Book）。
- 改进试飞中出现的问题，来不及改进的也要采取临时措施。
- 建立足够的标准，充分的性能预测。
- 足够的资源支持试飞任务完成。

8 领导因素

8.1 领导方面的问题

- 不合理的程序计划和驾驶员任务分配。
- 不注意监督驾驶员的职责和休息。
- 没建立足够的标准。
- 没监督标准贯彻情况。
- 没重视驾驶员的资源 and 培训。
- 没控制和调离高冒险型驾驶员。
- 没建立和监督质量标准。
- 故意违反，或导致他人违反标准、规划和规定。
- 没有监督、调研和评定实际任务风险，包括：
 - 环境危害和使用状态；
 - 任务要求和驾驶员技术水平；
 - 驾驶员和系统限制（飞机、维修、机场、交通管制、飞行手册等）。

8.2 导致领导问题的原因

- 任务多、速度紧，组织管理工作负荷过重。
- 没有良好的安全文化和氛围，松散的管理。
- 没有通畅的上下沟通渠道。
- 对高冒险驾驶员没有控制环节。
- 没有足够航空医学人素工程培训。
- 没有航空医学标准。

8.3 管理层的风险管理

- 建立良好的安全文化和氛围。

- 管理者尽到安全管理责任。
- 把安全作为本单位的目标。
- 建立明确的执行标准。
- 对驾驶员进行充分的培训。
- 监督驾驶员规范执行。
- 了解自己和自己的团队。
- 开放的思路和开放的政策。
- 纠正执行不力和违规。
- 领导抓典型，好的或差的典型，奖励安全行为。
- 强化风险管理。
- 科学、客观、公正的事故分析。
- 了解飞机和系统限制和容差。
- 了解座舱布局的不合理性，了解控制和显示的设计缺陷。
- 公开危害信息，建议设计更改飞行使用手册。
- 关注机场、交通管制、制造商（飞机、发动机、航电等制造商）和合同商等相关信息。

参 考 文 献

- [1] Stoliker F N. Introduction to Flight Test Engineering [R]. AGARD – AG – 300 Vol. 14. 1995.
- [2] stinton D. Flying Qualities And Flight Testing of The Aeroplane [M]. Washington DC: AIAA. 1996.
- [3] Kadircan Kottas B S. USAF Pilot Perceptions of Workload Assessment in a Combat or High – threat Environment [R]. AFTL/GLM/LAG/97D – 1. 1997.
- [4] Clork C S, Sluty J. Clork and Jeff. sluty. Current Flying and Handling Qualities Simulation in AFRL/VA [R]. AIAA 2003 – 5760, 2003.
- [5] Leissling M D, Gestwa J M, Bauschat D L R. In – Flight Simulation In Support of an Aircraft Certification Process [R]. AIAA 2003 – 5532, 2003.
- [6] Norman Weingaten C. History of In – flight simulation & Flying Qualities Research At CALSPAN [R]. AIAA 2003 – 5464, 2003.
- [7] Markman S, Holder B. One – of – a – Kind Research Aircraft. 1995.
- [8] Cooper G E, Harper R P. Handling Qualities and Pilot Evaluation [M]. New York: Wright Brothers Lectureship in Aeronautics. 1984.
- [9] Walter J S, Maxwell C M. X – 29 Technology Demonstrator Flight Test Program Overview NASA Technical Memorandum 88809.
- [10] Gomez G. Spatial Disorientation: Some thing old & some thing new [R]. IAM. IAF: Indian Society of Aerospace Medicine. 2008.
- [11] Paul M. First Flight Preparation and Testing the F – 22A RARTOR. SETP Symposium proceedings. 1997.
- [12] Charles Chu M, Fwu – lai Wueng. IDF Flight Test program Overview. SETP Symposium Proceedings. 1997.
- [13] Robert J. The Encyclopedia of Modern Military Jets Combat Aircraft from 1945 to the present day. Silverdale Books. 2003.
- [14] Flight Control Systems – design, Installation and Test of Piloted Aircraft, General Specification for MIL – F – 9490D (VSAF). 1975.
- [15] Guy Williams Modeling and Simulation Technologies: Reconfigurable Flight Simulators in Modeling and simulation. AIAA 2004 – 5459, 2004.
- [16] Edmund B, Wilfried S. Virtual Flight Test as Advanced Step in Aircraft Development. AIAA 2002 – 5823, 2002.
- [17] Webster F, Smith T D. Flying Qualities Flight Testing of Digital Flight Control System. RTO – AG – 300 Vol. 21, AC/323 (SC1 – 034) TP/39. 2001.
- [18] Rick L, Brenner M. Flight – test Evaluation of Flutter – prediction Methods. DRC – 01 –

57. www.techbriefs.com/tsp.
- [19] Lingmi Zhang, Rune Brincker, Palle Andesen. An Overview of Operational Model Analysis: Major Development and Issues 1th International Operational Modal Analysis Conference April 26 – 27, 2005.
- [20] Dr. George Masters, Dr. Vernon Gordon. U. S Naval Test Pilot School Flight Test Manual Systems Testing. USNTPS – FTM – NO. 109. 2000. 1
- [21] Wagne M O. Aircraft Performance Flight Testing. AFFTC – TIH – 99 – 01 Technical Information Handbook. 2000.
- [22] Aviation Research Investigation Report B2004/0324. Dangerous Distraction. Australian Transport safety Bureau. www.Atsb.gov.au
- [23] Ciavarelli Dr A, Sather T. Human Factors Checklist: An Aircraft Accident Investigation Tool, Appendix B: Crew Resource Management (Naval postgraduate school, school of Aviation Safety, ciavarelli & Sather, 2002)
- [24] Babister A W. Aircraft Dynamic stability And Response. Printed and bound in Great Britain by William Clowes (Beccles) Limited, Beccles and London. 1980.
- [25] Carter J F, Stoliker P C. Flying Quality Analysis of a JAS – 39 Gripen Ministick Controller in an F/A – 18 Aircraft. NASA/TM – 2000 – 209024, 2000.
- [26] Weger P. The Euro – fighter 2000 First Flight Phase. SETP 38th Symposium proceedings 1994.
- [27] Fragle L, Frey C. The Initial Euro – fighter 2000 Flight Test Program SETP Proceedings, 2000.
- [28] Testing the New Swedish Multi – role A/C the JAS – 39 Gripen. SETP Proceeding.
- [29] Sigbjörnsson T. JAS – 39 Gripen – A Program overview.
- [30] Metz P. Flight Test of the YF – 23 Advanced Tactical Fighter. AIAA 92 – 1039
- [31] Dennis O. Hines Simulation in Support of Flight Testing. ADA 385006 RTO – AG – 300VOL. 19. 2000.
- [32] Pineiro L A. Parameter – Adaptive Model – Following for In – Flight Simulation Thesis AD – A190567.
- [33] Wright Brothers: First Aeronautical Engineers and Test Pilots. F. E. C. Culick. 45th SETP Symposium Proceedings. 2001.
- [34] Hans Sjöblom and Björn “Tex”. Johansson (M). GRIPEN High AoA and Spin Auto – Recovery Testing. 43th SETP Symposium Proceedings. P2000004
- [35] 周自全, 张子彦. 飞行品质和飞行安全 [J]. 飞行力学, 2009 (4).
- [36] 周自全, 余静. 从飞行品质观点谈飞行操纵系统规范 [J]. 国际航空, 1981 (11).
- [37] 李树有, 张培田. 飞机反尾旋伞系统设计准则 [J]. 飞行力学, 2002 (1).
- [38] 沈阳飞机设计所. 不利的飞行员: 飞机相互影响的理解和防范 [D]. 主动控制技术文件. 2000 (10)
- [39] 飞机敏捷性的飞行试验. 王颀译自 (AIAA – 90 – 1308 – CP). 国外现代战斗机试飞技术 (译文集). 中国飞行试验研究院.

- [40] 飞机动态机动性能的评定指标. 王颖译. 《Cockpit - January, February, March, 1992》
- [41] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册: 第12册 飞机控制系统和液压系统设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2003.
- [42] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册: 第9册 载荷、强度和刚度 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2003.
- [43] 格拉顿 И Г, 康德拉丘克 В К. 飞机的飞行试验. 刘兆林, 译. 2002.
- [44] 李凡, 张承宗, 刘选民. 国际飞行试验机构、试飞员培养及型号试飞 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.
- [45] 魏钢. F-22“猛禽”战斗机 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.
- [46] 高浩, 朱培申, 高正红. 高等飞行动力学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.
- [47] 刘兴堂, 周自全, 刘力等. 现代导航、制导与测控技术 [M]. 北京: 科学出版社, 2010.
- [48] 周自全. 歼10试飞 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2010.
- [49] 周自全, 刘兴堂, 刘力等. 现代飞行模拟技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1999.
- [50] 刘兴堂, 吕杰, 周自全. 空中飞行模拟器 [M]. 国防工业出版社, 2003.
- [51] 英帝国试飞员学校教程. 中国飞行试验研究院译. 1991.
- [52] 魏钢. F-35“闪电”Ⅲ战斗机 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.
- [53] 吕杰. 飞在前面 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
- [54] 林海. 论飞行性能试飞方法 [D]. 美国试飞工程师协会第23届年会会议录. 1994.
- [55] 周自全. 飞行力学和飞行控制试飞技术 [J]. 飞行力学, 1998 (9).
- [56] 周自全, 周建新. 用跟踪法研究人机闭环品质 [J]. 飞行力学, 1985 (6).
- [57] 周自全. 现代战斗机的飞行试验 [J]. 北京航空航天大学学报. 2003 (8).
- [58] 周自全, 赵永杰. 空中飞行模拟与电传飞机飞行试验 [J]. 飞行力学, 2005 (10).
- [59] 周自全. 飞行力学与飞行试验 [J]. 飞行力学, 2002 (9).
- [60] 国防科学技术工业委员会. 电传操纵系统飞机的飞行品质. GJB 2874—1997. 1997.
- [61] 国防科学技术工业委员会. 有人驾驶飞机(固定翼)飞行品质. GJB 185—1986. 1987.
- [62] 马施柯夫斯基 И М, 列奥诺夫 В А, 巴普拉夫斯基 Б К. 飞机飞行试验及试验结果的处理 [M]. 王德英, 杨增复, 李云保, 等译. 北京: 航空工业出版社, 1991.
- [63] 马多纳 D E. 性能理论和飞行试验技术 [J]. 陈启顺, 李志强, 侯玉燕, 等译. 飞行力学杂志社, 1990 (1).
- [64] 格拉斯哥 W H. 稳定性和操纵性飞行试验 [J]. 李树有, 全昌业, 罗荣增, 等译. 飞行力学杂志社. 1989 (11).
- [65] 李文正. X系列飞行器: 从X-1到X-45 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2004.