

750746

V244/06

飞行器安全救生

张汉镔 主编



北京航空航天大学出版社



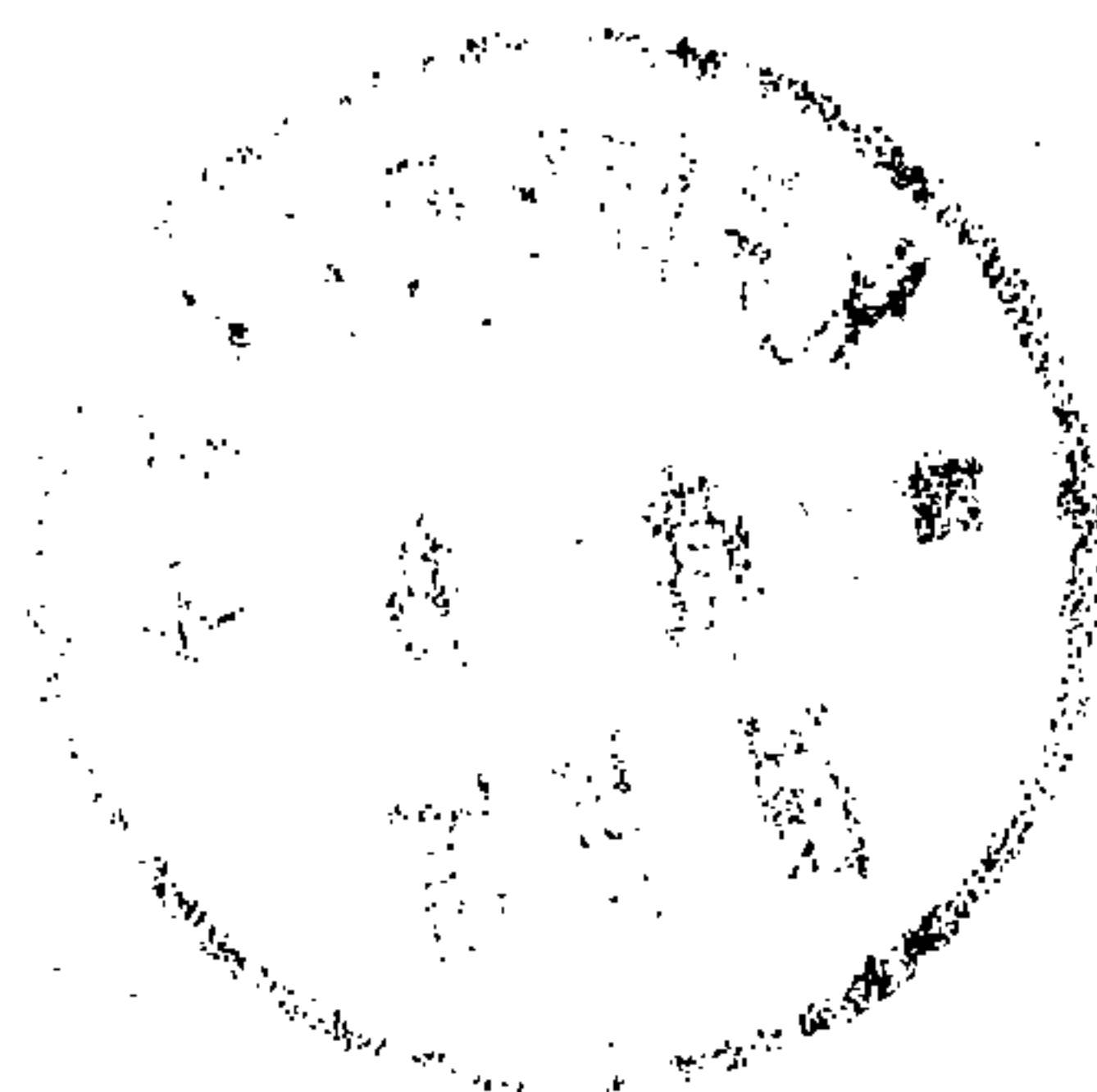
C0232545

V244/
06

内 容 简 介

本书根据航空航天工业部院校有关教学大纲编写。书中主要阐述飞行器个人防护救生和安全问题。全书共十四章。前八章介绍了飞机应急救生条件和所需解决的问题;飞机救生系统及其部件(弹射装置、降落伞等)的工作原理、构造、设计原则和计算方法、试验方法以及其发展方向,对载人航天飞行器的各种救生方案作了系统介绍。后六章介绍了飞行中遇到高空低压、缺氧、热负荷、高过载和碰撞等环境因素对人体的影响,并系统介绍飞行员各种防护装备的防护机理、设计原则和计算方法,对于各种航天服作了专门论述。

本书可作为航空航天工业部所属高等院校的教材,可用作有关专业培训工程技术人员的教材,也是航空航天有关专业工程技术人员的重要参考书。



飞 行 器 安 全 救 生

FEIXINGQI ANQUAN JIUSHENG

张 汉 滨 主 编

责任编辑 曾昭奇

北京航空航天大学出版社出版

新华书店总店科技发行所发行 各地新华书店经销

北京密云华都印刷厂印装

787×1092 1/16 印张: 17.5 字数: 443千字

1990年元月第一版 1990年元月第一次印刷 印数: 800册

ISBN 7-81012-142-1/V·014 定价: 3.50元

现
器被击
行中发
返回基
开安全
行状态
飞机的
出舱后
飞行员
水面)
布的每
度大于
救生挂
而弹身
系统。
的弹身
急需角
理
件的良
果没不
的重
飞行
乘员挂
能的挂
提高,
迫切
护救
径。
救生
吴剑
由龚

前 言

现代飞行器是安全可靠的，但是还不能保证飞行中不发生故障。在战斗过程中，飞行器被击中而不能正常飞行，甚至机体损毁则更是经常发生的。因此，必须保证飞行员在飞行中发生故障而弃机时能立即安全离机、下降、着陆（或水面）、生存待援以及最后安全返回基地。当飞行处在平飞状态，飞行速度不超过 500km/h 时，飞行员可以打开舱盖，解开安全带，从座舱中爬出，然后乘降落伞下降。但是现代高性能飞机发生故障时所处的飞行状态和飞行速度都可能在很大范围内变动。如果采用上述简单方法必然会导致飞行员和飞机的某些部件例如机翼、尾翼等相碰撞而导致伤残以至死亡，或者根本无法出舱，或者出舱后瞬间即被高速气流吹袭而致伤或致死。50年代发展了弹射救生技术，即利用动力将飞行员连同座椅一起从飞机弹出到安全距离以外，然后再开伞下降直至平安到达地面（或水面）。目前这是高性能飞机在应急情况下飞行员的唯一可靠救生设备。从1956年美国公布的统计资料来看，在飞行速度小于 470km/h 弹射时，约有90%的飞行员能够救生。而速度大于 900km/h 时，救生的成功率约50%，其余是重伤和死亡。最近二、三十年来弹射救生技术采用了很多新技术，因此安全率也有所提高。但是新研制飞机的性能有很大提高而弹射救生技术尚不能完全满足这些增长的要求，各国都在研制新的性能更高的弹射救生系统。另外，过去较大的注意力集中在单座战斗机飞行员的救生方向，而对多座飞机人员的弹射救生、直升机的救生、航天飞机的救生等很多领域研究得不够，因此尚有很多问题急需解决。

现代飞机一般都配有良好环境控制系统的气密座舱，因此乘员是处在接近正常地面条件的良好环境之中。但是当座舱失去气密时，舱内人员立即暴露在恶劣的外界环境中。如果没有完善的防护装备则将无法忍受。有些战斗机由于战斗条件的要求和节省环控系统重量、容积和价格，即使在正常飞行中也不提供足够的座舱空气压力。因此这种飞机的飞行员在正常飞行中也要佩戴供氧面具以提高吸入气中的氧分压。所以必须为高性能飞机乘员提供防护高空低压、缺氧、热应激、碰撞、过载等性能的个人防护装备。随着飞机性能的提高，它在机动飞行中对飞行员产生的正向过载值、过载增长率和持续时间都大幅度提高，因此使原有的抗荷系统无法满足要求。近年来各国研制高性能抗荷系统已成为十分迫切的问题了。

本书叙述了飞行中遇到的一些环境因素以及其对人体的影响、防护这些因素的机理、防护救生装备的工作原理、设计理论基础和设计方法、研究和发展防护救生装备的方向和途径。本书总结了我国和国外在研究、制造和发展飞行员防护救生装备方面的经验，为防护救生设备设计者和在航空航天领域中工作的工程技术人员提供有关资料。

本书由北京航空航天大学张汉镔同志主编，参加编写工作的有南京航空学院龚文轩、吴剑萍、王利荣、北京航空航天大学孙长祝、张汉镔等同志。全书共十四章。第一、五章由龚文轩编写，第二、四、六、七、八章由孙长祝编写，第三章由吴剑萍编写，第九、

限于编者的水平，书中有不恰当甚至错误的地方，敬请批评指正。

1988年11月

A
A_b
A.
A_f
A,
A.
A_{wz}
A,
a
C
C.
C.
C.
C.
C.
C.
C.
C.
C.
C.
C.
D
d
DRI
E
E.
F
F_f
F.
F,
F_T
F_i
F_w
F.

符 号 表

A	面积
A_s	稳定板面积
A_e	喷管出口面积
A_f	总燃烧面积
A_c	燃烧面积 (单根药柱)
A_c	临界截面积
A_{us}	稳定伞面积
A_y	座椅气动特征面积
a	燃烧指数
C	阻力系数
C^*	特征速度
C_d	流量系数
C_F	推力系数
C_m	气动力矩系数
$C_{m\dot{\alpha}}$	座椅的俯仰阻尼力矩系数
C_v	定容比热
C_{us}	稳定伞阻力系数
C_x	气动阻力系数
C_y	气动升力系数
$C'_{y\dot{\alpha}}$	升力系数 C_y 曲线的斜率
D	直径, 外径, 药柱外径
d	内径, 药柱内径
DRI	动力响应指数
E	弹性模数, 能量
E_s	散热能量损失
F	力, 火箭推力, 面积
F_f	摩擦力
F_n	火箭内表面作用力
F_p	推气孔流通面积
F_T	特征推力
F_k	弹射力
F_o	火箭外表面作用力
F_s	火箭助推器的侧向推力

$\overline{F}$	平均推力	m_P
f	火药力	$\dot{m}$
f	挠度	$\overline{m}$
G	重力, 重量, 人-椅系统重量	N
G_p	排气流量	n
G_r	已燃火药重量	n_K
G_{sec}	单位时间火药燃烧量	n_{max}
G_y	火药重量	P
g	重力加速度	p
H	焓	p_a
H_c	入口截面焓	p_c
H_e	出口截面焓	p_e
H_o	滞止焓	p_{max}
h	长度, 药柱长度	p_o
I	惯性矩, 转动惯量	Q
I_A	绕A轴惯性矩	Q_w
I_C	绕重心惯性矩	R
$\bar{I}_f$	火箭总冲	R_o
I_s	火箭比冲量	r
I_z	绕z轴惯性矩	s
j	加速度	T
K	弯曲刚度	T_e
k	绝热指数, 比热比	T_f
k_1	摩擦修正系数	T_x
k_2	散热修正系数	t
L	长度, 总行程, 座椅的特征长度	t_a
L_0	弹射机构的行程长度	t_k
L_P	距离, 座椅重心到稳定伞连接点的距离	t_m
l	行程	t_L
M	质量流量, 力矩	u
M_G	重力矩	u_1
M_j	弹射力矩	u_e
M_P	升力力矩	u_{ef}
M_Q	阻力力矩	u_L
$M_{T\dot{\varphi}}$	火箭喷流阻尼力矩	v
$M_{\dot{\varphi}}$	俯仰阻尼力矩	v_f
$M_{w\delta}$	稳定伞力矩	v_i
m	质量, 人-椅系统质量	v_k
m_f	附加质量	v_o

m_P	装药质量
$\dot{m}$	质量流量
$\overline{m}$	平均分子量
N	数量, 药柱根数
n	过载
n_K	弹射过载
n_{max}	最大过载
P	升力, 人-椅系统的升力
p	压力
p_a	大气标准压力
p_o	入口压力
p_e	出口压力
p_{max}	最大压力
p_o	初始压力
Q	阻力, 人-椅系统阻力, 热功当量
Q_w	热值
R	燃气气体常数, 反作用力
R_o	通用气体常数
r	座椅重心向量半径
s	距离
T	绝对温度
T_o	出口温度
T_f	出口总温
T_x	系统动能
t	时间
t_o	火箭工作时间
t_k	开伞时间
t_m	工作时间, 充满时间
t_L	拉直时间
u	速度, 燃烧速度
u_1	燃烧速度系数
u_e	燃气出口速度
u_{ef}	等效喷气速度
u_L	极限喷气速度
v	速度, 弹射座椅的运动速度
v_f	飞机的飞行速度
v_i	表速
v_{k_o}	弹射初速
v_o	弹射出口速度

$v_{\downarrow}$	飞机下沉速度
W	容积
W_B	燃烧定容积
W_{cp}	弹射机构平均容积
W_f	弹射弹自由容积
W_0	初始容积
w	比容
w_1	火药气体比容
x_T	座椅重心坐标
y_T	座椅重心坐标
α	余容, 冲角
β	夹角
β_t	火箭推力与靠背夹角
γ	夹角, 重度
γ_f	飞机俯冲角
γ_r	飞机滚转角
Δ	装填密度
δ	弹性压缩变形
δ_w	单位功
ξ	阻尼比
θ	速度角
θ_0	初始速度角
ϑ	座椅倾角
μ	流量系数
ρ	密度, 空气密度, 燃气密度
φ	夹角
φ_s	人-椅系统的轨迹偏转角
$\dot{\varphi}$	角速度
χ	导轨后倾角
ω	角速度
ω_C	绕C点转动角速度
ω_n	无阻尼自然频率
ω_0	初始角速度
ω_z	座椅的转动角速度

前
符 号

第一章

第一节
第二节
第三节
第四节
第五节
第六节

第二章

第一节
第二节
第三节
第四节

第三章

第一
第二
第三
第四
第五

第四章

第一
第二
第三
第四

第五章

第一
第二

目 录

前 言 符 号 表

第一章 飞机弹射救生基本问题

第一节	飞机应急离机过程和弹射救生基本问题.....	(1)
第二节	弹射救生过程中的过载.....	(3)
第三节	高速气流吹袭.....	(13)
第四节	座椅离机后的稳定性.....	(14)
第五节	救生过程中的干扰.....	(15)
第六节	低空救生.....	(17)

第二章 弹射救生装置

第一节	清除弹射通道装置.....	(21)
第二节	弹射座椅.....	(27)
第三节	弹射动力装置.....	(37)
第四节	救生伞系统.....	(40)

第三章 救生伞理论

第一节	救生伞的工作过程.....	(45)
第二节	降落伞的气动性能.....	(49)
第三节	降落伞开伞过程计算.....	(60)
第四节	伞衣结构设计.....	(75)
第五节	伞衣强度计算.....	(78)

第四章 弹射动力装置性能计算

第一节	概述.....	(86)
第二节	火药的基本知识.....	(87)
第三节	弹射机构内弹道计算.....	(90)
第四节	火箭弹射动力装置.....	(98)

第五章 弹射座椅离机后的运动计算

第一节	概述.....	(104)
第二节	作用在弹射座椅上的力和力矩.....	(108)

第三节	座椅运动方程及其解法.....	(112)
第四节	飞机垂直机动飞行状态下弹射.....	(114)
第五节	各种参数对弹射座椅运动轨迹的影响.....	(120)

第六章 弹射座椅运动稳定性

第一节	概述.....	(126)
第二节	座椅脱离导轨瞬间的倾角和角速度计算.....	(126)
第三节	座椅与弹射机构分离瞬间的倾角和角速度计算.....	(131)
第四节	考虑弹射机构弹性力的座椅离机的倾角和角速度计算.....	(134)
第五节	弹射座椅运动稳定性分析.....	(136)

第七章 各种飞行器的应急救生装置

第一节	弹射座舱和分离座舱.....	(141)
第二节	直升机救生设备.....	(143)
第三节	旅客机应急救生设备.....	(150)
第四节	航天飞行器的救生方案和设备.....	(154)

第八章 救生设备的试验

第一节	概述.....	(165)
第二节	风洞试验.....	(166)
第三节	地面发射试验.....	(166)
第四节	火箭滑车试验.....	(168)
第五节	空中试验.....	(170)

第九章 飞机供氧系统

第一节	概述.....	(173)
第二节	供氧系统及其主要参数.....	(176)
第三节	氧源.....	(181)
第四节	氧气调节器.....	(187)
第五节	氧气调节器的主要机构.....	(194)

第十章 飞行防护服装

第一节	概述.....	(202)
第二节	全压服.....	(203)
第三节	分压服 (代偿服)	(216)

第十一章 航天服

第一节	舱外服.....	(221)
第二节	登月服.....	(232)

第十二章	抗荷系统	
第一节	飞行中的长时间加速度.....	(241)
第二节	长时间正加速度对人体的影响.....	(244)
第三节	对长时间正加速度的防护.....	(245)
第四节	抗荷服系统.....	(246)
第五节	抗荷调压器.....	(247)
第十三章	保护头盔	
第一节	飞行中的碰撞及头部损伤.....	(250)
第二节	头盔防护机理.....	(251)
第三节	保护头盔的设计要求和典型保护头盔.....	(252)
第十四章	海上及沙漠救生	
第一节	海上及沙漠环境对人体的影响.....	(256)
第二节	海上救生.....	(257)
第三节	沙漠救生.....	(261)
附 录		(263)
参考文献		(265)

第一章 飞机弹射救生基本问题

第一节 飞机应急离机过程和弹射救生基本问题

现代飞机失事时，保证飞行员救生的工具是弹射座椅和救生伞。弹射座椅保证飞行员顺利地脱离飞机；救生伞保证飞行员安全地着陆。

飞机弹射救生的一般过程如图1-1所示。可分为六个主要阶段：

- 1) 弹射准备：飞行员决定弹离飞机，按要求做好弹射准备姿势；
- 2) 抛座舱盖：飞行员操纵抛盖系统，抛掉座舱盖；
- 3) 弹射离机：飞行员击发弹射弹，弹射机构把人-椅系统弹离座舱，并越过垂直尾翼；
- 4) 稳定减速：人-椅系统在空气中继续作稳定减速运动；
- 5) 人、椅分离，打开主伞，飞行员乘主伞缓慢下降；
- 6) 安全着陆。

这六个阶段是连续发生的。有的阶段时间极短，例如抛盖和弹射；有的阶段则较长，例如飞行员乘主伞降落。对于不同的弹射座椅系统，救生程序可有所不同。但是救生过程的每一阶段都必须安全可靠。某一阶段发生故障或失败，就会严重影响飞行员的生命安全。因此有必要研究救生过程的每一个阶段及其相互间的衔接，找出并解决其中的关键问题，以保证可靠救生。

纵观弹射救生过程，保证飞行员安全救生，必须满足两个基本条件。即：保证飞行员顺利地脱离飞机和保证救生伞及个人防护装备可靠的工作。

一、保证飞行员顺利离机

应急脱离飞机的条件取决于飞行速度、飞行高度、飞机的布局、脱离系统的性能、地理气象条件、飞行员的生理和心理状态以及飞机失事的应急情况等各种因素。但就高速飞机的救生来看，飞行员离机的安全性基本上决定于下列几个问题解决的程度。

- 1) 保证飞行员迅速离机，及时与弹射座椅分离，并使其不产生空中碰撞；
- 2) 迎面气流引起的制动过载，应保证在人体许可制动过载的范围内；
- 3) 克服由于迎面气流影响所造成的旋转运动及飞行员头颈和四肢的摆动；
- 4) 保证飞行员人体部分免受高速气流的直接侵袭。

从上述条件中可以清楚地看出，飞行速度的增加，将大大恶化被迫离机条件。因为当在一定飞行高度和忽略飞行速度对阻力系数的影响时，气动阻力是与速度的平方成比例的。随着飞行速度的大大增加，人所受的动压力也就急剧增加。

如图1-2所示，当飞行速度不超过180km/h时(表速)，飞行员可以不很费力的经过座舱盖、机门或舱口离开飞机。在这种情况下，飞行员所受的空气阻力约为800~1000N。然而，当速度为360km/h，即速度增加一倍的情况下，空气阻力增加为原来的四倍。此

时作用于人体的阻力达3200~4000N。当速度增加至每小时500km时，甚至伸在机舱外的头及手就承受500~800N的阻力。可以设想，在这种情况下，飞行员想凭借自身的体力来跳出机舱，几乎是完全不可能了。同时，即使当飞行员“艰难”地爬出了座舱，由于脱离飞机的速度如此的小（几乎为零），迎面的高速气流很快将飞行员吹向尾翼，此时生存的可能性也是不大的。

二、保证救生伞可靠的工作

救生伞的可靠工作取决于下述的几个条件：

- 1) 救生伞能在任何飞行条件下的许可速压范围内开伞；
- 2) 飞行员自应急离机高度到允许救生伞开伞高度的稳定坠落；
- 3) 足够的开伞高度，以保证救生伞开伞和减速到人体允许的着落速度（6m/s）。

对于飞行速度不大于300km/h的飞机来说，由于普通结构的救生伞也能保证飞行员离机后安全开伞，所以基本上不存在第一个开伞条件问题。目前性能最优良的救生伞可允许在机速为600km/h的情况下强制开伞（离机后立即打开伞包），可保证开伞动载不致引起超过伞结构的许可强度及人的允许承受过载极限。当速度超过此值时，采用单个救生伞就无法保证上述开伞条件，除非飞行员能继续操纵失事的飞机，使其减速到允许开伞的速度以下，然后离机，或者在离机后经一段时间的减速后，在允许的开伞速度下进行开伞。

上述的两种可能情况在飞行速度很大的飞机上是很难实现的。因此在近音速或超音速飞机上普遍采用两个或三个减速伞以达到第一个许可开伞条件。当然在开主伞前的这一段减速过程中要保证足够的稳定。一般可依靠小减速伞作稳定伞，使减速和稳定同时得到满足。最后问题就在于需要足够的高度，以便在经过稳定减速阶段损失了大量高度之后，还能具有足够的主伞开伞高度，保证飞行员的安全着陆速度。

综上所述，我们可以把飞机的弹射救生条件归结为以下五点：

- 1) 弹射救生系统在工作过程中产生的过载，应保证在人体的许可过载范围内；
- 2) 有效地防护飞行员的脸部及其他部分（主要是四肢）免受高速气流的吹袭影响；
- 3) 人椅离机后，保证飞行员处于稳定状态；
- 4) 必须顺利地脱离失事的飞机，防止飞行员与飞机的各部分的一切干扰现象；
- 5) 保证最低的安全救生高度。

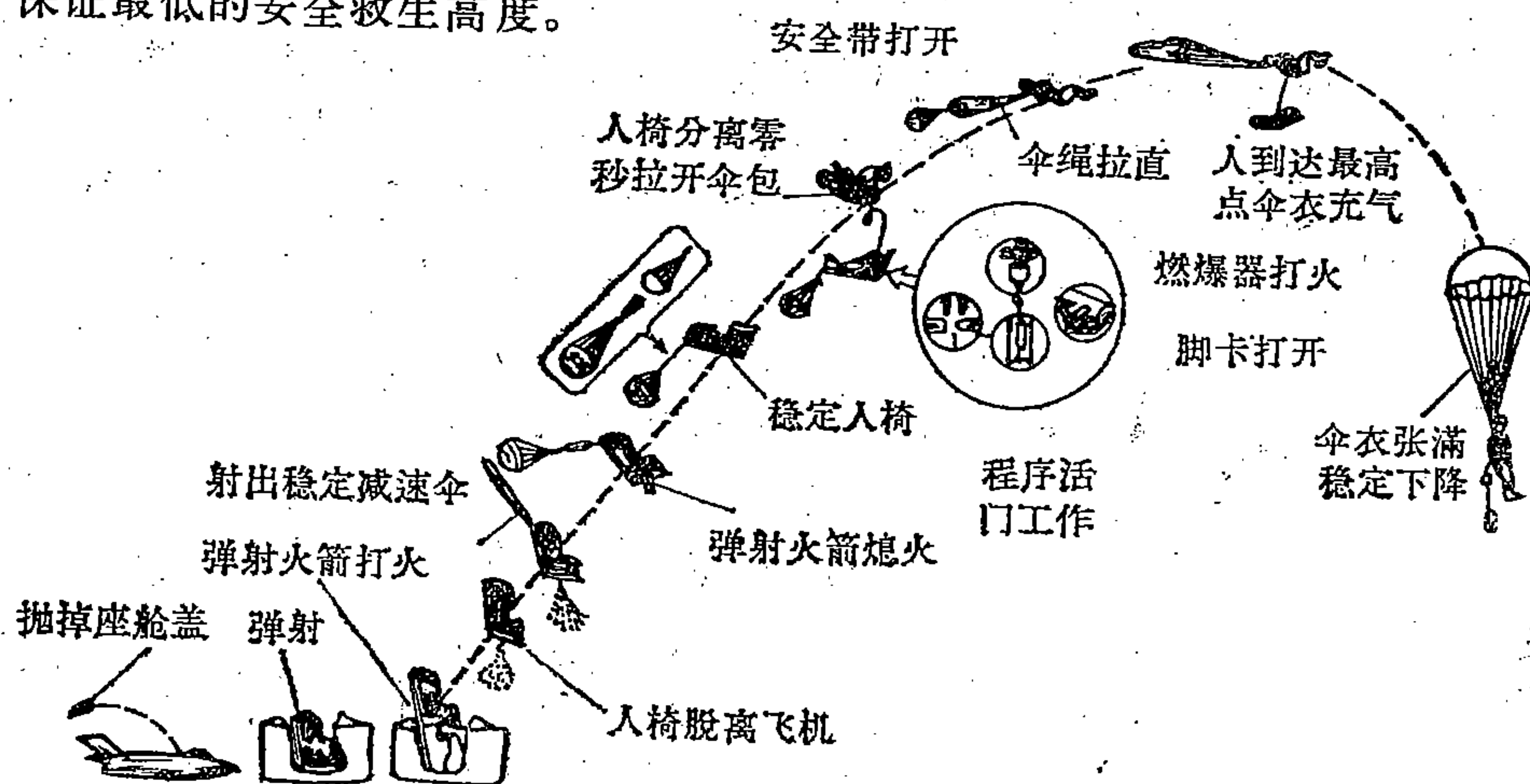


图1-1 飞机弹射救生一般过程

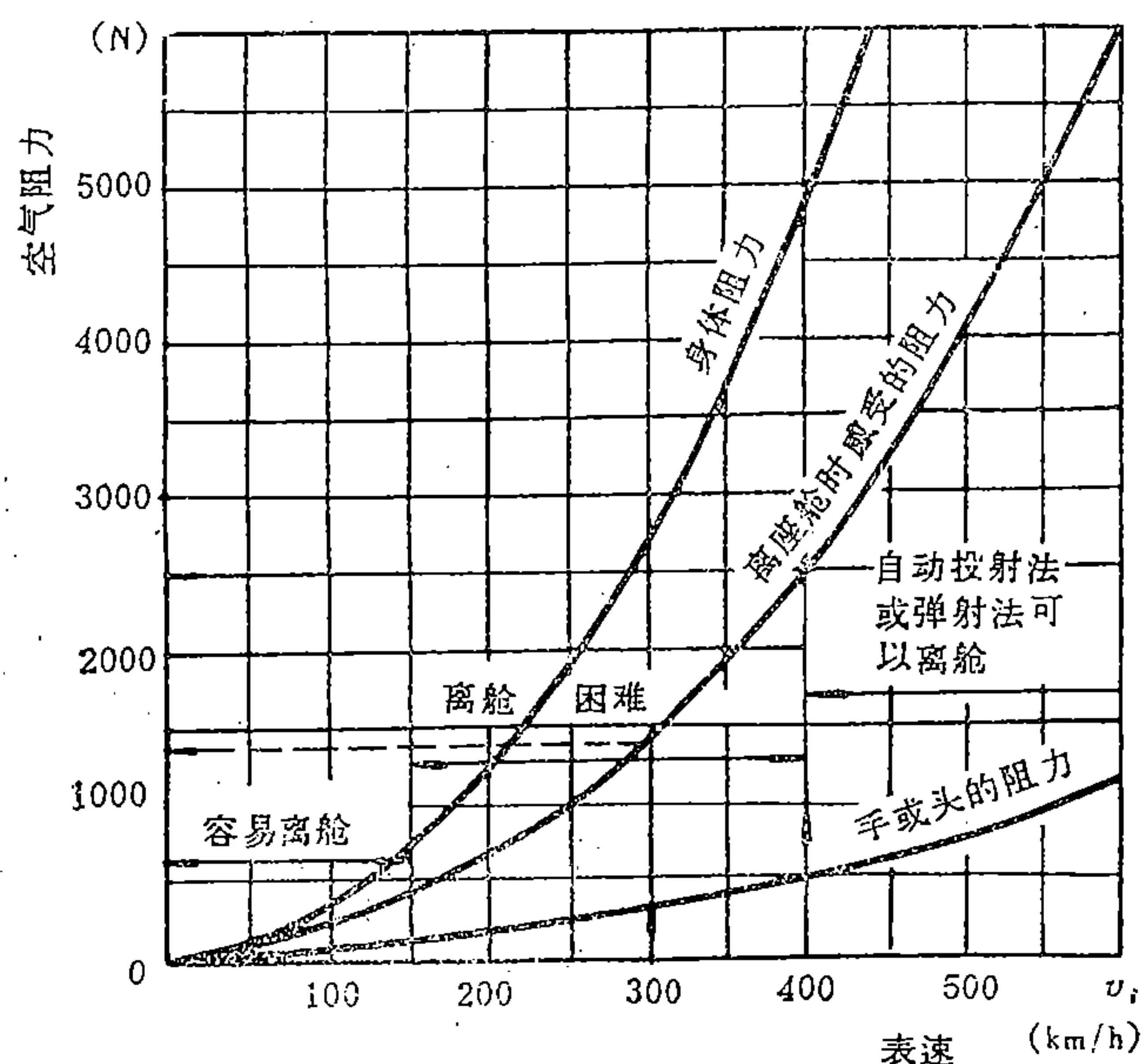


图1-2 根据飞行速度身体阻力的变化

第二节 弹射救生过程中的过载

一、过载的概念

过载是由物体受到外力作用，作加速或减速运动时实际作用在物体上的一种载荷。对于过载，目前有两种不同的定义：

第一种过载定义为：过载 n 是作用在运动物体上的外力（此外力不包括重力）和运动物体重量之间的比值。

第二种过载定义为：过载 n 是物体运动加速度与重力加速度之比值，或者说，过载 n 是包括重力在内的外力与物体重量之比值。

现在以弹射方程为例来说明过载的性质。人-椅系统在出舱过程中作用有弹射推力 F_k 和重力 G 。人-椅系统在这两种力的作用下作加速运动。可列出如下方程：

$$m \frac{dv}{dt} = F_k - G \cos \chi \quad (1-1)$$

式中 m —— 人-椅系统质量；

$\frac{dv}{dt}$ —— 人-椅系统重心加速度；

F_k —— 弹射推力；

G —— 人-椅系统重量；

χ —— 弹射座椅的安装角。

根据第一种过载定义，过载 n 为

$$n = \frac{F_k}{G} = \frac{\frac{dv}{dt}}{g} + \cos \chi$$

设 $\chi = 0$, 则

$$n = \frac{\frac{dv}{dt}}{g} + 1 \quad (\text{垂直地面方向})$$

$\chi = 90^\circ$ 则

$$n = \frac{\frac{dv}{dt}}{g} \quad (\text{水平方向})$$

由此可知：物体作垂直加速运动时，过载等于加速度值与重力加速度值的比值，再加一个单位过载；物体作水平加速运动时，过载等于加速度值与重力加速度值的比值。对于静止着的物体来说，其加速度等于零。因此，按第一种过载定义，在垂直方向上过载为1；而按第二种过载定义，则在垂直方向上过载为零。在水平方向上，按上述两种过载定义，过载均为零。也就是说，在平行于地面的水平方向上，两种定义的过载值是一样的。在垂直地面方向上，两种定义的过载值相差一个单位的过载值。

由过载定义可知，过载是一个无量纲的值。它反映了物体加速度的相对大小，也反映了物体所受外力的相对大小；同时它也是有方向的。我们定义过载的方向为物体惯性力的方向。所以，过载的方向与加速度的方向相反，亦即在加速时，它与运动方向相反，而在减速时，它与运动方向相同。

在高速飞机上救生时，为了避免飞行员在弹离飞机本体后碰撞飞机的凸出部分（如垂直尾翼），要求它具有一定的弹射出口速度，使人有足够的轨迹高度越过垂直尾翼。由于

弹射出口速度是在短行程内获得的，所以在弹射过程中会有很大的过载作用在人体上，其作用时间一般为0.2~0.3s。当人离开飞机后，由于气流的制动作用，又会使入承受制动过载。当救生伞开伞时，由于气动载荷突然加大，使人-伞系统的下降速度立即减慢，此时人又受到开伞过载。在人着陆时，下降速度立即变为零，此时又受到着陆过载的作用。

对人来说，当过载的方向是沿着躯干时，称为纵向过载。当过载的方向是从前向后或者相反时，称为横向过载。当过载方向是从右方向左方或由左方向右方作用时，称为侧向过载。此外，纵向过载常分成正向和负向两种，从头向脚作用的过载属于正过载，从脚部向头作用的过载属于负过载。飞行员从飞机中向上弹射时及乘降落伞下降时开伞所感受到的过载都是正过载。人承受负过载的能力要较承受正向过载的差，故一般应尽量避免使人承受负过载。

若物体承受到若干种力的作用，则在计算过载时必须求出这些力的几何总和，这时并

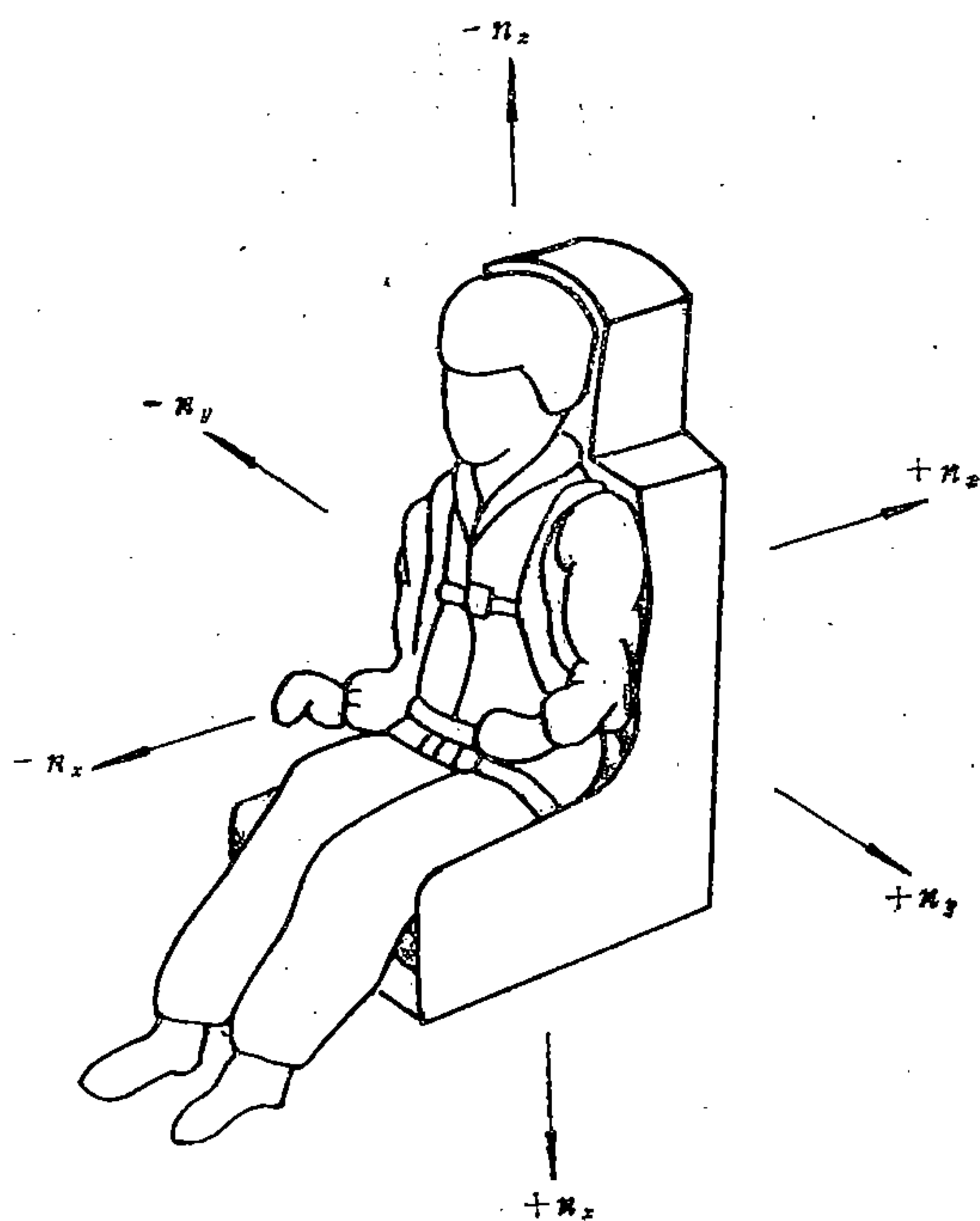


图1-3 作用于人体的生理加速度坐标系统

若物体承受到若干种力的作用，则在计算过载时必须求出这些力的几何总和，这时并

不考虑重力。按照所采用的定义，作用在静止物体上的过载等于1。若考虑重力，则物体静止时的过载就等于零（因为重力和支座的反作用相互抵消）。

计算过载时，作用在物体上的力的几何总和，同样也不包括惯性力。

物体所承受的加速度的类型（向心的、直线的加速度）是不影响过载大小的，只是过载的方向与加速度的类型有关。为便于分析和计算过载，象速度和加速度一样，把过载标定在直角坐标系的三轴上（见图1-3）。 z 轴是沿脊椎向下， $+n_z$ 表示加速度作用使心脏向下移位。 x 轴是前胸到后背， $+n_x$ 表示加速度作用使心脏向背部移位。 y 轴是由右到左， $+n_y$ 表示加速度作用使心脏向左移位。

在航空医学上，当谈到过载对机体的影响时，往往用“生理加速度”这个术语，而不用过载这一术语。

二、过载对人体的影响和耐受极限

人体是由骨骼、肌肉和内脏器官等组成的。骨骼系统是刚性结构，具有一定的强度，不易变形，起着支持全身重量的作用，是人体承受过载的主要构件。肌肉附着在骨骼上，它们在过载作用时起维持姿势的作用，也是受力构件。心、肺、脾、肝、肾等脏器则以韧带及结缔组织悬垂在骨架中，它们在过载作用下会发生移位、变形。此外，人的循环系统中的血液也会受过载作用而影响其流动。

根据过载对人体的作用时间，可以把过载分为瞬时过载和长时间过载两类。我们把作用时间不超过0.5s的过载称为瞬时过载，超过0.5s的过载称为长时间过载。瞬时过载即一种冲击载荷，它对人的影响主要表现在骨骼机械损伤上。例如纵向正向瞬时过载($+n_z$)，主要是由人体脊柱承受的。这时人体的耐受极限主要由人体脊椎骨机械强度决定。当作用时间超过0.5s时，则人体不但受到机械性影响，而且更主要的是血液循环系统和神经系统都会受到影响。例如纵向正过载时，由于大血管走向平行于人体纵轴，血液受惯性力影响向人体下部流动，而发生脑贫血，头部血压降低，发生视觉障碍——“黑视”，最后可出现昏迷。在纵向负过载时则相反，会发生脑充血，头部血压升高，视觉发红——“红视”，严重时也可引起昏迷。除血液循环系统外，长时间纵向过载对心、肺和高级神经活动都会产生影响。横向过载($+n_x$)对呼吸肺循环有较大影响。弹射过程中气动力产生的制动过载过大时，还会引起勒伤、扭伤。由此可见，人体对过载的耐受极限是由人体骨骼、血液循环系统及神经系统的承载能力决定的。同时，不同方向、不同作用时间的过载对人的影响也是不同的。除此之外，人的生理和心理状态，人在承受过载时的姿势对耐受力也有影响。例如：人的身体健康，思想上有充分准备，对过载的承受能力则较高；人在低头弯腰姿态承受向上弹射过载的能力显然会降低。

综合上述，过载对人体的影响取决于下列因素：

- 1) 过载值的大小；
- 2) 过载的作用方向；
- 3) 过载的作用时间；
- 4) 过载的变化率；
- 5) 人的生理和心理状态；
- 6) 人在承受过载时的姿态；

7) 过载作用次数。

为了确定人体对过载的耐受极限,各国都进行了大量的研究工作,大多是试验。例如尸体的静力试验和动力试验、离心机试验以及飞行试验等来确定耐受极限。但实际上耐受力个体差异是很大的,其中包括人的年龄、性别、民族、体型、体质等等因素所带来的差异。目前在航空医学或飞机设计技术要求中所载数据大致如下,可供参考:

1) 纵向过载

正向:

作用时间(s)	耐受极限
0.15	18~20
1	7~8
>12~20	4~5

负向:一般约为正向值的一半,例如作用时间0.15s,耐受极限为6~8。

2) 横向过载(背-胸和胸-背方向)

作用时间(s)	耐受极限
<0.16	50
<0.2	40
1	25
>20	8~20

对过载增长率的规定,通常是 $+n_z$ 方向为 $250\sim300s^{-1}$;在 $-n_z$ 方向为 $105\sim200s^{-1}$;在 $\pm n_z$ 方向为 $500\sim600s^{-1}$ 。

苏联飞机设计技术要求数据是:横向过载 n_z 不大于30;纵向正过载 $+n_z$ 小于或等于20(作用时间小于或等于0.25s);纵向负过载 $-n_z$ 小于或等于8(作用时间小于或等于0.25s)。

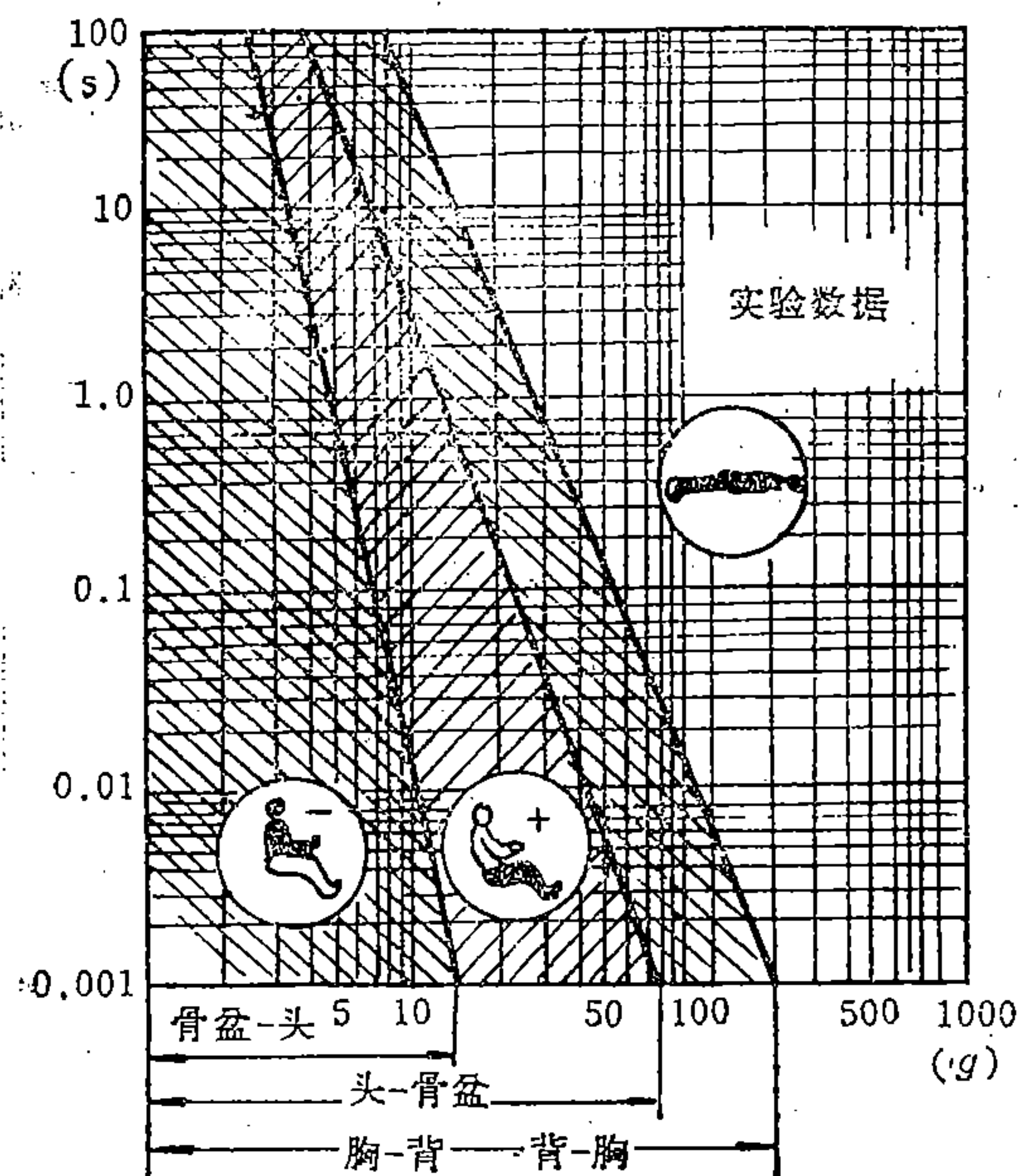


图1-4 允许过载与它的持续作用时间的关系(粗线表示在该状态下保持驾驶员知觉的界限)

图1-4是人体对过载的耐受极限与作用方向和时间关系曲线。图中粗线表示该状态下保持飞行员知觉的界限。

对于过载耐受极限的规定,除上述“三要素”标准外(过载增长率、过载作用时间、过载最大峰值),60年代后期又提出了“动态响应指数(DRI)的标准。

动态响应指数表征了人体脊柱的最大动力压缩。因为从弹射开始到座椅脱离座舱这一阶段,人体只承受 $+n_z$ 方向的过载,并且弹射作用时间一般不超过0.3s。在这样短的时间内,血液下流和器官移位的现象反应迟缓,但体重增加的反应却比较敏感,整个上身的重量以作用过载的倍数压在脊柱上,脊柱容易受伤。从60年代一些主要空军强国对弹射脊柱骨折率的统计来看,提出以脊柱压缩量为指标来规定人体能承受 $+n_z$ 冲击过载的方法是合理的。60

年代一些主要空军强国弹射脊柱骨折率在25~49%之间。1975年北约六国飞行员弹射脊柱骨折率达10~43%。

动力响应指数从物理意义上来说,是把人体作为一种模拟的机械模型,带有质量、弹性和阻尼的集中参数值。可用下列数学方程式确定:

$$\frac{d^2\delta}{dt^2} + 2\rho\omega_n \frac{d\delta}{dt} + \omega_n^2\delta = \frac{d^2z}{dt^2} \quad (1-2)$$

式中 δ ——弹性压缩 (m);

ρ ——模型阻尼率0.224;

ω_n ——模型无阻尼的自然频率52.9 (rad/s);

$\frac{d^2z}{dt^2}$ ——从椅盆来的z轴加速度输出 (m/s²);

t ——时间 (s);

g ——重力加速度 (9.81m/s²)。

代入给出的数值,式(1-2)变为

$$\frac{d^2\delta}{dt^2} + 23.7 \frac{d\delta}{dt} + 2798\delta = \frac{d^2z}{dt^2} \quad (1-3)$$

$$DRI = 285\delta_{\max} \quad (1-4)$$

为了求得动态响应指数,根据式(1-4),只要求得 $\delta_{\max}$ 值,也就是要求解方程式(1-3)。但由于输入加速度 $\frac{d^2z}{dt^2}$ 不能用分析式表达,因此需根据实际的弹射过载曲线,采用分段数值解法求解。

$\frac{d^2z}{dt^2}$ 是椅盆的z轴方向加速度。这个加速度值实际上是通过座垫再传到飞行员身上的。座垫是柔软的弹性体,它的频率与阻尼特性将影响飞行员实际承受的过载值。为此,坐垫虽是一个简单部件,也必须精心设计。

加速度对人体的影响不仅与加速度大小和持续时间长短有关,还与其增长率有关。其规律是过载增长率越大,对人体的作用也越大。综合影响人体的加速度的三方面参数,可用图1-5的图形来描述。

图中 t_R 是上升段时间, Δt 是平稳段时间。

采用DRI来度量可使工程上有一个明确的数值来估计脊柱的承受能力。现在美国空军规范已采用DRI值来限制 $+n_z$ 方向的加速度。规定在座椅的椅盆上测量加速度值。低温时

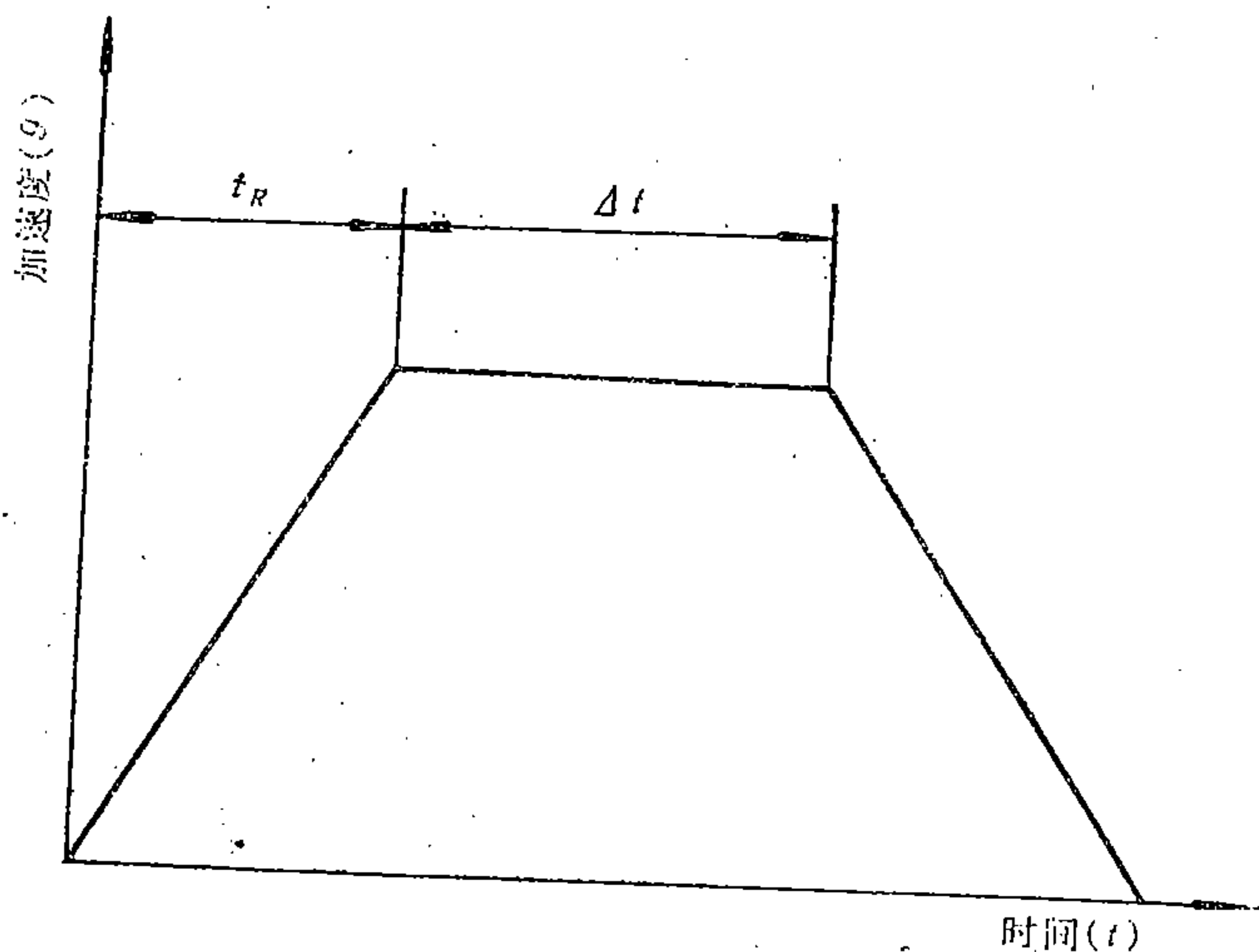


图1-5 加速度作用参数

平均的加速度时间曲线DRI值不超过18；高温时不超过22。否则将出现5%以上的脊柱损伤率。

在其它五个过载方向上，美国军用规范规定的加速度极限值如下列表格中所列数值。超过这些数值，人体可能致残：

1) $-n_z$ 方向，上升段时间 $\geq 0.04s$

平 稳 段	时间(s)	0.08	0.126	0.208	0.36	0.666	1.34	3.0
	n值	12	11	10	9	8	7	6

$-n_z$ 方向，上升段时间 $< 0.04s$

平 稳 段	时 间(s)	0~3
	n值	6

2) $+n_x$ 方向，上升段时间 $\geq 0.03s$

$\Delta t(s)$	0~.03	.06	.084	.13	.15	.19	.22	.27	.32	.38	.45	.52	.61	.73	.87	1.0	1.22	1.5	1.92	2.45	3.0
n	35	34	33	32	31	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	20	19	18	17	16	15

$-n_x$ 方向，上升段时间 $\geq 0.03s$

$\Delta t(s)$	0~.03	.05	.08	.11	.15	.20	.23	.30	.33	.38	.45	.60	0.75	0.90	1.0	1.2	1.5	1.9	2.5	3.0
n	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	20	19	18	17	16	15	14	13	12	11

$\pm n_x$ 方向，上升段时间 $< 0.03s$

$\Delta t(s)$	0~0.03	.085	.15	.25	.36	.52	.75	1.1	1.6	3.0
n	20	19.5	19	18	17	16	15	14	13	11.5

3) $\pm n_y$ 方向，任意上升段时间

$\Delta t(s)$	0~.03	.06	.11	.18	.28	.41	.62	.96	1.6	3.0
n	15	14	13	12	11	10	9	8	7	6

弹射座椅脱离座舱后，火箭推力继续将座椅连同乘员向上推动，迎面的气动力使座椅减速。这阶段的座椅虽然处于自由飞状态，由于火箭推力的持续时间不长，一般不超过0.5s，所以座椅的旋转角速度不会积累成很大数值。这阶段人体承受的过载已不是单一方向的过载了。如何保证乘员不受伤害。美国军用规范提供了承受多方向过载极限的计算方法。满足下列方程式被认为是安全的，即

$$\sqrt{\left(\frac{DRI}{DRI_L}\right)^2 + \left(\frac{n_x}{n_{xL}}\right)^2 + \left(\frac{n_y}{n_{yL}}\right)^2} \leq 1.0$$

式中 DRI_L ——DRI的极限值, 应为18;

n_{xL} 、 n_{yL} ——相对于横向和侧向的过载极限值, 如上表所列。

如果超过1.0, 说明乘员可能受伤致残。

弹射座椅在火箭熄灭以后, 完全处于自由飞状态。如果座椅稳定性不好, 或稳定装置不理想, 人-椅系统绕重心的旋转就会超过规定的极限值。人体在旋转过程中, 身体每一点的过载值都不一样。从生理上看, 脑充血是一个薄弱环节。目前一般认为人所承受的角速度极限值为每秒二转, 即720度/秒。但美国海军规范于1983年已将极限值放宽为1000度/秒。

三、弹射离机过程中过载的近似计算

1. 弹射过程中的过载值

根据弹射座椅沿导轨的运动方程 (1-1) 和过载的定义, 可得

$$\frac{G}{g} \frac{dv}{dt} = F_k - G \cos \chi - F_f \quad (1-1)$$

式中 F_f ——座椅沿导轨运动时的摩擦力;

$\frac{dv}{dt}$ ——座椅沿导轨的运动加速度;

χ ——导轨的倾角;

G ——人-椅系统重量;

F_k ——弹射筒的推力。

若加速度为已知, 则弹射推力可表示为

$$F_k = G \left(\frac{1}{g} \frac{dv}{dt} + \cos \chi + \frac{F_f}{G} \right) \quad (1-5)$$

因为过载 $n = \frac{F_k}{G}$, 并用 $n_g = n - \cos \chi$ 表示, 其中 n_g 为加速度与重力加速度之比值。

$$n_g = \frac{1}{g} \frac{dv}{dt} + \frac{F_f}{G}$$

$$g n_g dL = v dv + \frac{F_f}{m} dL$$

可写成

$$\frac{v_0^2}{2} = g \int_0^{L_0} n_g dL - \frac{F_f}{m} L_0 \quad (1-6)$$

式中 L_0 ——弹射机构的行程长度;

v_0 ——弹射出口速度;

g ——重力加速度。

如果忽略摩擦力的影响, 并采用过载随弹射行程变化曲线的丰满系数 η_s 。令

$$\eta_s = \frac{\int_0^{L_0} n_g dL}{n_{gmax} L_0}$$

则式 (1-6) 可写为

$$v_0 = \sqrt{2g\eta_{g\max}\eta_s L_0} \quad (1-7)$$

由式(1-6)又可得

$$\eta_{g\max} = \frac{v_0^2}{2g\eta_s L_0} \quad (1-8)$$

所以, 已知 v_0 速度时, 弹射最大过载值与 η_s 和 L_0 有关。增加 L_0 可以减少最大过载值 $\eta_{g\max}$ 。但是弹射机构行程长度的增加受机身尺寸的限制。若采用套筒式弹射机构虽能增加弹射机构行程, 但也受到一定的限制。因为随着座椅进入气流, 长的弹射机构就会向后翻转和弯曲(如图1-6)。因此, 弹射出口速度的垂直分量的增加与弹射出口速度的增加不相适应。此外, 由弹射机构产生的过载水平分量与气动力产生的过载相叠加, 这就增加了制动过载。

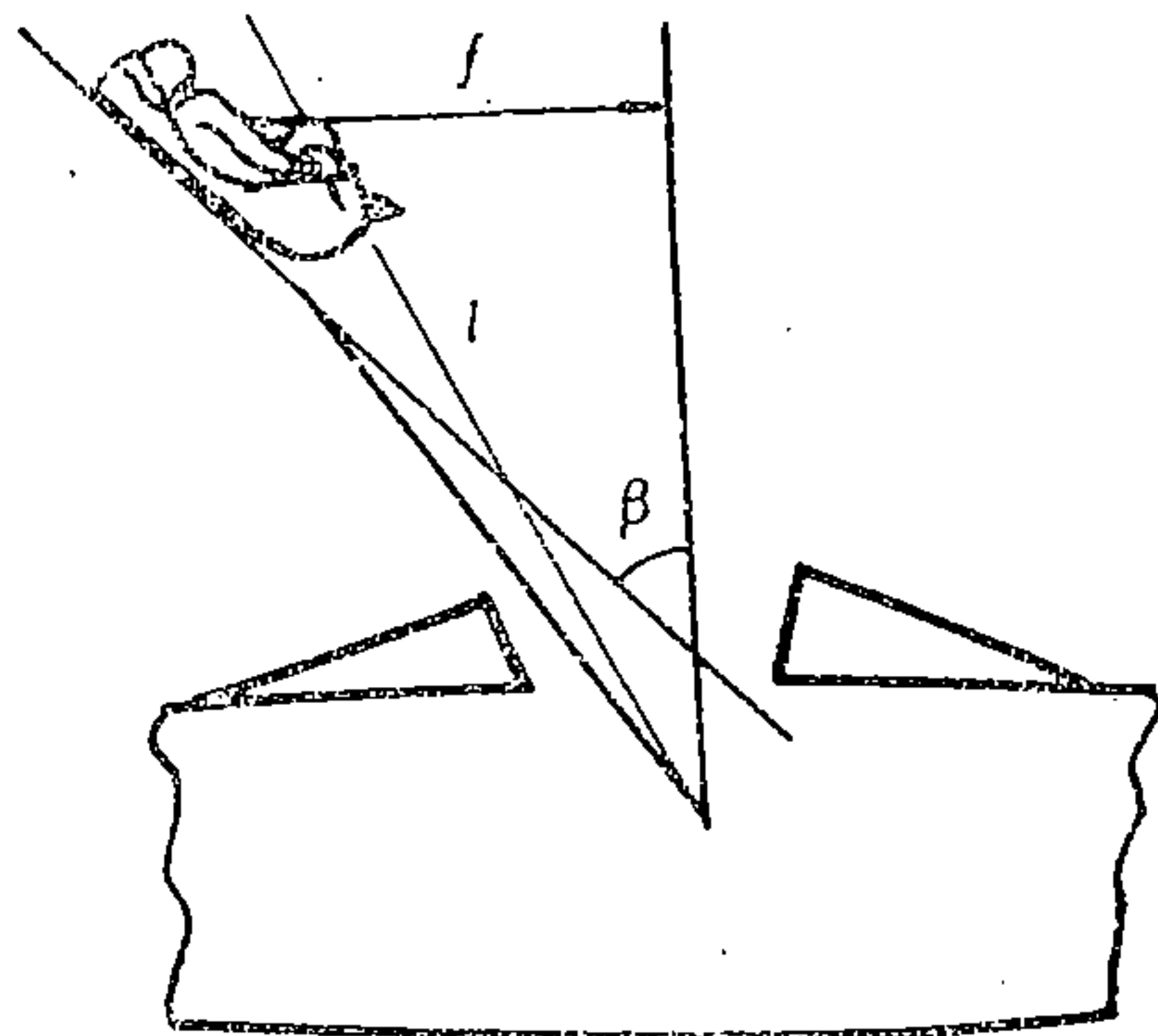


图1-6 弹射机构弯曲和翻转示意图

因此, 最有利的是尽可能的增加丰满系数 η_s , 并保证过载特性曲线正常均匀, 避免随增随降。在大多数弹射机构中, $\eta_s = 0.75 \sim 0.80$ 。换句话说, 改善弹射机构性能, 即提高其特性曲线的丰满系数, 可以增加弹射出口速度不大于10%。设计师根据这种方法创造了多弹弹射机构。这种弹射机构在英国使用最广泛。在这样的弹射机构中, 三个弹射弹依次工作: 第一个弹射弹与弹射时的击发作用同时工作, 当第一个套筒伸出到打开燃气的专用孔时, 第二个弹由高温燃气点火。类似于第二弹射弹, 当打开沟通第二个弹射弹产生的燃气通道时, 第三个弹射弹点火。这样的弹射机构产生大约24m/s的弹射出口速度, 保证在弹射时座椅升高到25~28m。

引入平均过载 n_{cp} 的概念后, 平均过载的时间可近似地由下式来计算, 即

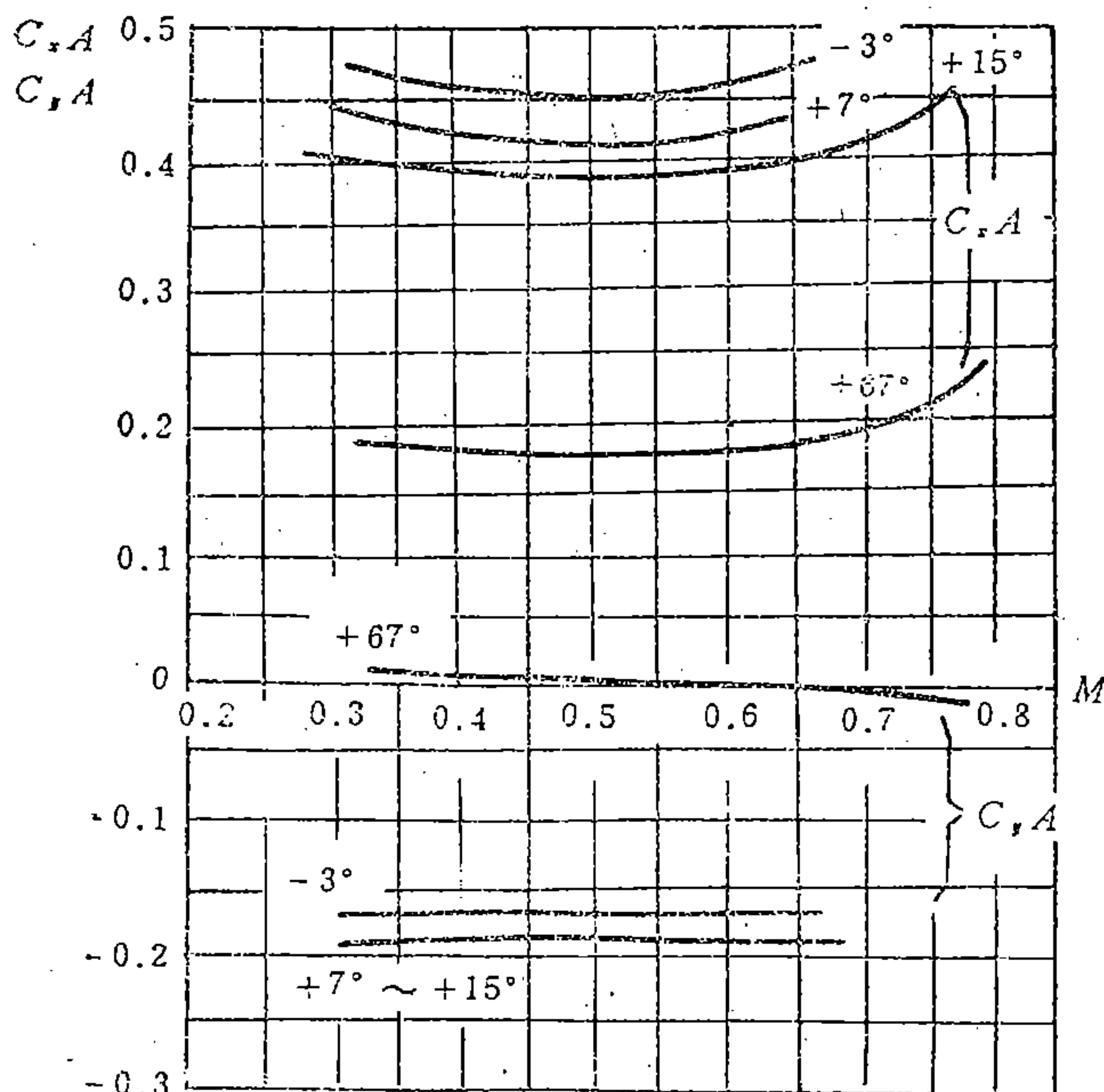


图1-7 决定带人座椅的升力与正面阻力的假定面积值, 该值与靠背倾角 χ 及 M 数有关

$$t = \frac{v_0}{n_{cp}g} = \sqrt{\frac{2L_0}{n_{cp}g}} \quad (1-9)$$

式(1-7)、(1-8)和(1-9)适宜于近似计算。可以大致地确定当 $\eta_{g\max} \leq 18$ 时, 可以得到 $v_0 = 16 \sim 18 \text{m/s}$ (如果弹射机构行程 $L_0 = 1.0 \text{m}$)。

2. 弹射后由于迎面气流的制动所产生的过载

座椅离机后, 由于迎面气流的制动作用所引起的过载称为制动过载。在通常情况下由背部指向胸部。

图1-7及图1-8给出了作用于带人座椅上的气动力和气动力矩。该值是在风洞内在不同的 M 数和不同的倾斜角 χ 时用模型试验而得的。

由图中可得出($M = 0.7$ 以下)确定

正面阻力的阻力面积值 $C_x A$ 等于 $0.4 \sim 0.5$ 。当 M 值很大时, 阻力面积值显著增加。

当 $\chi = 7^\circ \sim 15^\circ$ 时, 升力是负的。并在各个 M 数值时 $C_y A \approx -0.18$ 。

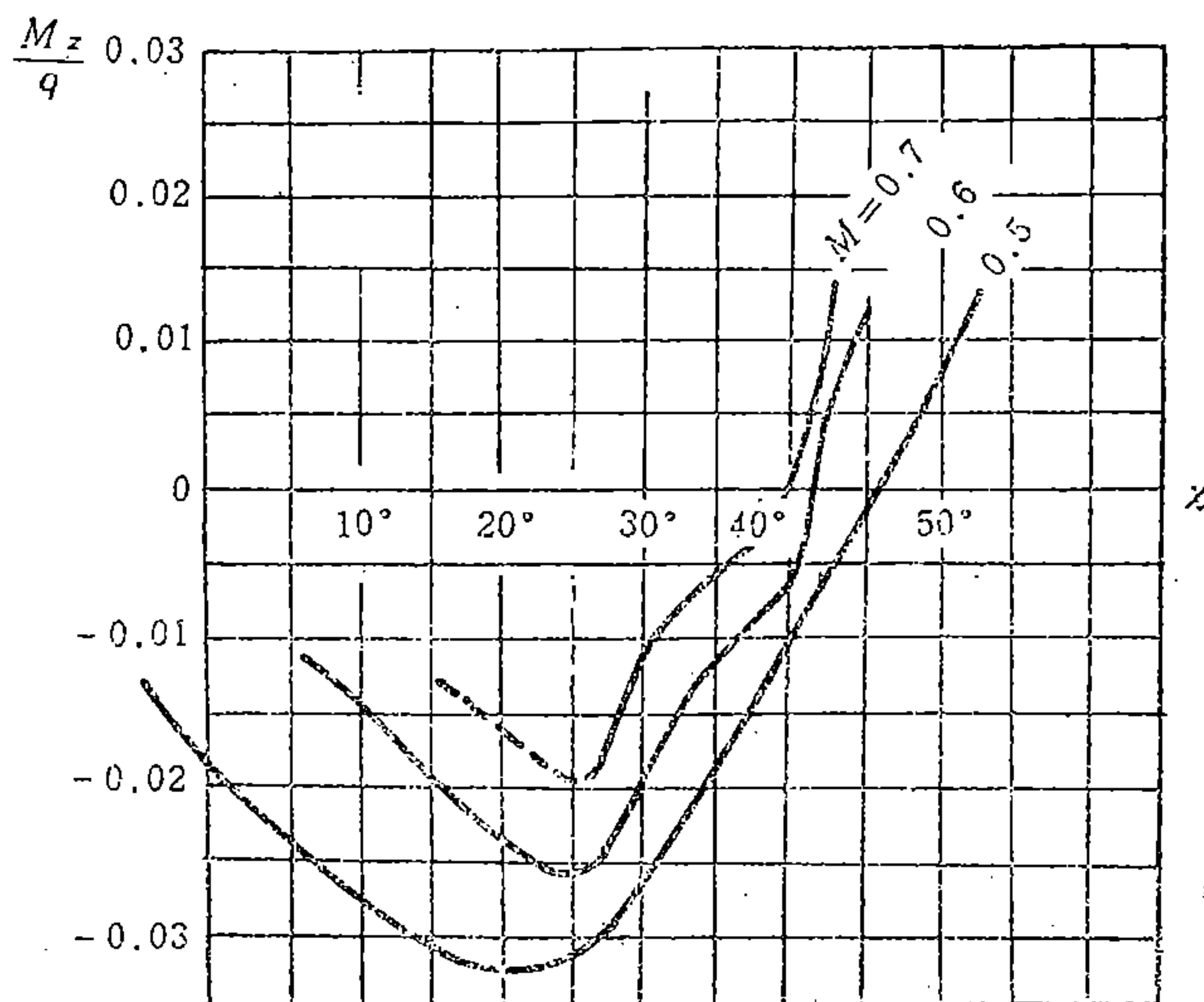


图1-8 与座椅靠背倾斜角 χ 及 M 数有关的座椅(带驾驶员)相对于动压的力矩

力矩 $\frac{M_z}{q}$ 的值与座椅靠背的倾斜角 χ 和 M 数有关。在 $\chi = 0 \sim 40^\circ$ 范围内, 力矩值方向是负的(向前), 同时 M 数增加时, 力矩的绝对值减小。风洞试验证明, 力矩值与座椅头垫的高度有很大关系。从忍受过载的角度来看, 加长头垫可得到良好的力矩。

利用上述的数据, 可以找出弹射后带人的座椅弹出后的速度随时间的变化和作用的过载。

水平飞行时, 弹射体重心运动微分方程 (ox 轴与水平飞行方向一致, oy 轴垂直向上) 为

$$m \frac{dv_x}{dt} = -Q \quad (1-10)$$

$$m \frac{dv_y}{dt} = y - G \quad (1-11)$$

式中 Q 、 y —— 作用于座椅上的全部气动力在 ox 轴和 oy 轴上的投影;

m —— 人-椅系统质量;

G —— 人-椅系统重量。

v_x 和 v_y 为 ox 轴和 oy 轴上的分速。因为弹射时 v_y 比 v_x 小得多 (约为 v_x 值的 $6 \sim 7\%$), 所以只用 v_x 来决定空气动力。因此

$$Q = C_x A \frac{1}{2} \rho v_x^2 \quad (1-12)$$

$$y = C_y A \frac{1}{2} \rho v_x^2 \quad (1-13)$$

用 v_f 表示飞机飞行速度, v_0 表示座椅弹射出口速度。

当 $T = 0$ 时, $v_{x0} = v_f - v_0 \sin \chi$

解式 (1-10) 得

$$v_x = \frac{v_f - v_0 \sin \chi}{1 + \omega t} \quad (1-14)$$

式中 $\omega = -\frac{\rho}{2m} C_x A (v_f - v_0 \sin \chi)$

因为 $v_0 \sin \chi$ 相对于 v_f 来讲很小, 故忽略不计, 则

$$\omega \approx -\frac{\rho g}{2G} C_x A v_f$$

根据过载的定义, 由式 (1-12) 和式 (1-13) 得

$$n_x = \frac{C_x A}{G} \frac{1}{2} \rho v_x^2 \quad (1-15)$$

$$n_y = \frac{C_y A}{G} \frac{1}{2} \rho v_y^2 \quad (1-16)$$

式中 n_x —— 弹射后沿 ox 轴方向作用的制动过载;

n_y —— 弹射后沿 oy 轴方向作用的制动过载。

图1-9、图1-10和图1-11表示了当带人座椅的质量为110kg时, 对于不同的飞行速度,

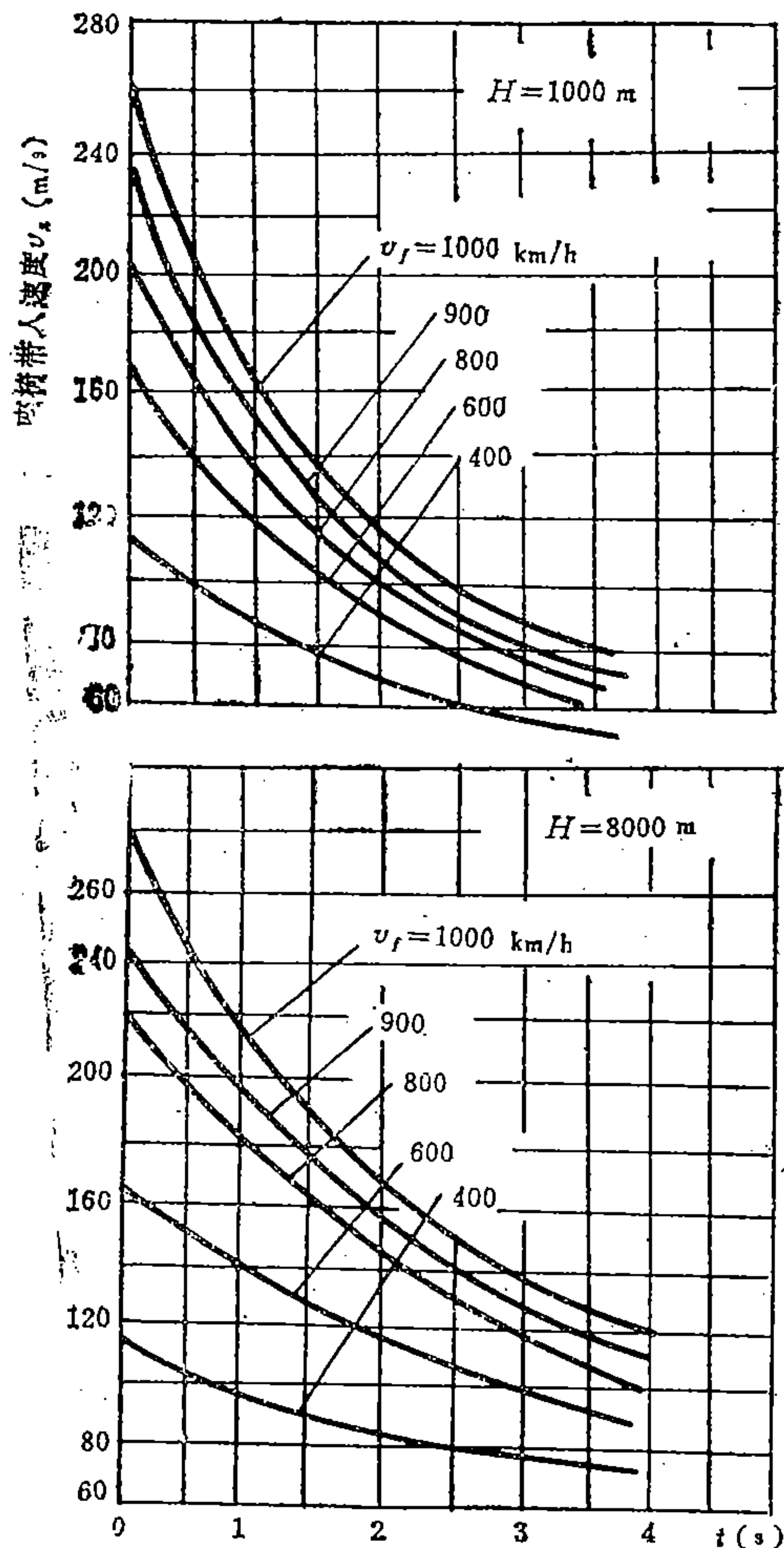


图1-9 带人弹射座椅速度随时间变化

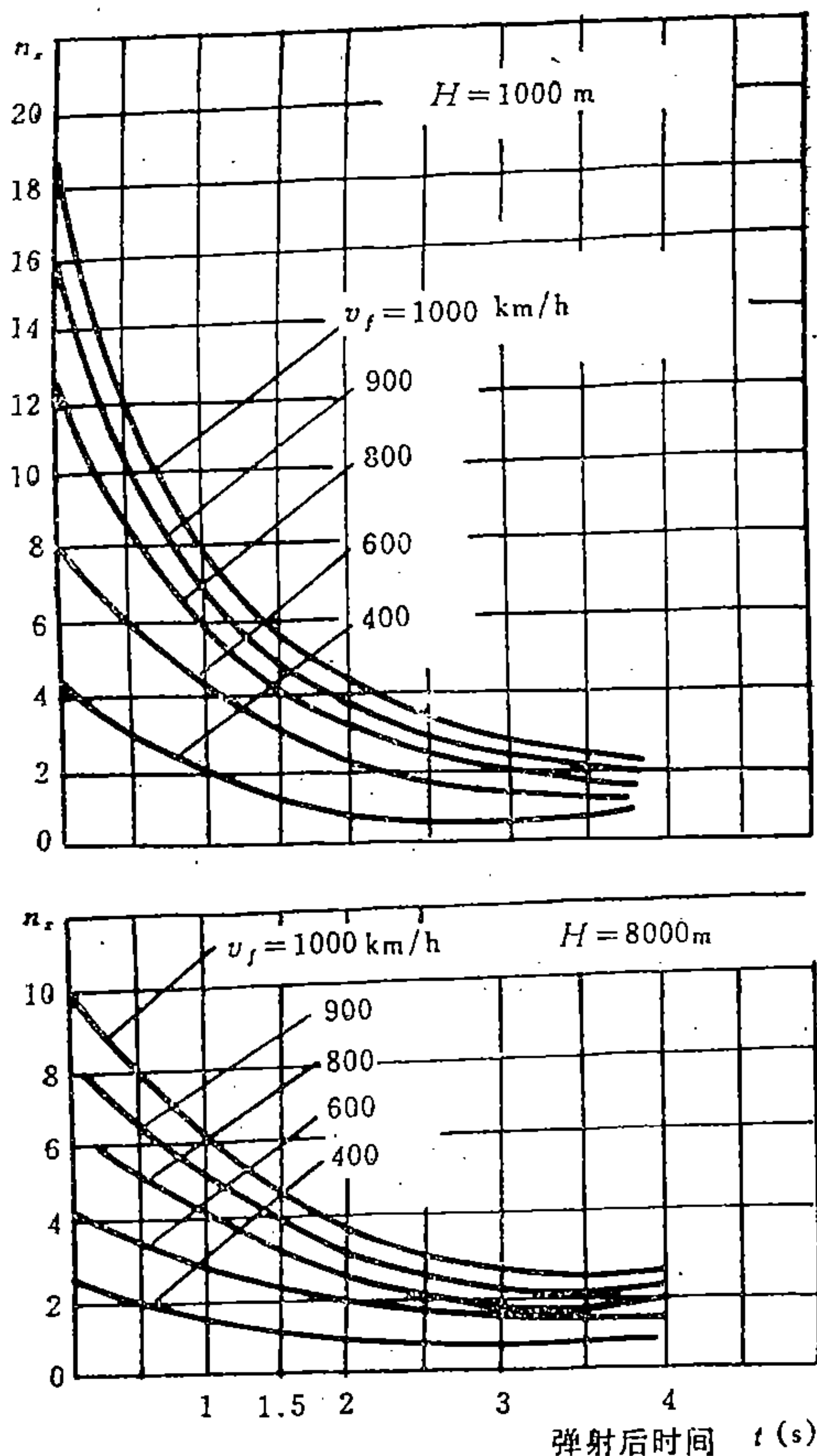


图1-10 弹射后与时间有关的背部向胸部的过载

和高度为1000m和8000m时, v_x 、 n_x 和 n_y 随时间的变化。

由图可知, v_x 下降很快, 经1~2s后就达到可以安全打开降落伞的速度值。弹射离机后的起始瞬时, 过载 n_x 、 n_y 相当大。当 $v_f = 1000 \text{ km/h}$ 、高度为1000m时, n_x 为20以上, $n_y \approx -7$ 。

过载值决定于动压力的数值。在指示速度相同时, 过载值相等。因此, 在计算时, 应选取飞行时达到的最大速压。应该认为, 在弹射后($m = 110 \text{ kg}$)指示速度为 $\sim 900 \text{ km/h}$, 气动力产生的负过载达到极限值(从人的生理条件的现实出发)。

从式(1-15)和(1-16)中可以看出, 增加 $\frac{G}{C_x A}$ 和 $\frac{G}{C_y A}$ 就可以增加使用座椅的速度范围。但是, 当飞机高速飞行时, 没有专门的保护装置要达到安全弹射还是不可能的。

图1-12表示在不同的指示空速下普通弹射座椅所承受的制动过载的数值。由图中可看出, 当指示速度约为1112km/h时, 普通弹射座椅($A = 0.46 \sim 0.7 \text{ m}^2$, 总质量 $m = 132 \text{ kg}$)将承受 $38g \sim 42g$ 的制动过载。这已接近人体的沿胸-背方向过载的耐受极限。

在一定的高度, 为了在更高的速度下进行弹射离机, 则必须设法降低人-椅系统的阻力, 即减小阻力特征 $C_x A$, 或增加人-椅系统的重量。后一种方法, 即增加人-椅系统的重量将会引起离机系统的复杂化, 并由于该部分重量的增加, 又会影晌飞机性能, 因而受到一定限制。而采用降低人-椅系统的阻力特征 $C_x A$ 的方法来减小制动过载是比较有效的。

在实际中, 制动过载 n_x 比 n_y 大得多, 因此, 我们只参考制动过载 n_x 对人体的影响。

第三节 高速气流吹袭

高速弹射时的防护是低空救生性能要求以外的又一个重要问题。大速度弹射时, 弹射

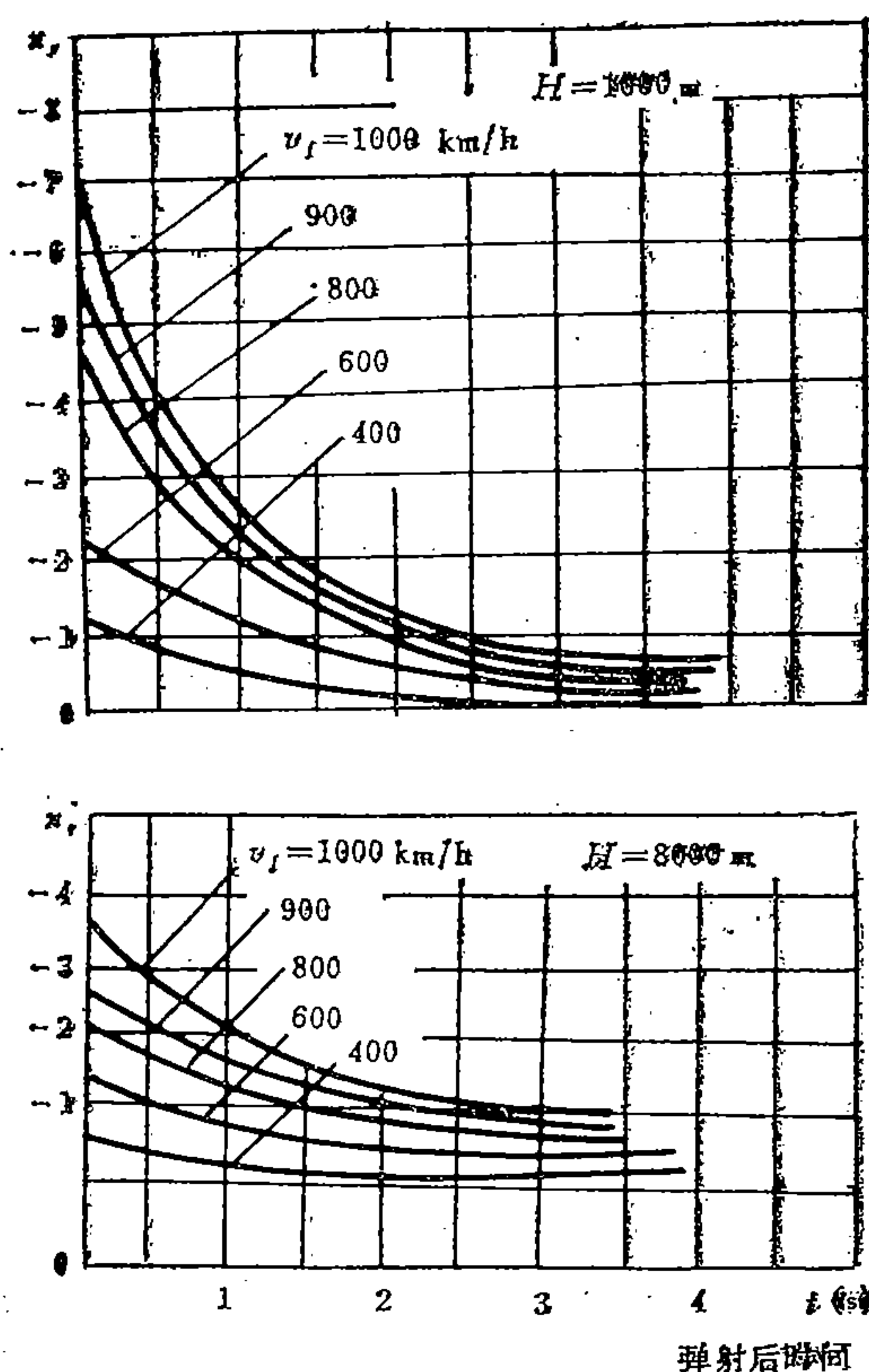


图1-11 弹射后与时间有关的头-骨盆过载的变化

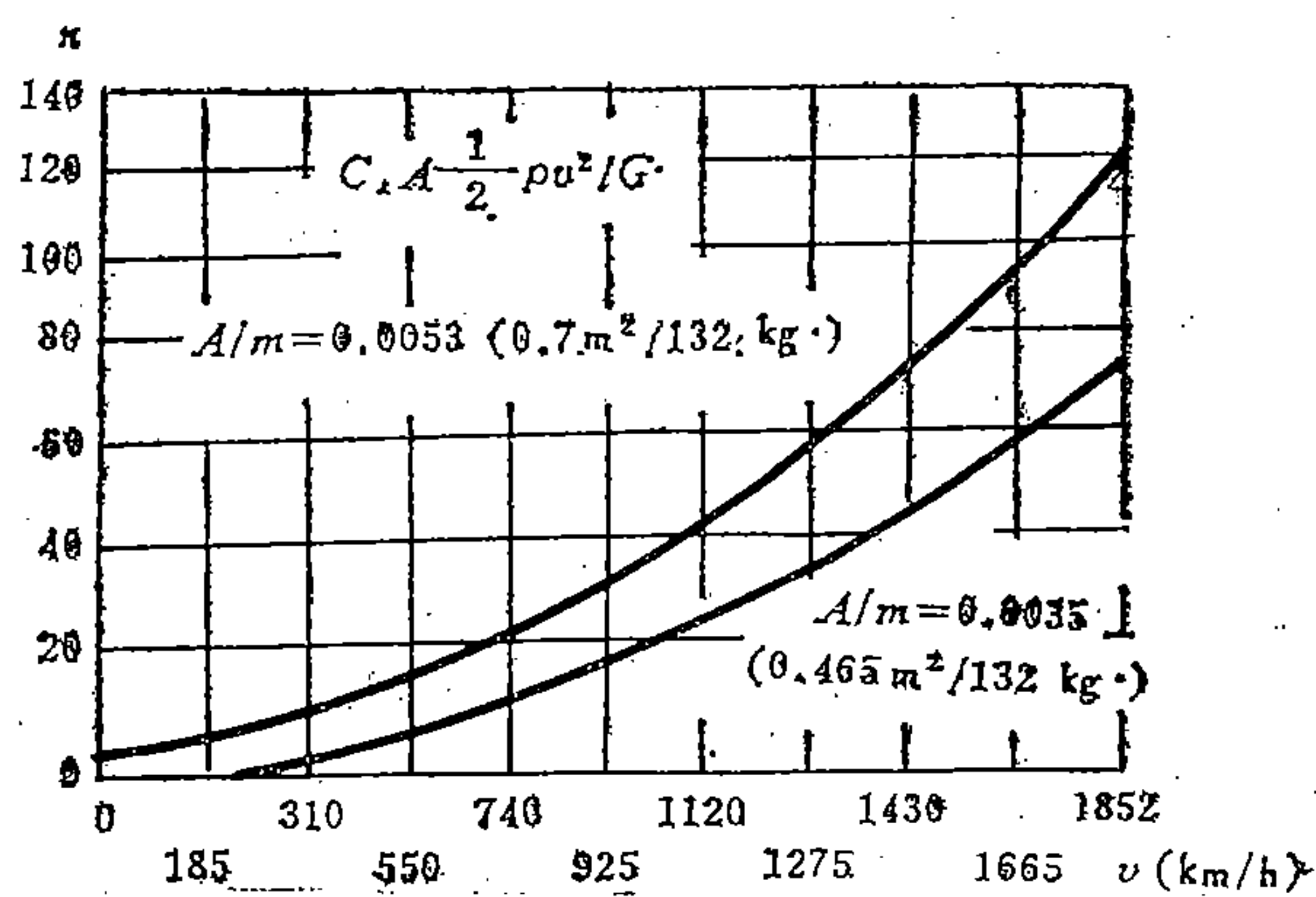


图1-12 在不同空速下, 普通弹射座椅所受最大过载

者因受气流动压作用发生甩打损伤的概率有逐年增大的趋势。美国空军战斗弹射的气流甩打损伤发生率为25~33%，我国空军因大速度（大于800km/h）弹射死亡者占弹射总死亡人数的20%。死亡率仅次于低空弹射（低空弹射死亡占弹射死亡总人数的47.5%）。据美海军对在越南战争中被俘返回飞行员中的统计，在741km/h以上弹射占43.2%，在966km/h以上弹射占17.09%。对美空军返回战俘162名的统计，在741km/h以上弹射占52.4%，在926km/h以上弹射占32.7%。由此可知，大速度弹射的危险性是不可忽视的，必须引起足够的重视。

大速度弹射的危险性不单是上肢甩打伤问题，头部及下肢甩打伤也同样是危险的，而且颅脑损伤占相当大的比例。因此在考虑防护气流吹袭措施时，除考虑上肢固定外，同时也需要考虑头部及下肢固定问题。

英美的弹射座椅，有的备有上肢固定装置（档臂），有的没有。对于弹射时上肢需采取防护的速度界限，各国的标准略有不同。美国的标准是：弹射速度大于740km/h，上肢必须采取防护措施。瑞典的标准是833km/h，英国的标准是926km/h。目前，美国的军用标准对救生系统的高速防护要求为1112km/h。这大约相当于58600N/m²的动压。但美国认为这一标准还低。根据现行的使用要求，和未来飞机的要求，弹射座椅应满足动压为78100N/m²（表速1270km/h）的防护要求。而且任何高速防护能力的提高，都不应损害已取得的低空救生能力的改进。

第四节 座椅离机后的稳定性

根据试验，无稳定装置的座椅，在离开飞机以后会发生旋转现象。产生旋转的原因是，座椅本身没有稳定性，因为弹射座椅的弹射机构通常是安装在座椅靠背后面，弹射推力不通过人-椅系统重心，产生使座椅向前翻滚的力矩。另外，目前大量使用的各种敞开式弹射座椅，在弹射离机瞬间，作用在座椅上的气动力压力中心一般都在人-椅系统重心之下，这也会促使座椅向前转动。弹射救生条件变化大，也是造成座椅滚转的原因之一。座椅朝

任何方向的转动运动，都会降低人对线性过载的耐受能力，甚至出现不能允许的过载作用情况，增加人与座椅分离的困难，增加救生伞开伞的困难性，容易造成座椅与伞的缠绕，并能降低弹射轨迹。

据航空生理学的研究，人体对旋转运动有一定的耐受极限。例如经过试验证明，当人绕着通过心脏区的轴旋转时，在160r/min下经过10~12s的时间就失去知觉。

当旋转速度为200r/min时，动物经过2分钟就已死亡。在高空自由降落产生旋转运动时，当每分钟90转或稍低一些时，可以看到有恶心、呕吐和迷失方向的现象。图1-13

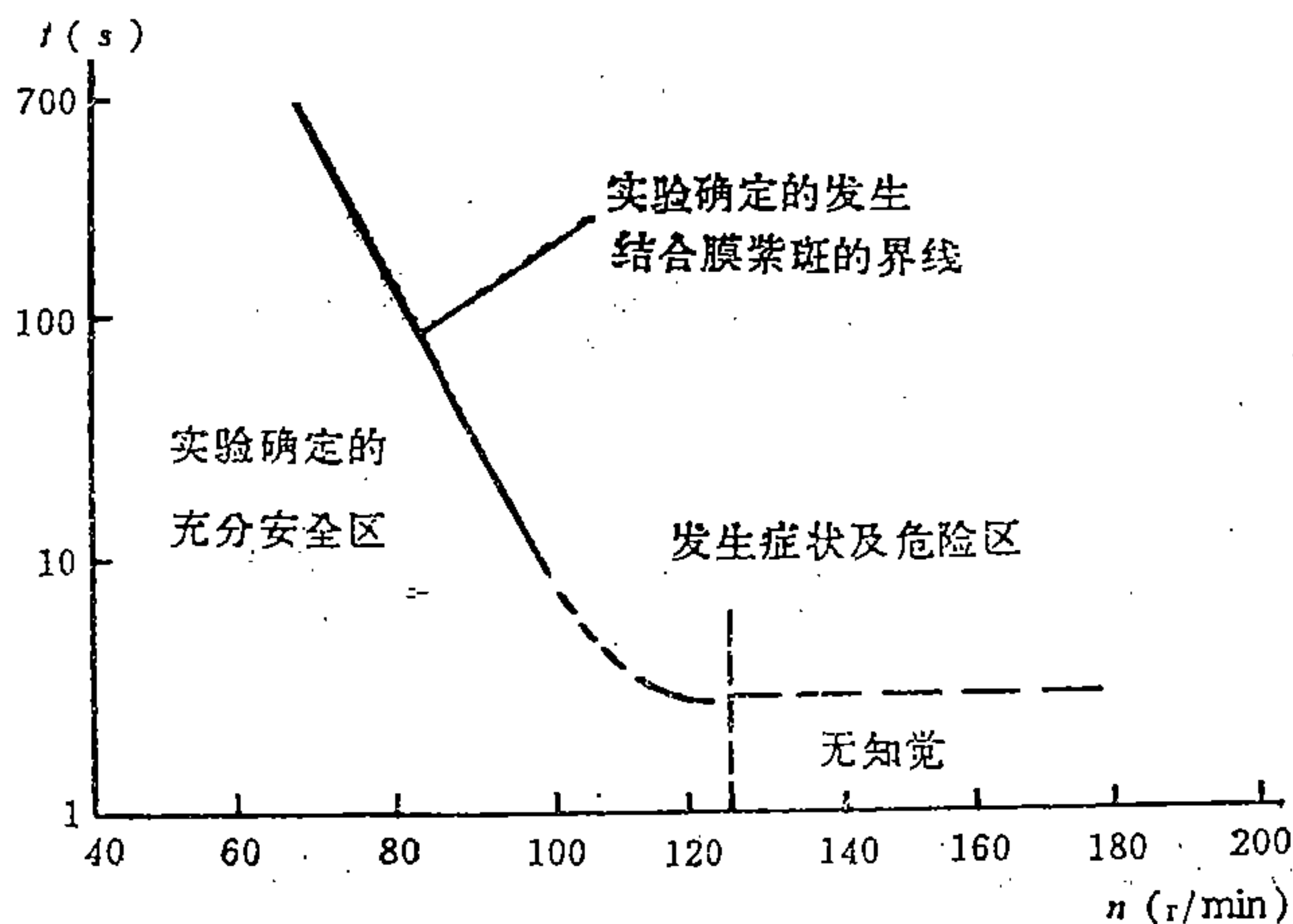


图1-13 以心脏为轴的旋转人体耐受曲线

为以心脏为轴旋转时，人体耐受曲线。当旋转的转轴在髂脊联线部位时，人的耐受曲线如图1-14。

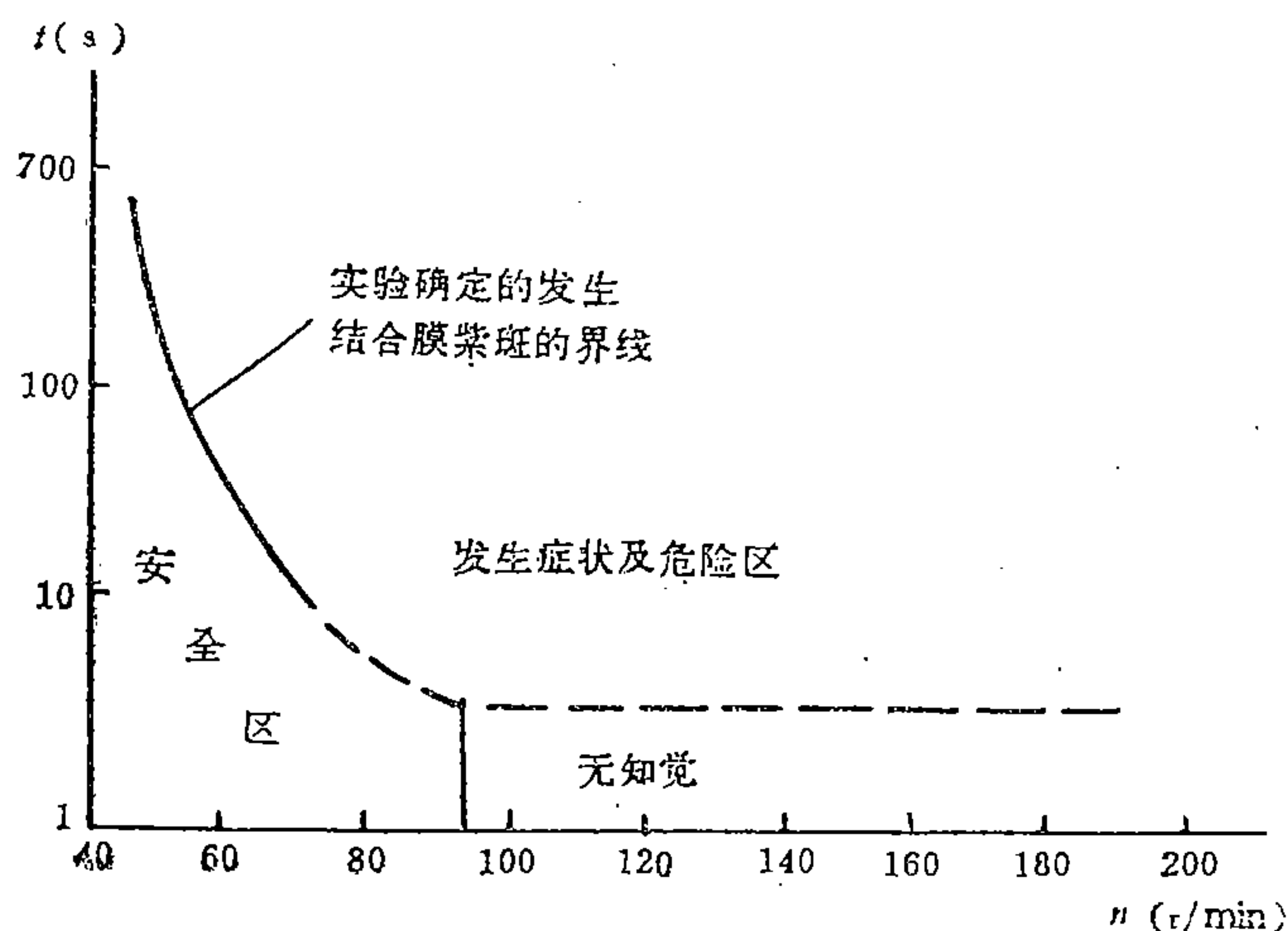


图1-14 以髂脊联线为轴的旋转人体耐受曲线

为了防止快速旋转（目前一般认为人所承受的角速度在 2r/s 以内，即 12.3rad/s ），应在弹射座椅上安装稳定装置，如稳定板、稳定伞等。同时应尽量减少不稳定因素，例如让弹射推力尽量靠近重心位置减少旋转力矩，使座椅重心尽量下移，减少负向气动力矩等。近年来发展了由陀螺控制的稳定火箭，可以有效地防止人椅旋转，使座椅保持在要求的姿态上。

第五节 救生过程中的干扰

离机时的干扰包括两部分：脱离过程中的障碍及脱离后与飞机的干扰。

当座椅弹射时，首先可能碰到在飞行员周围的仪表板、操纵杆以及其它的附件设备和支架等。为了减少飞机的迎面面积及重量，座舱内布置得非常紧凑是完全必要的，但却因此造成对弹射离机的障碍。如果飞行员在开始弹射前有充分的准备，如使自己处于正确的弹射位置，注意避开上述的障碍物，并收拢住易摆动的四肢等，那末克服上述的障碍是完全可以的。但是，这也是大部分飞行员在应急的条件下所不容易做到的。因此要求在座椅上装置自动收腿装置，在飞机上装置倒杆设备（视具体情况而定，一般在轰炸机上安装倒杆设备）。如果飞行员未收腿就进行弹射，其小腿就有可能被切断。较安全的方法是在开始弹射前先用爆炸的方法清除弹射通路上的障碍。对于轰炸侦察机类型的飞机来说，这样做甚至是必须的。因为在这种类型的飞机上，有人数较多的空勤组，由于任务的性质不同而分布于飞机的各个部分。这样在某些部位上的飞行员就难免不遇到这种困难和复杂的障碍。

座椅弹射道路上的另一障碍就是座舱盖。在正常情况下打开座舱盖的锁是需要一段时间的。虽然这仅是几分钟而已。但对于应急离机的飞行员来说却显得太长了。因此所有的高速飞机都安装有紧急抛盖装置。当飞行员决定弹射时先拉动紧急抛盖的拉手，使座舱盖的应急锁打开，在高速气流的作用下很快地抛掉座舱盖。为了保证弹射安全，在弹射座椅

上装置有联锁装置，保证先抛盖后弹射。如果座舱盖被卡住抛不掉，通常在座椅上设置有辅助手柄，飞行员可用它打开弹射系统的联锁，并用按压弹射手柄的方法冲破座舱盖进行弹射。在现代飞机上也有采用爆破索（安装在座舱盖玻璃上）炸掉座舱盖玻璃。采用这种方法清除弹射通道上的障碍几乎不占用时间，因此允许弹射座椅在地面零速度条件下无延迟离机。

座椅在弹出机舱后与飞机干扰的主要问题是座椅与尾翼相碰的危险。在高速飞行中由于气动力远大于座椅和飞行员的重量，因此座椅的轨迹形状主要将决定于飞行速度及弹射出口速度。迎面气流的气动力使座椅的轨迹（对飞机的相对轨迹）趋向于飞机方面。飞行速度愈大则这种趋向愈明显，也就是说座椅与尾翼相碰的可能性也愈大，如图1-15所示。图1-15表示了不同飞行速度下自水平飞行飞机上弹出的座椅对飞机相对轨迹的变化情况。

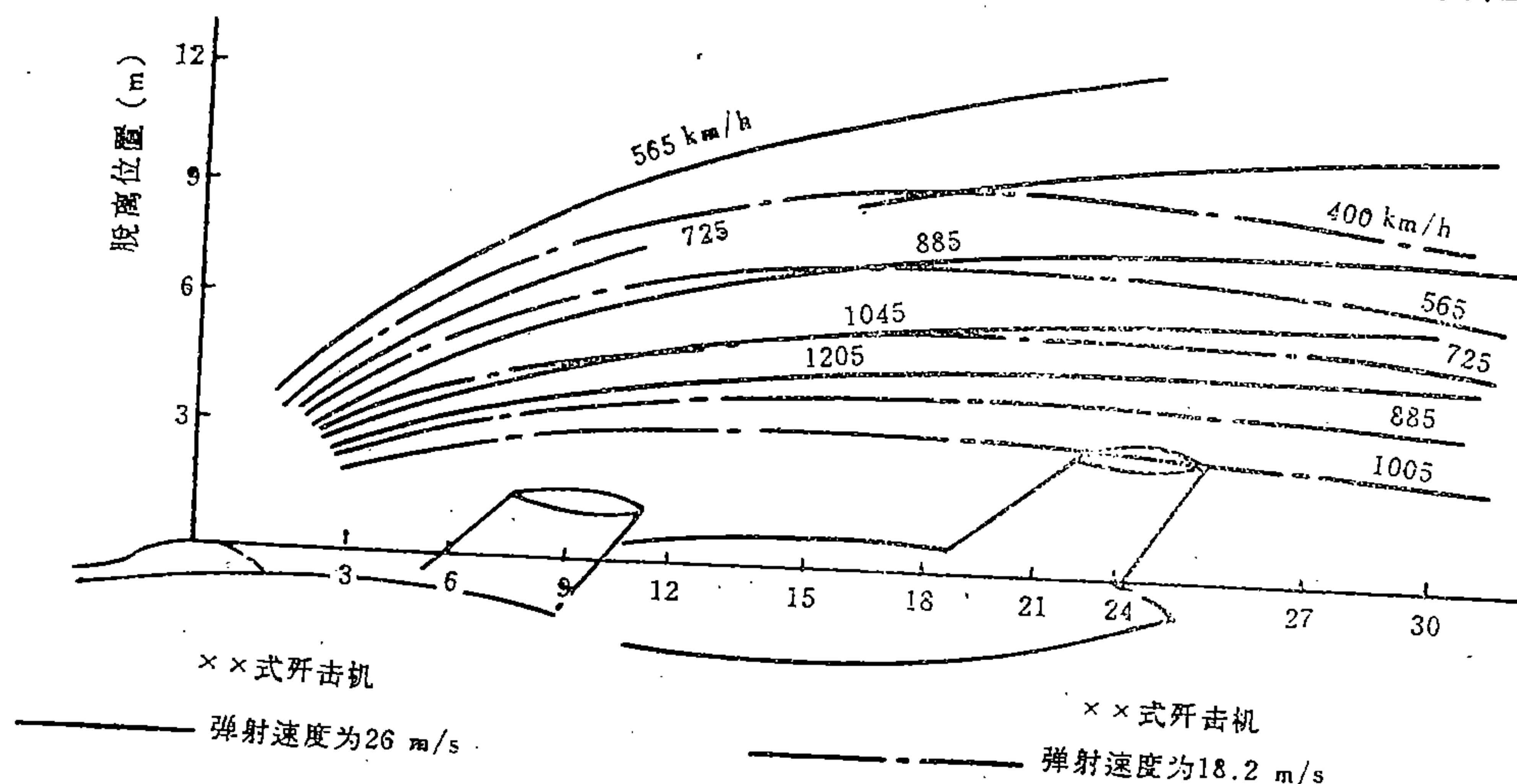


图1-15 不同飞行速度下弹射座椅的轨迹（在1g情况下水平飞行）

从图中可以看出，弹射出口速度的增大可以使座椅轨迹与垂尾的高度差加大。因此较大的弹射出口速度对越过垂尾是有利的，但是弹射出口速度的增加却受到各种的限制。对现代飞机来说，若不使用弹射火箭，要求弹射出口速度 $v_0 = 18 \sim 22 \text{ m/s}$ 。使用弹射火箭时，弹射出口速度 v_0 可以低一些，因为可以降低最大弹射过载。

在弹射离机后的空中干扰包括人与座椅分离的干扰和救生伞开伞过程中的干扰。

人和座椅分离时的主要干扰是座椅上固定人的安全带和脚卡以及帮助飞行员迅速离开座椅的分离装置（有分离带或分离气囊）的工作程序先后不协调。譬如：安全带打开了，而脚卡未打开，或者快速分离装置工作了，而安全带还没有打开，这样就会伤害飞行员。人和座椅分离后，还要注意人和座椅的相互碰撞问题。因为一般座椅和人的重量和阻力系数相近。这样两者的制动过载就相近，再加上人分离后的姿势不当或座椅的不稳定，就很容易相碰。为了避免人和座椅相碰，并缩短开伞时间，在现代的一些座椅上采用射伞方案，利用开伞力将人从座椅内拉出来，达到分离的目的，并防止了人与座椅相碰。

人和座椅分离后降落伞系统便开始工作。救生伞的干扰有下列几种情况：

1) 引导伞与飞行员四肢或装备钩挂。由于飞行员离机后作无规则运动，其引导伞挂住飞行员皮靴后，主伞伞衣从伞包内吹出。由于连接绳具有一定强度不易断裂，而伞衣底顺着气流方向，所以伞衣不能充满。

2) 伞绳抽打伞衣。当降落伞开伞时,在系统拉直和伞衣充满时间内发现伞绳抽打伞衣表面,或伞绳套住伞衣套(伞衣尚未从伞衣套内脱出)。有时伞绳抽打伞衣后,伞绳从伞衣上滑落,而造成伞衣织物和伞衣表面灼伤,以致撕破或熔化。也有伞绳抽打伞衣后,伞绳不从伞衣上滑落,使伞衣表面被一根或多根伞绳拉住,呈马鞍形。这样伞衣最大截面积显著减小,下降速度增大,着陆危险,甚至造成伤亡。

在多座飞机上飞行员进行弹射时,可能相互间由于轨迹交错而发生碰撞。为了避免碰撞,要求按一定顺序进行弹射。在弹射方向上,有的人安排为向上弹射,也有的乘员安排为向下弹射。在现代的一些座椅上,可以使火箭包或椅背火箭的两侧具有不同尺寸的喷口,产生侧向推力使人-椅系统轨迹发散,防止空中干扰。

第六节 低空救生

弹射跳伞统计资料表明,飞机失事时的飞行高度愈低,也就愈难保证飞机上人员的急救生。根据美国从1949年至1959年的统计,在300m以下弹射时获得救生的仅占38%,大约每弹射三名飞行人员就要死去二名。根据我国近年的统计,在飞机高度小于300m时,弹射跳伞的成功率只有27%。造成此种低空弹射失败的根本原因是弹道座椅(未装弹射火箭)的低空救生性能差,也就是从弹射到主伞张满所耗费的时间太长,弹射高度不够高,主伞未来得及张满人已击地丧生。国外从60年代开始(我国从70年代开始)虽已大量换装火箭弹射座椅,但在弹射救生过程中,引起飞行员死亡的第一位原因仍然是由于与地面猛烈碰撞造成的。依据中国空军1960年以来20年的统计资料,弹射死亡人数占弹射总人数的20.4%。死亡原因中,低空弹射占47.5%,大速度弹射占20%,使用维护错误和装备失灵占17.5%,其它情况如溺亡等占15%。在弹射救生装备已比较先进的美国,弹射死亡率的统计数据也反映出死亡率与弹射时的速度与高度有重大关系。当速度一定时,死亡率取决于低空高度,弹射时高度越低,死亡率越高。当高度一定时,死亡率取决于弹射速度,弹射时速度越大,死亡率越大。美国海军1969年至1979年的11年1376次弹射跳伞统计材料,死亡人数占弹射总人数的17.1%。在死亡人数中,低空弹射(小于61m)占60%,大速度弹射(大于927km/h,不含低空大速度)占7.2%。由此也可以看出,继续改进低空救生性能是第一位亟待解决的问题。

根据一些统计资料表明,弹射时的飞机速度大多数在200~350km/h(约占总数的70%)之内,而高度大都在1500m以下(约占61%)。这表明飞机在低空发生事故的机率比较大。根据英国的一些统计资料,喷气式飞机发生的事故,在起飞和着陆时发生的事故占61%,非喷气式飞机在起飞和着陆时占66%。美国的一些统计资料表明,在起飞和着陆时发生的事故占55%。中国的统计也同样表明,飞机发生事故的机率在起飞和着陆时较大,约占52%。

由于低空救生的严重性,早在60年代就提出了“双零”要求,即在零高度和零速度下弹射成功的要求。后来又进一步提出低空复杂状态下的救生能力问题。

分析飞行员与地面猛烈碰撞的原因可以归结为救生伞没有张开所致。救生伞没有张开的原因又是多种多样的。一种是座椅系统出现故障,伞没有正常工作或开伞时与人椅干扰妨碍了伞的正常打开。另一种是超出了座椅的低空救生能力,伞来不及打开。

为了估计救生装置的低空救生能力，采用了“最低安全救生高度”的概念。最低安全救生高度是指在该高度以下使用救生装置将得不到安全救生，也就是指飞机失事时保证飞行员安全救生的最低限度的飞机飞行高度。

救生高度，所以有这样的重要意义，其原因是，因为从弹射救生系统开始工作到降落伞全部张开达到稳定下降，需要一定的时间，因而也就要损失一定的高度。这一损失高度决定于：

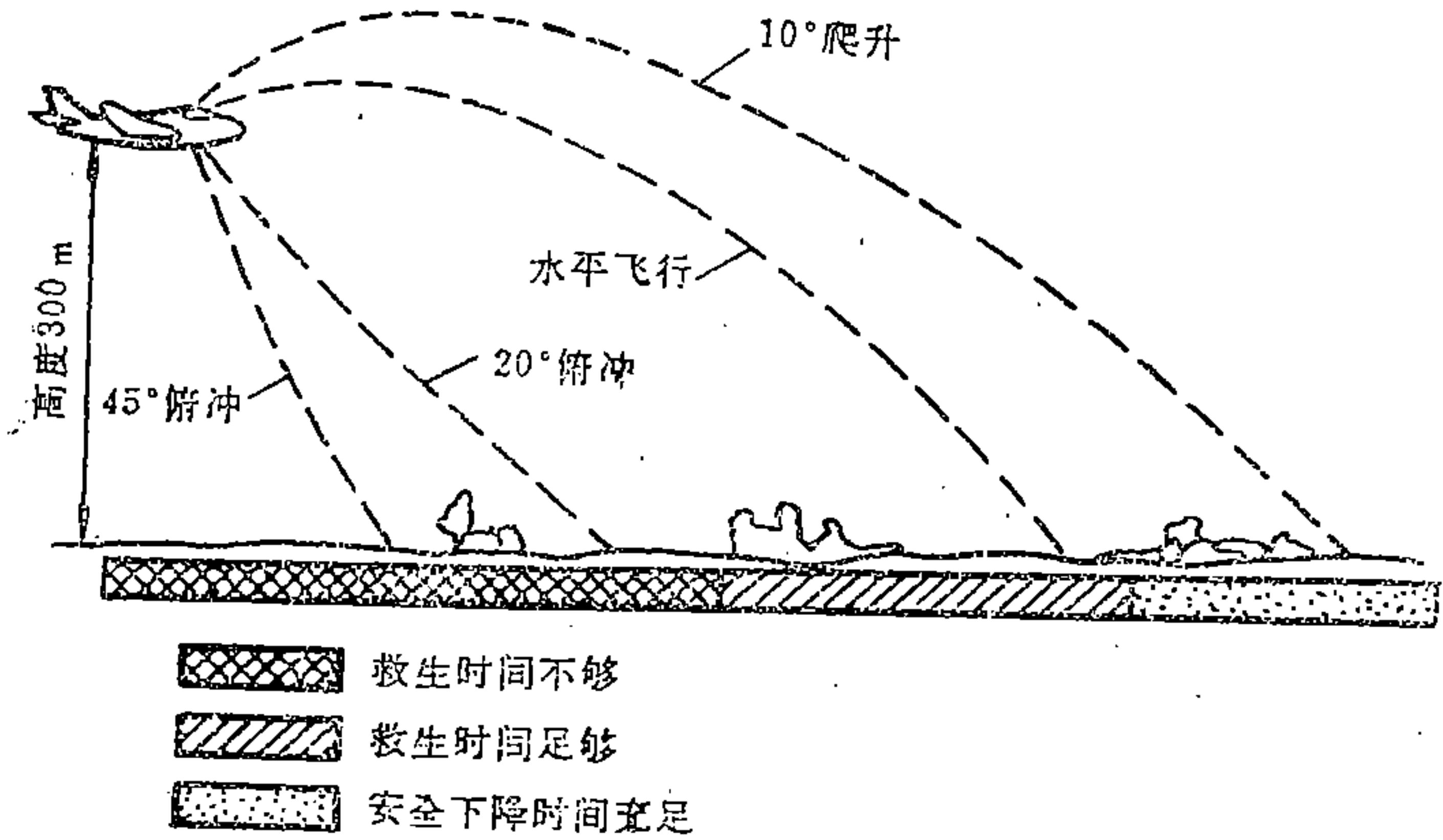


图1-16 飞机的机动飞行情况对拯救乘员可能性的影响

- 1) 飞机的机动飞行情况；
- 2) 失事时的飞行速度；
- 3) 准备弹射所必须的时间；
- 4) 弹射时座椅上升的高度；
- 5) 允许打开救生伞伞衣的速度；
- 6) 完全充满救生伞伞衣的时间；

7) 达到设计的稳定下降速度时所损失的高度。

自然，为了便于计算，上面所列举的各个因素均应以高度损失的单位来表示。

图1-16的曲线表示了在其所有条件相同时，能够安全救生的范围与飞机机动飞行情况的关系。

在飞机平飞时，现代弹射座椅具有零速度零高度安全救生的性能，但当飞机在俯冲、横滚、高下沉率等不利于弹射救生的姿态时，存在着最低安全救生高度。美国空军规范规定弹射座椅应具有表1-1的低空救生性能。

表1-1 美国空军规范MIL-S-9479B对弹射座椅的要求

飞机姿态			飞机速度 (km/h)	最低安全救生高度 (m)
俯冲	横滚角	下沉率		
平飞	60°	0	222	0
平飞	180°	0	278	61
平飞	0°	50.8m/s	278	92
60°向下	0°	0	371	153
30°向下	0°	0	833	153
60°向下	60°	0	371	168
45°向下	180°	0	463	183

从表1-1看出，飞机俯冲角度、横滚角和下沉率越大，弹射救生就越困难。因此所需的最低安全救生高度也就越高，衡量弹射后座椅的飞行轨迹对地面的倾斜角度就可得出这个结论。例如飞机横滚180°平飞姿态，也就是倒飞姿态，要求最低安全救生高度为61m。

伞
的
关
化
的
救
常

可以想象，座椅弹射出舱时不是离开地面而是弹向地面，如不及时打开降落伞，飞行员获得的弹射加速度，加上地心引力加速度，很快导致飞行员撞地死亡。因此改善弹射座椅的低空救生性能，不是增加弹射动力使弹得更高，而是尽量缩短弹射启动到降落伞张满之间的时间。另外，引用现代自动控制技术，控制座椅的飞行轨迹也是一个有效办法。现在美国正在研制一种立姿制导系统，装到弹射座椅上后，能使座椅自动转向天顶方向弹射。它采用现代的遥感技术，测量天空和地面的自然微波辐射差别获得信息，并处理这些信息以确定系统的姿态位置，给火箭动力控制系统提供俯仰和横滚讯号，从而校正座椅到直立姿态。立姿制导系统的可行性试验表明，在倒飞姿态下做弹射试验，出舱时座椅轨迹向下，经遥感控制，座椅逐渐转向，轨迹最后变为向上推进。轨迹转向所需高度只要15m就够了。

从表1-1也可看出，飞机速度越大，所需的最低安全救生高度也就越高。这是因为水平分速大，弹射轨迹的高度降低，同时延长了减速时间，因此为了把速度减到允许打开救生伞的速度所必须损失的高度就越大。图1-17为弹射座椅的相对轨迹图，是相对于水平飞行的飞机的轨迹。

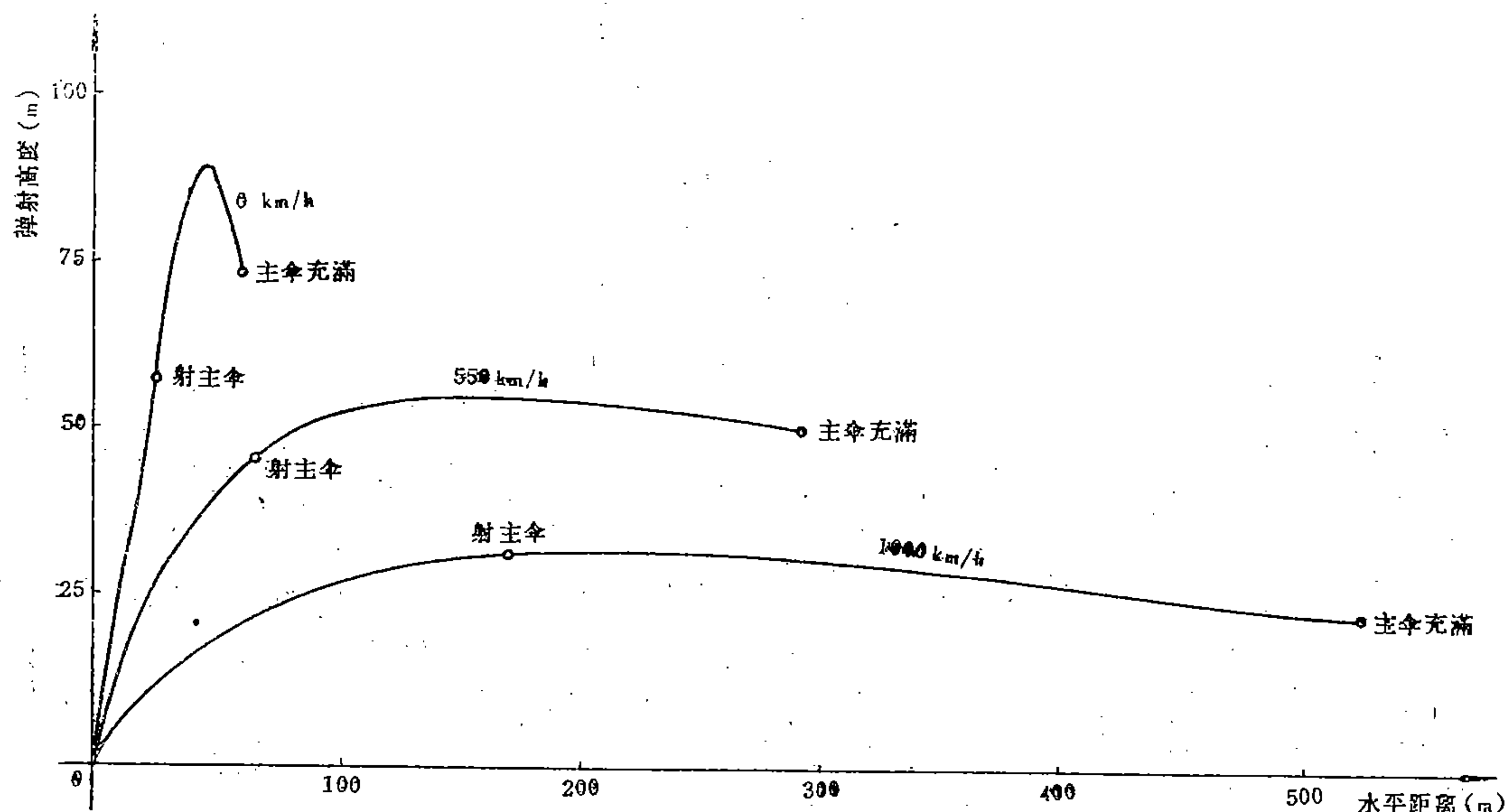


图1-17 弹射座椅的相对轨迹图

用标准的弹射装置计算的减速曲线表明，对现代飞机来说，把速度减低到允许打开主伞衣的数值所必须的时间约在1~2s。图1-18a表示了在不同的 $G/C_{D0}A$ 比值下（ $H=0$ ， $v_0=20\text{m/s}$ ），把弹射装置的速度减低到 $v=600\text{km/h}$ 的减速时间与弹射瞬间飞机速度的关系。图1-18b和c表示了歼-6弹道座椅和I型火箭座椅离机后座椅运动速度 v_z 随时间的变化关系。

为了缩短从准备弹射到开伞稳定着陆速度所耗用的时间，工程师们不断改进弹射座椅的系统性能。现阶段的性能是，从弹射启动到主伞张满所耗用的时间已小于3s。

准备弹射所必须的时间不是由技术而是由飞行员心理状态来确定的。即是建立在有效的、恰当的信息基础上作出反映的时间。当飞行员判断错误，或者迟疑不决，延误了弹射救生的时机，在低空救生中是非常致命的。这不乏先例。只能用教育方法来求得解决。正常的准备弹射时间应为零点几秒。

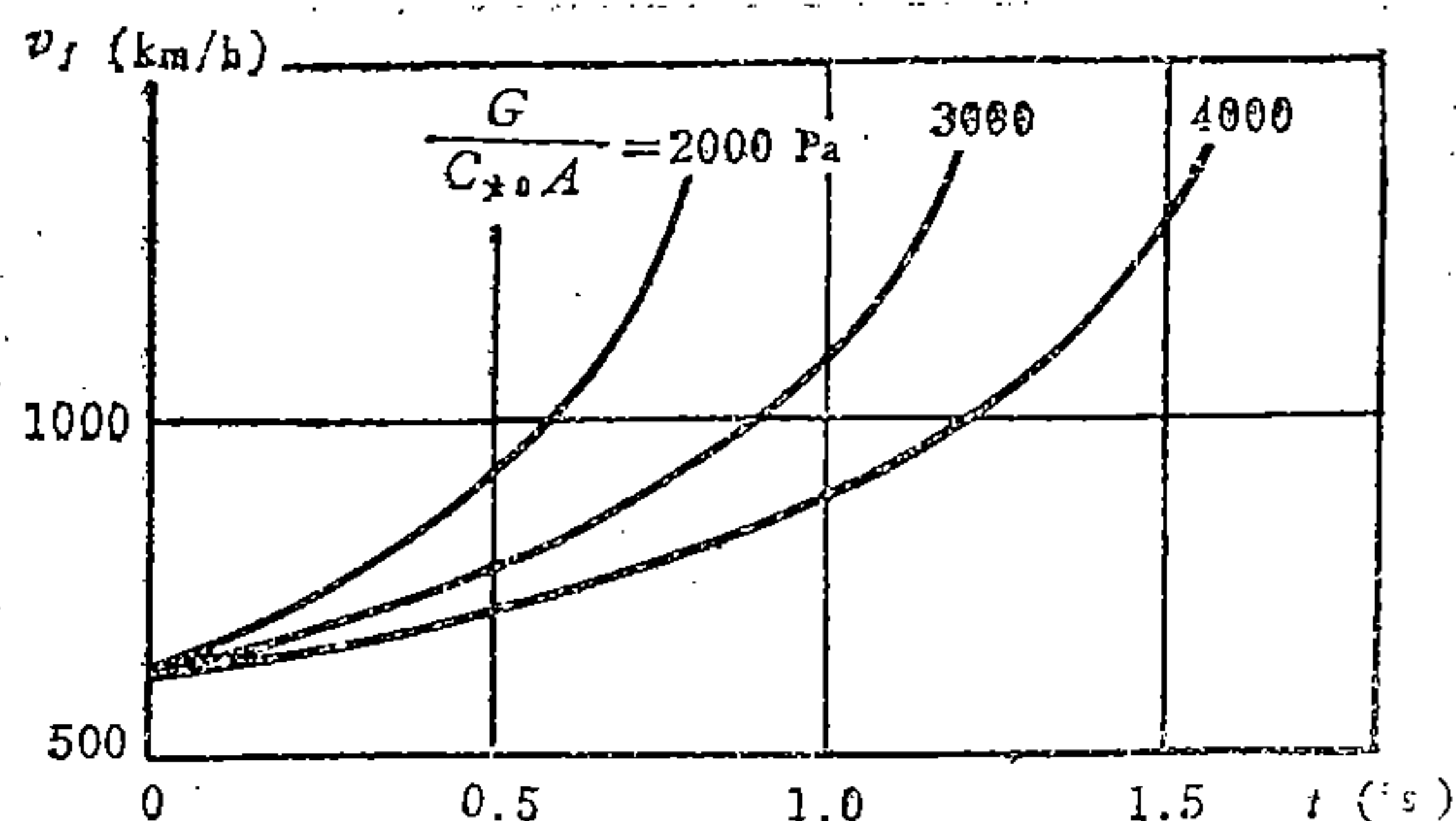


图1-18a 在不同的 $G/C_x \cdot A$ 比值下 ($H=0$ 、 $v_0=20\text{m/s}$)。把弹射装置的速度减低到 $v=600\text{km/h}$ 的制动时间与弹射瞬间飞机速度的关系

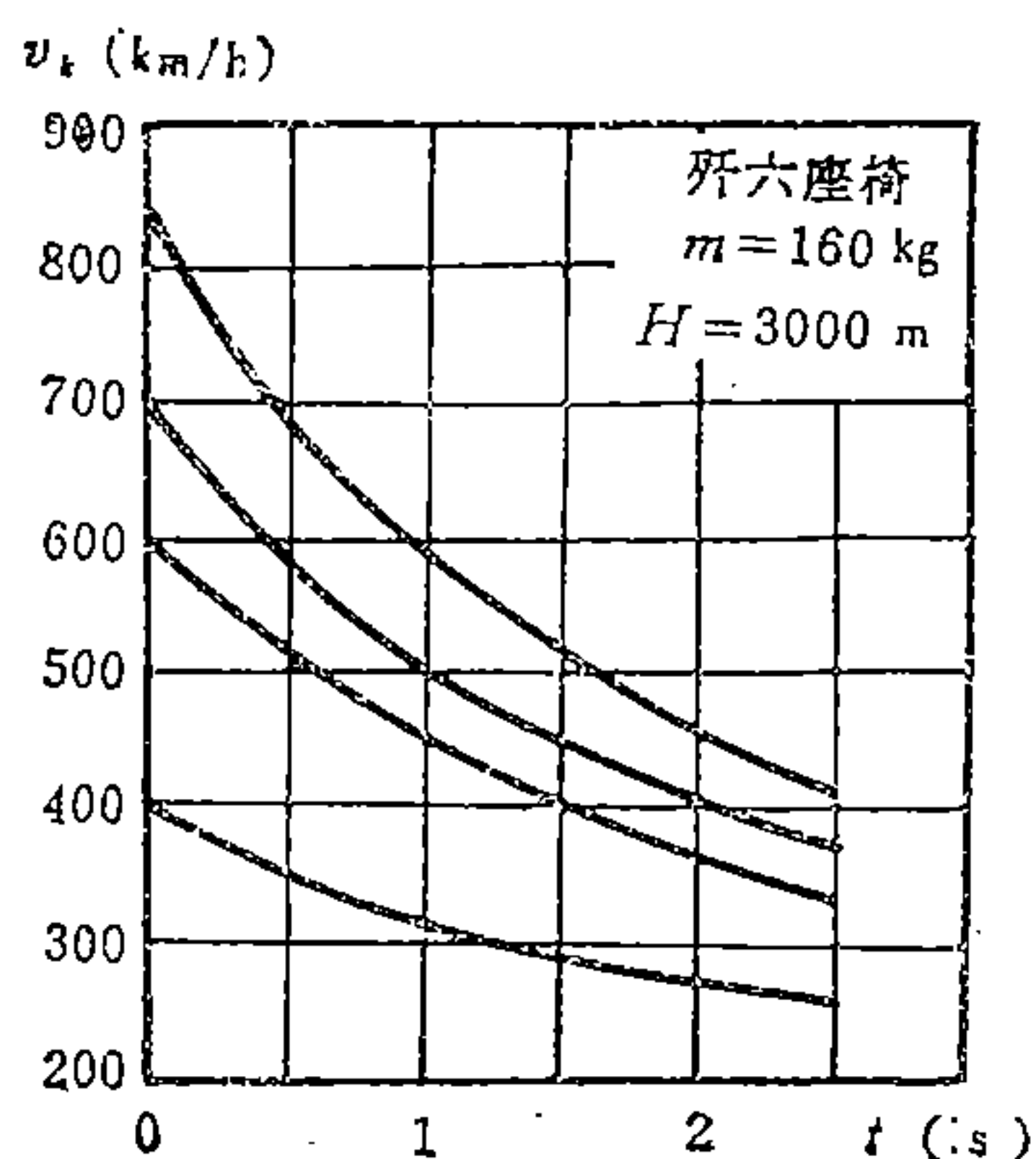


图1-18b 歼六座椅减速曲线

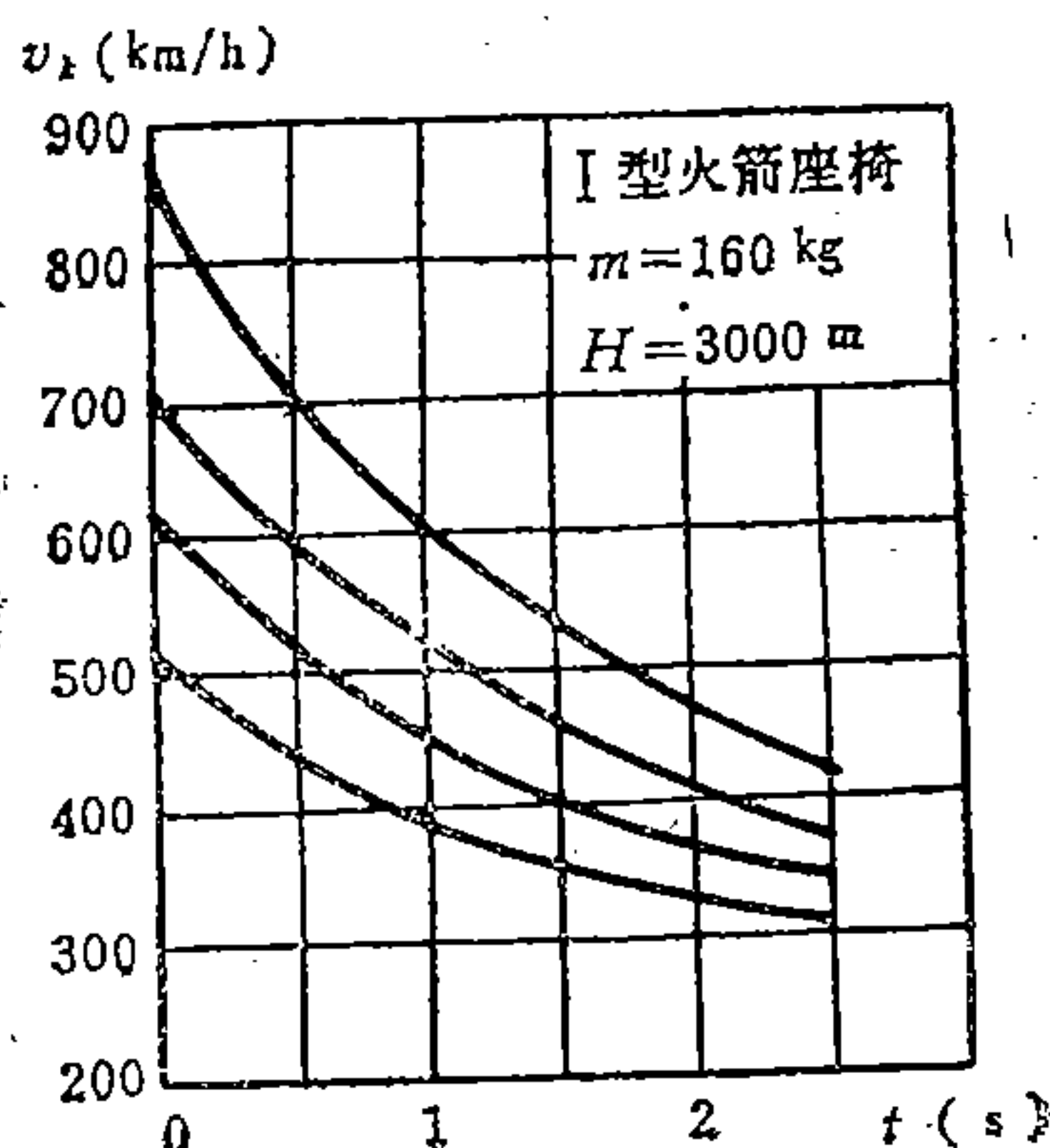


图1-18c I型火箭座椅减速曲线

缩短从弹射启动到主伞张满所用的时间，可以从三方面采取措施：

- (1) 取消抛盖时间。采用穿盖弹射或采用微型爆炸索在弹射启动的同时将座舱盖的玻璃炸掉。
- (2) 尽快射出救生伞。在射出救生伞之前取消其他系统的工作，如射出稳定伞稳定座椅等动作。将射出救生伞的时间安排在座椅离开飞机的瞬间。
- (3) 改进救生伞系统。使救生伞被抛入气流后能尽快张开。

习 题

1. 设某型弹射机构的丰满系数 η_s 为0.75，最大弹射过载 $n_{max}=20$ 。试求当弹射机构的行程长度为0.9m时，弹射出口速度 v_0 值为多少？若过载 n 降低为18，弹射机构行程增长至1.66m。试问弹射出口速度 v_0 又为多少？
2. 设某型弹射机构的丰满系数 η_s 为0.96，行程长度为0.9m，弹射出口速度 v_0 为16m/s。试问此时最大弹射过载 n 应为多少？
3. 设某型弹射机构的弹射出口速度 v_0 为17.5m/s，最大弹射过载 n_{max} 为15，行程长度为1.66m。试问该型弹射机构的丰满系数为多少？若最大过载提高到18，该型弹射机构的弹射出口速度可提高到多少？
4. 设某飞行员从使用弹道座椅的飞机上弹射，弹射时的水平飞行速度为850km/h，弹射出口速度 $v_0=17.5\text{m/s}$ ，弹射时飞行高度 $H=1000\text{m}$ ($\rho=1.11168\text{kg/m}^3$)，人-椅系统质量 $m=165\text{kg}$ ，弹射座椅安装角 $\chi=17^\circ$ ，座椅阻力特征 $C_x A=0.5$ 。试问飞行员受到的最大制动过载 n_z 是多少？经过1s以后，制动过载 n_z 为多少？(用近似公式计算)

所以

速了

除无机

易柄用(能

急抛

第二章 弹射救生装置

飞机弹射救生装置一般应包括下列各部分：清除弹射通道装置、弹射座椅、弹射动力装置、救生伞系统及其它辅助设备（如应急供氧设备、救生包）等。本章仅对这些设备的功用、组成、工作原理及主要类型作概要介绍。应急供氧设备及救生包在个人防护装置有关章节中介绍。

第一节 清除弹射通道装置

一、清除弹射通道的要求

清除弹射通道是飞机弹射救生的首要步骤。它要求将人-椅系统弹射运动轨迹区内的所有结构、设备全部清除，保证人椅与结构间必要的间隙，为人椅安全迅速离机创造必要的条件。对于向上弹射的救生系统，清除弹射通道就是抛掉飞行员头顶的活动座舱盖，所以通常也把清除弹射通道装置称为应急抛盖装置。其要求有：

1. 座舱盖应迅速脱离弹射区。弹射区是指弹射时人-椅系统运动轨迹区域。座舱盖迅速脱离弹射区以保证人-椅系统不与舱盖相碰撞，并缩短从抛盖到弹射的时间延迟，争取了救生时间和救生高度，提高弹射救生成功率。

2. 舱盖抛放后不应损伤飞机其他部分，如机身、尾翼等。应急抛盖的情况有多种，除弹射救生情况外，在迫降或有害气体漏入座舱时，也要求抛放座舱盖。此时飞机应完整无损地继续飞行。此外，对双座教练机和弹射试验机都要求在学员或试验座椅弹射后，飞机能继续飞行。因此，抛放的舱盖不应损伤飞机重要部件。

3. 操作应简单方便安全可靠。简单方便是为了缩短救生时间。为此，操作手柄应位于容易接近便于操作的地方；一次操作动作就能启动抛盖装置完成应急抛盖，并要求应急抛盖手柄的操纵力不得大于245N。安全可靠是指：(a) 应保证先抛盖后弹射；(b) 应有单独的备用（辅助）抛盖手柄，在第一套系统失效时使用，并可在上述只抛盖不弹射情况下使用；(c) 在空中或地面都不应由于偶然触动操纵手柄而启动抛盖装置。因此应急抛盖手柄及能源机构上都应有地面及空中保险装置。

二、应急抛盖系统

应急抛盖系统是保证在应急情况下（例如弹射救生）及时抛放座舱盖的装置。一般在应急时先要使舱盖与机身的连接断开，然后利用气动力、座舱增压力及抛放动力将座舱盖迅速抛离弹射区。因此，应急抛盖系统一般由舱盖分离装置、操纵系统和抛盖动力装置组成。

1. 舱盖分离装置

舱盖分离装置是应急抛盖系统的工作部分。由于活动舱盖的正常开启方式不同，分离

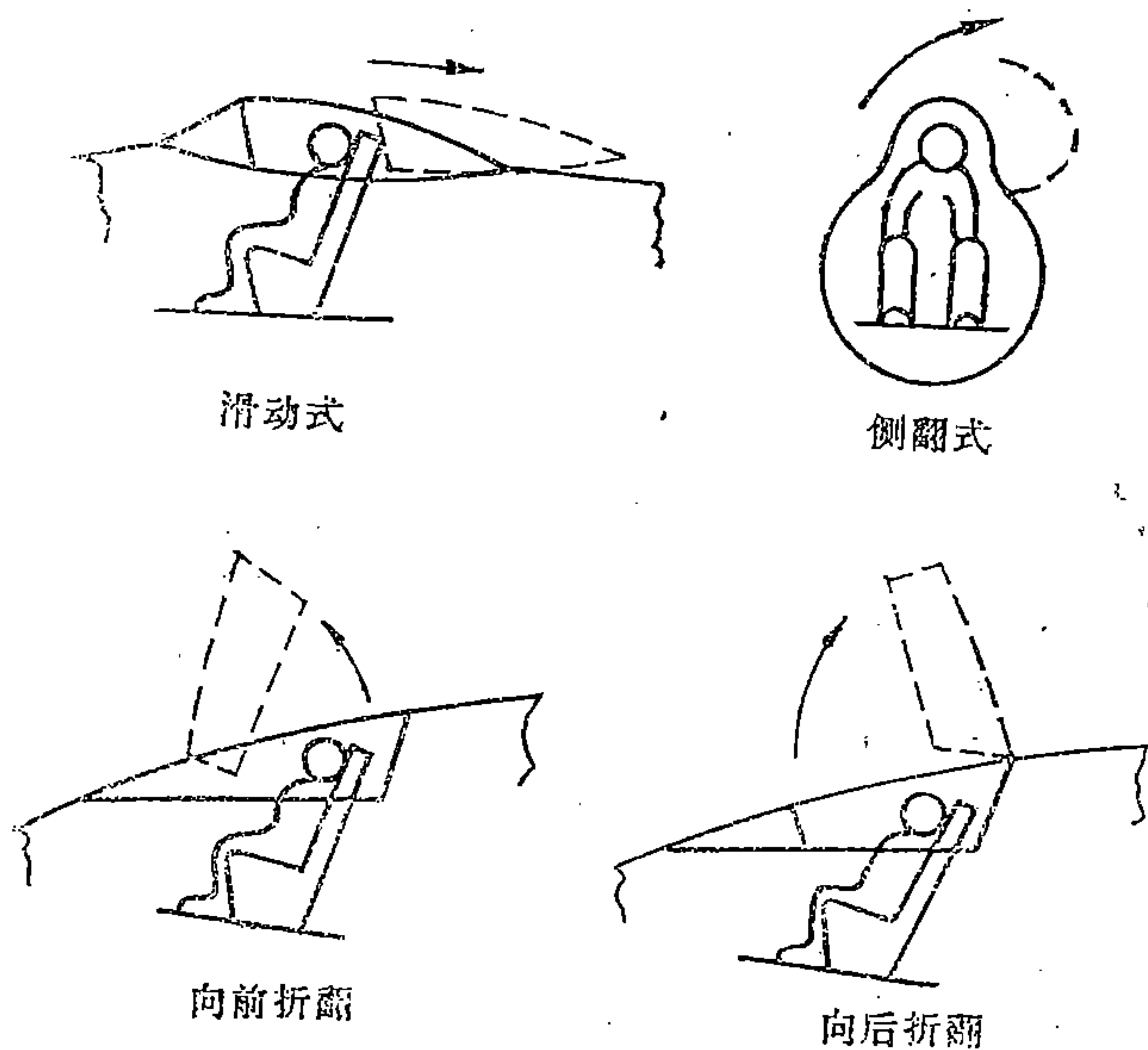


图 2-1 活动舱盖的开启方式

用一段活动滑轨来实现分离。活动轨道可绕其固定点向上转动，舱盖带着滑轮顺着活动轨道的端头滑出而抛掉。这种分离装置的构造简单，但动作较慢，两边活动轨道的平行度要求也较严格，否则会发生卡住现象。

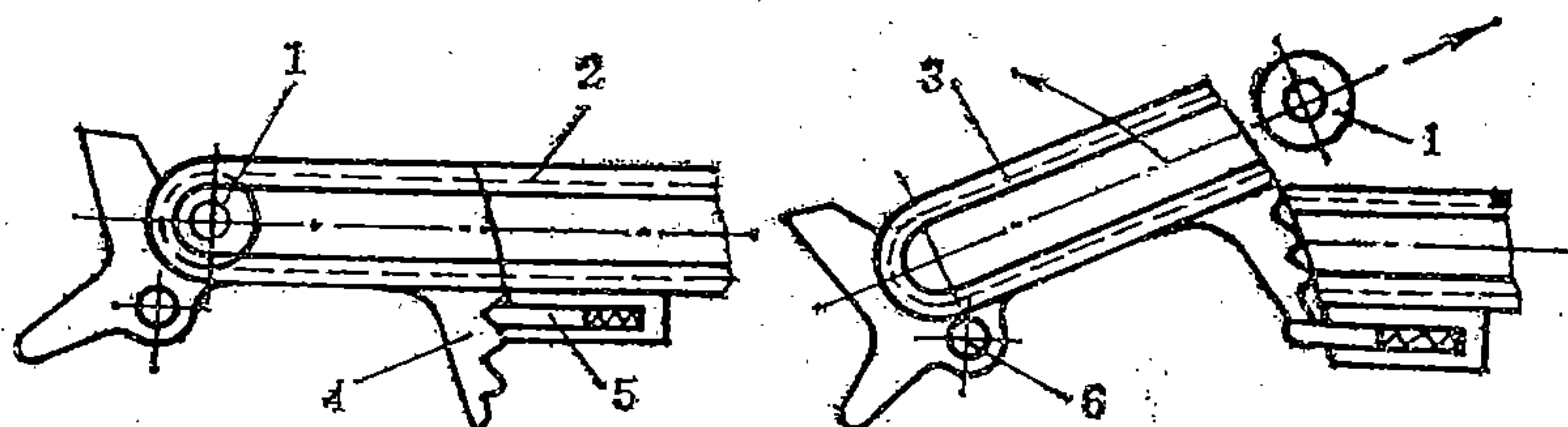


图2-2 活动滑轨抛盖原理图

1—滑轮 2—滑轨 3—活动滑轨 4—盖背 5—止动销 6—转轴

滑动式舱盖第(2)种分离形式采用抛盖锁使座舱盖与滑轮分离。抛盖锁固定在座舱盖上，按其位置分别称为前抛盖锁与后抛盖锁。抛盖锁由一套杠杆(摇臂)弹簧机构组成，其构造原理见图2-3。在燃气(或冷气)作动筒作用下，可脱落的锁钩连同滑轮与锁体分离，舱盖即与机体分离而被抛掉。这种装置构造较复杂，但工作可靠，并能在不同位置(例如在舱盖半开时)抛放舱盖。

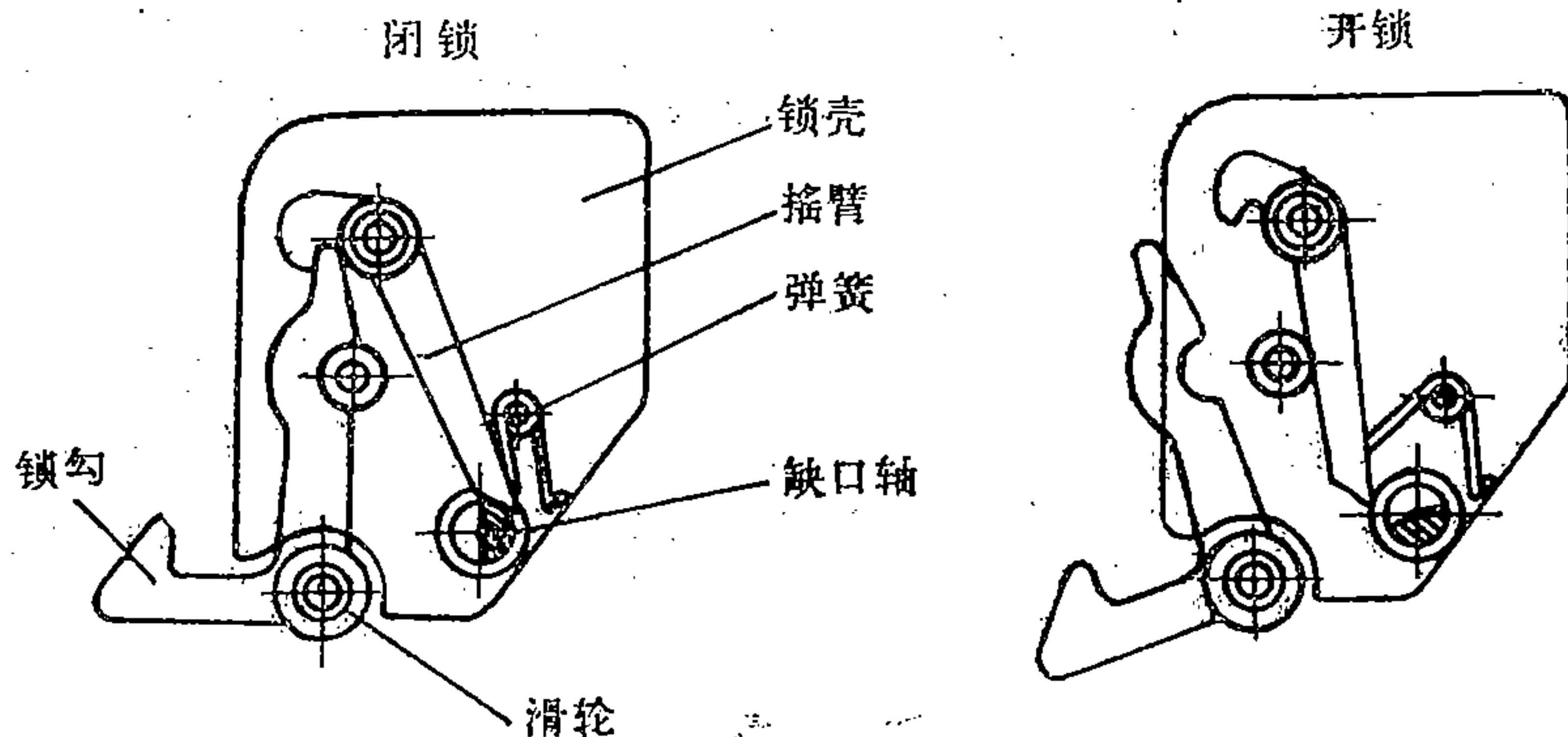


图2-3 抛盖锁工作原理图

装置的安排和工作情况也有不同。活动舱盖的正常开启方式，大致可分三种：即滑动式、侧翻式和折翻式。如图2-1所示。

滑动式活动舱盖依靠舱盖上的滑轮在座舱侧缘的滑轨内前后滑动而闭启。在其关闭和打开位置上均有锁钩及锁扣将它锁住，分别称为前固定锁及后固定锁。

滑动式舱盖的应急分离抛放主要有两种形式：(1)舱盖带滑轮从滑轨内滑出而与飞机分离；(2)舱盖与滑轮分离，滑轮留在滑轨内，舱盖飞走。前一种形式如图2-2所示，它利

侧翻式活动舱盖常用于双座教练机的前座或少数轻型轰炸机、战斗机上。折翻式活动舱盖分向前折翻和向后折翻两种，它们常用在高速埋头座舱的战斗机或轻型轰炸机上。侧翻和折翻舱盖与机身的连接形式相同，它们都是在座舱盖的一侧（前、后、左、右）装有铰链或转轴，座舱盖可以绕此支轴翻转；在另一侧（或两侧）装有平时开关舱盖的锁及其把手。舱盖锁的数量及其分布与座舱盖尺寸和飞机性能有关，主要应满足连接的强度和刚度要求。图2-4为后折翻式座舱盖的抛放示意图。座舱盖支架通过钳口与装在机体结构上的支座转轴相连接，保证舱盖正常翻转。舱盖两侧各装两个舱盖锁。应急抛盖时，四个舱盖锁同时开锁，舱盖即向后翻转抛掉。当转轴机构发生故障时，还可剪断铝铆钉使钳口张开而抛盖。

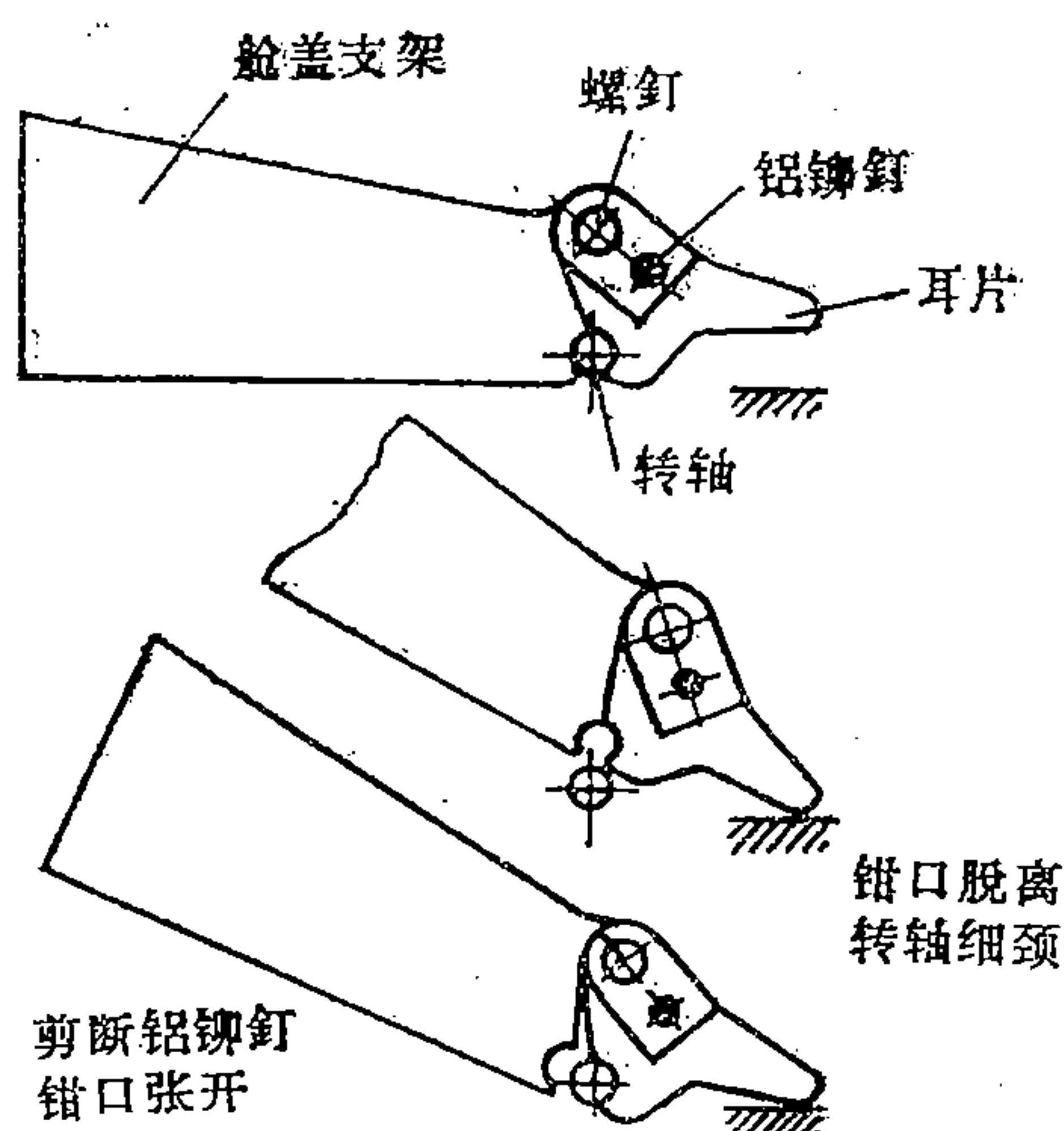


图2-4 后折翻式舱盖抛盖示意图

2. 应急抛盖操纵系统

抛盖操纵系统传递抛盖信号或动作、控制抛盖分离装置和抛放动力装置工作。抛盖操纵系统一般由三部分组成：（1）操纵手柄（或按钮）及其机构；（2）动力源；（2）传动系统。按组成构件可以将操纵系统分为机械式、冷气式和燃气式三种。

机械式抛盖操纵系统由机械零件组成，其原理简单，工作可靠。但传动零件多，运动复杂，重量也较大。

冷气式抛盖操纵系统动力源为高压冷气瓶。其传动系统由冷气附件、管路及冷气作动筒等组成，它可以在较大的温度范围内工作。

燃气式抛盖操纵系统动力源是小型燃爆弹。操纵手柄启动打火机构击发燃爆弹，所产生的高压燃气经管路进入作动筒而推动分离机构。燃爆弹还可采用电点火启动。

燃气式系统重量和体积比冷气式小，动作迅速而力量较大。但燃爆弹一般应放在座舱内，以免低温对火药燃烧的影响。操纵系统应有座椅弹出时可分离的构件。此外为了保险起见，应装一套备用的机械式应急抛盖操纵系统，称为紧急系统。其操纵手柄一般安排在飞行员前右侧方，在正常系统出故障时可以用它操纵抛盖，也可以在只抛盖不弹射情况下使用。

3. 抛盖动力装置

座舱盖在飞行中要承受向上的空气动力，同时还承受座舱增压压差载荷，这两种载荷都力图使舱盖与机身分离，有利于抛盖。因此，有的飞机没有专门的动力抛盖装置，只靠气动力将盖吹掉。但是为了使舱盖有更大的离机速度，现代飞机一般都装有抛盖动力装置。

抛盖动力装置有时又称动力抛盖装置。它的功用就是在应急抛盖时附加给舱盖一个分离动力，使舱盖迅速离开飞机并脱离弹射区。这对于缩短救生时间和零-零救生有重要

意义。

抛盖动力装置一般由抛放作动筒和动力源组成。动力源可以是冷气或燃气，或两者兼备，在不同情况下分别使用。抛放作动筒由壳体、活塞杆等组成，如图2-5所示。作动筒共两个，对称地装在座舱口框的两侧。

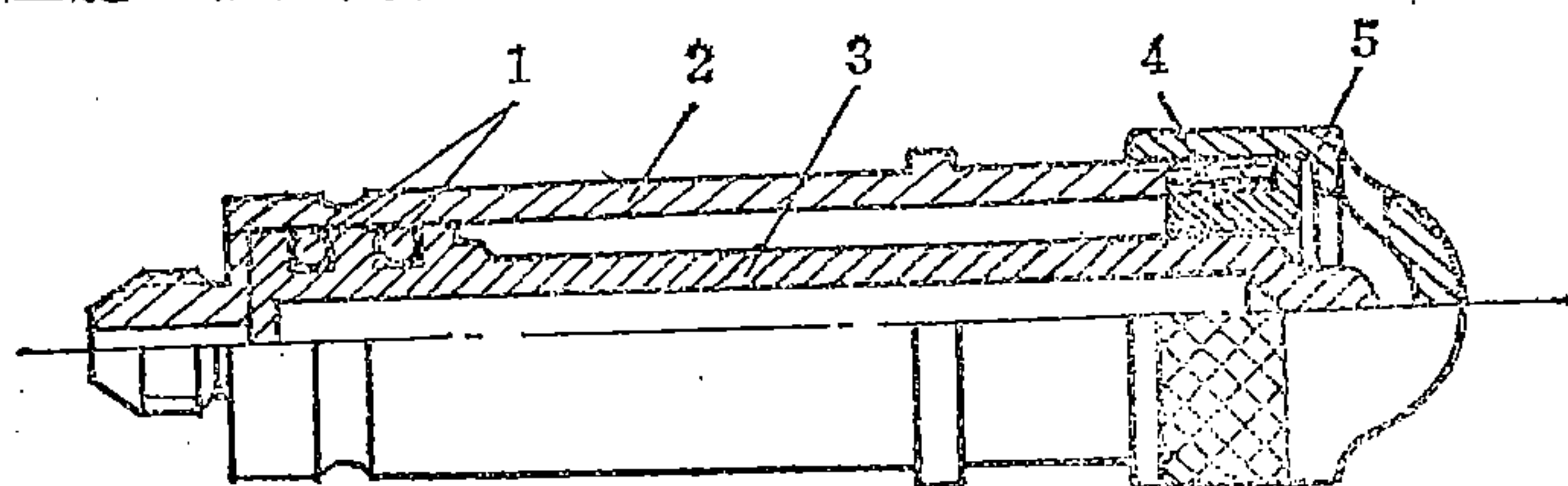


图2-5 舱盖抛放作动筒
1—胶圈 2—壳体 3—活塞杆 4—螺盖 5—保险帽

燃气动力抛放具有时间短、力量大的优点，是当前最常采用的方案。但对于重量和尺寸都较大的舱盖，就要使用火箭完成动力抛放，这就是火箭抛盖装置。火箭抛盖装置抛放动力大，动力作用时间长，可以使舱盖获得更大的速度，在0.1s的时间内迅速脱离弹射区。火箭抛盖目前存在的主要问题是：火箭尺寸较大；使用时要保证左右火箭同时点火工作；火箭燃气喷流不得灼伤飞行员，以及火箭推力大小、作用点、工作时间等方面要求严格，技术上较复杂。因此使用尚不多。

三、清除弹射通道的其他方案

1. 座舱盖应急爆破

舱盖应急爆破系统是近代飞机为缩短救生时间和提高地面救生能力而采用的一种新的清除弹射通道方案。这种方案是在座椅弹射的同时，用微型爆破索系统将座舱盖玻璃炸碎，清除弹射通道。由于不需要等待舱盖飞离弹射区，就节省了救生时间。

舱盖应急爆破系统由微型爆破索、起爆装置及固定和传动装置构成。微爆索是系统的主要部件。它是由索芯炸药、金属索壳、护套和特制胶条所组成。炸药制成的微爆索外有铝合金或铅锡合金的索壳，金属壳外包有聚烯烃挤压成型的或玻璃纤维编织成的护套。护套外尚套有特制胶条。微爆索总的外径约为2~3mm，断面形状有圆形、半圆形或人字形。

微爆索在座舱盖玻璃上的分布和固定如图2-6所示。

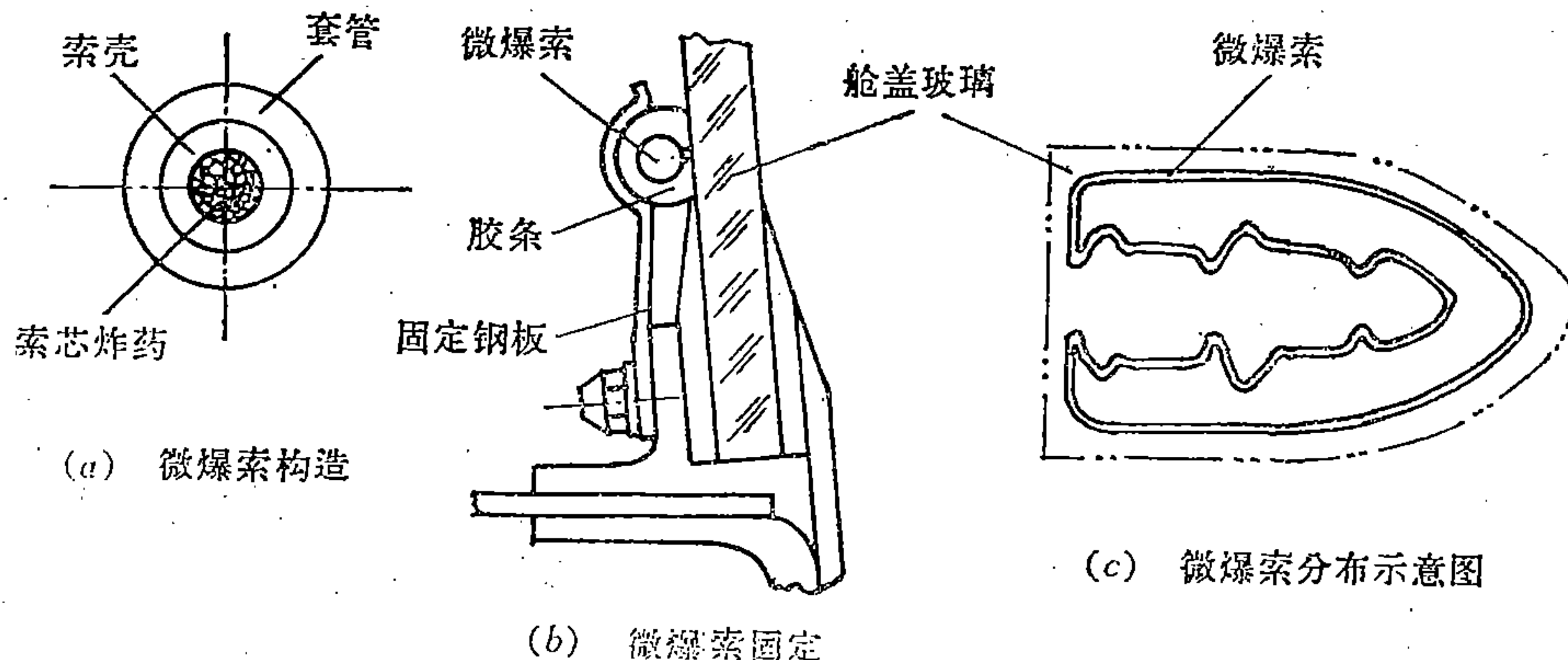


图2-6 微爆索的构造、固定和分布

微爆索的启爆装置是靠座椅向上运动而击发雷管引爆的，也可由飞行员拉动应急启爆

手柄而工作。此外，也设有舱外引爆装置，以便在地面或水上迫降时从舱外启动引爆而救出飞行员。

2. 穿盖弹射和带离弹射

穿盖弹射是在其他应急抛盖系统（包括微爆索系统）失灵时使用的一种非常手段。飞行员利用弹射座椅上部的穿盖器，在座椅向上运动时击穿舱盖玻璃而弹离飞机。由于没有抛盖，节省了救生时间。在低空及抛盖系统发生故障的情况下是可取的。但是这种方法会使飞行员脊柱受伤。穿盖弹射作为一种辅助手段，只在迫不得已的情况下（例如低高度、水下）使用，而且目前只能在较薄（小于9mm）的舱盖玻璃上使用。允许采取穿盖弹射的座椅应设计锋利坚硬的穿盖器，同时应考虑穿盖时对飞行员的保护。

带离弹射是缩短离机时间的另一种方法。这种方法在弹射时先不抛掉座舱盖，而是利用座椅的上移运动，将与机体已分离的座舱盖顶起，扣合在座椅上一同弹离飞机。苏联米格-21就采取这种系统（称“CK”系统），图2-7为其工作过程图。这种方式的优点是离机时间较短，舱盖可防护高速气流对飞行员的吹袭。但其致命缺点是机构复杂，虽然缩短了离机时间，但舱盖还须与座椅分离，又延长了救生时间，同时也易发生故障，救生不可靠。特别在低空（300m以下）弹射时，由于全套系统工作时间长，往往不能完成全部救生程序。其平飞弹射最低安全高度为400~500m，不能满足低空救生要求。因此，这种方式没有得到广泛应用。

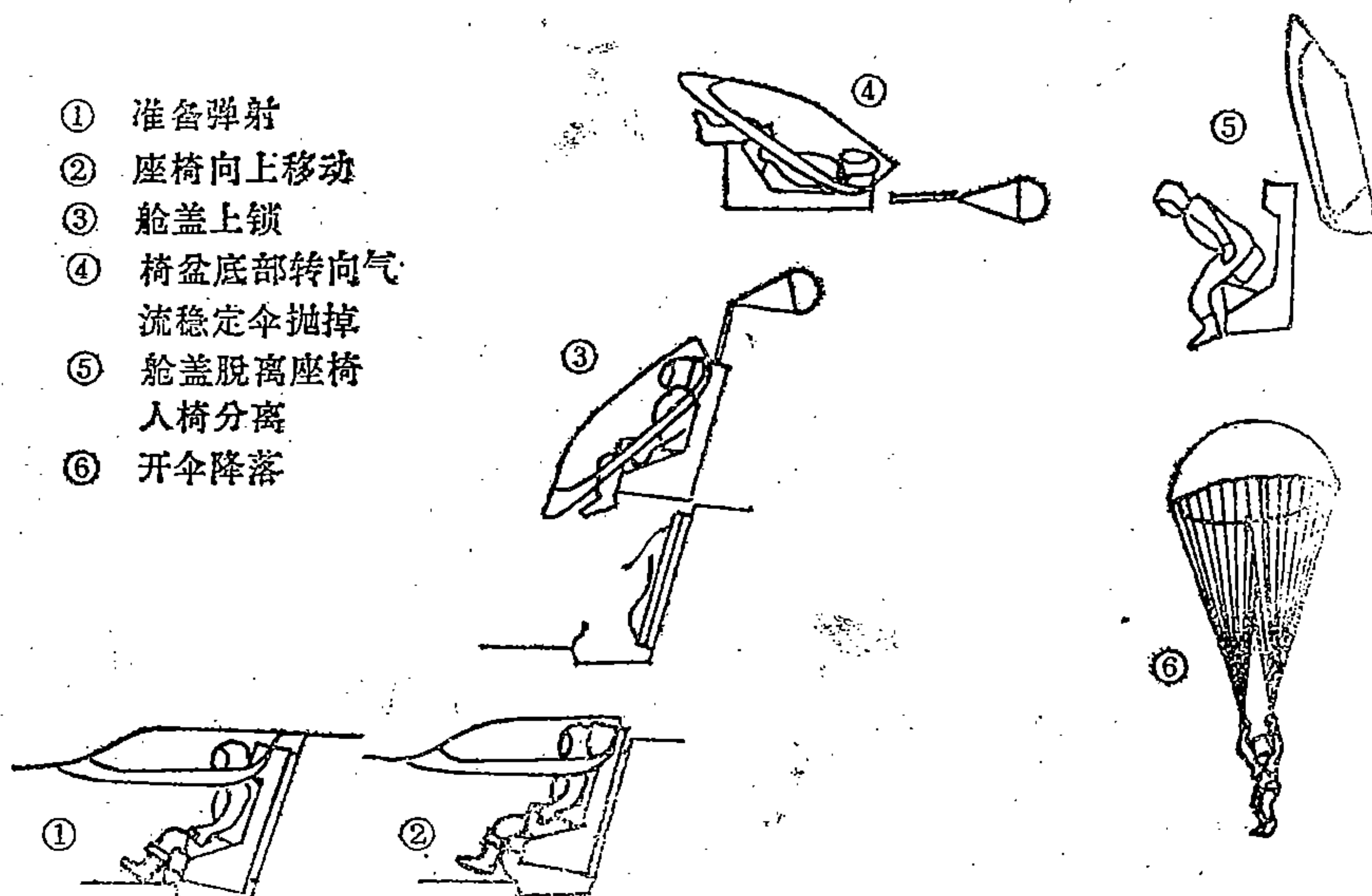


图2-7 带离弹射工作过程

3. 爆炸螺栓和齐普分离系统

爆炸螺栓是一种应用广泛的分离脱落元件，它可以用在飞机座舱盖抛放系统中。通常用在固定的结构连接处，如舱盖铰链、锁闭机构等与机身的连接处；也可以用在舱盖玻璃骨架与舱盖周缘骨架的连接处。爆炸螺栓内装有炸药，其构造如图2-8所示。爆炸螺栓有预定的分离断面，能保证爆炸后螺栓在该处分离。在正常飞行中，它可以承受从舱盖传来的外载荷，起连接作用；在应急情况下，用传爆索或电脉冲同时引爆各个爆炸螺栓，即可将座舱盖与机身分离，把舱盖抛掉。

美国F-16飞机的座舱盖采用了爆炸螺栓分离装置，其安装情况可见图2-9。爆炸螺栓将玻璃框架与舱盖骨架连在一起，其外有整流蒙皮。为了在抛盖同时切断整流蒙皮，F-16

飞机还采用了聚能线状炸药，敷设在蒙皮下。

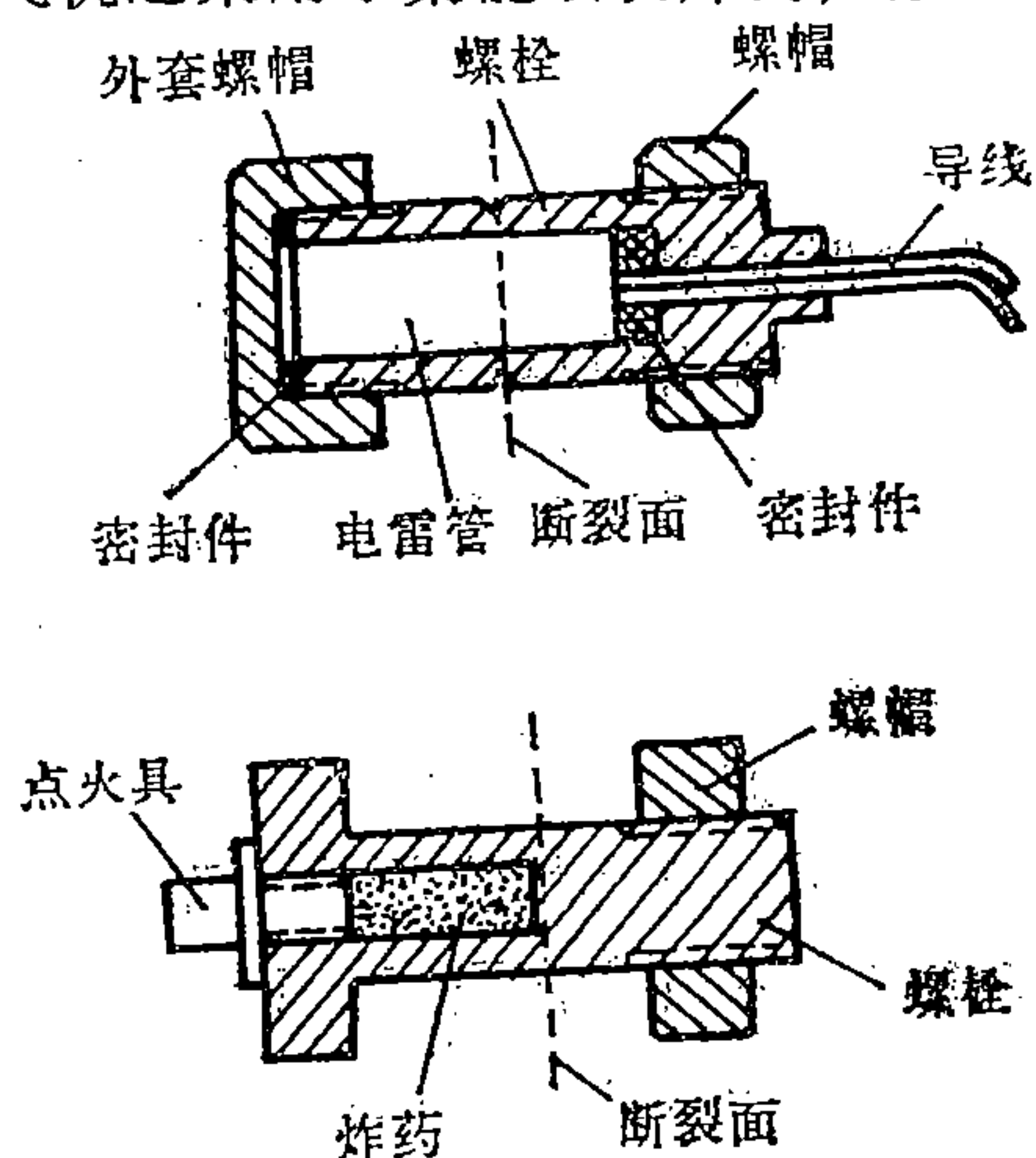


图2-8 两种爆炸螺栓的构造

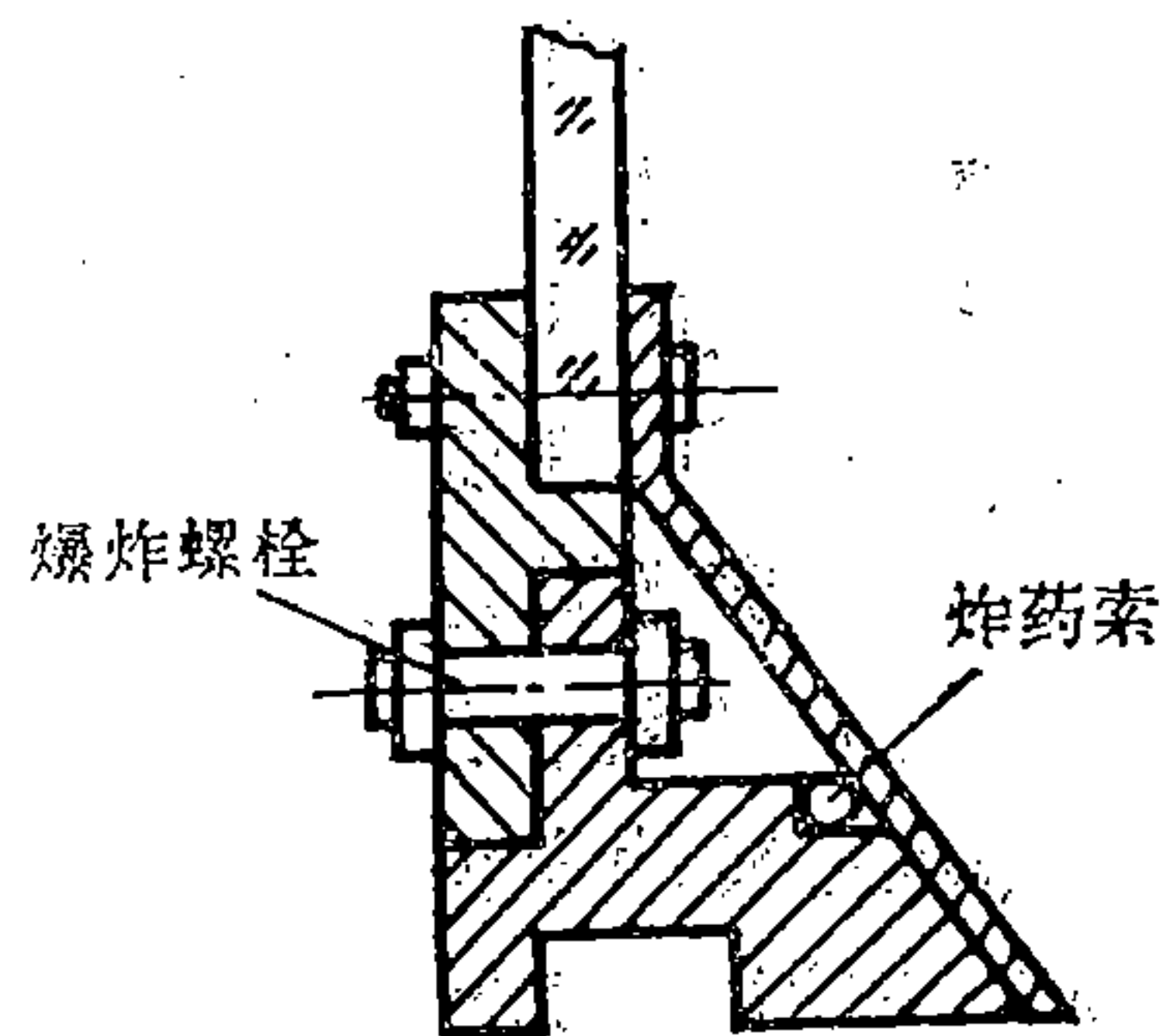


图2-9 爆炸螺栓在舱盖上的安装

爆炸螺栓爆炸后虽然不产生碎片，但螺栓头飞出也会伤人，因此需加以防护。

齐普分离系统是一种无污染的爆炸分离系统。它工作时不产生爆破微粒、碎片、高温高压燃气或强冲击波等，具有冲击小、同步性好和可靠性高等优点，适用于飞机座舱、宇航员座舱及精密仪器舱等的分离。

目前国外报道有两种齐普分离系统。一种是有塑料套管的密封爆炸索分离元件。当爆炸索起爆后，高压气体使高强度塑料管膨胀，而使结构破裂。塑料套管保持完整，限制了爆炸产物外泄。图2-10示出了这种系统的结构原理。据称该系统只能用在温度为 93°C 以下的环境中。另一种齐普分离系统是在柔爆索外面包塑料套或铝套，然后再包上扁平钢套。工作时，扁钢管受膨胀而变成圆形，使结构断裂分离，爆炸产物也不会外泄。这种系统又称膨胀管分离系统或高级齐普分离系统，可用于高温场合，目前已用于航天飞机舱门的分离装置，见图2-11所示。

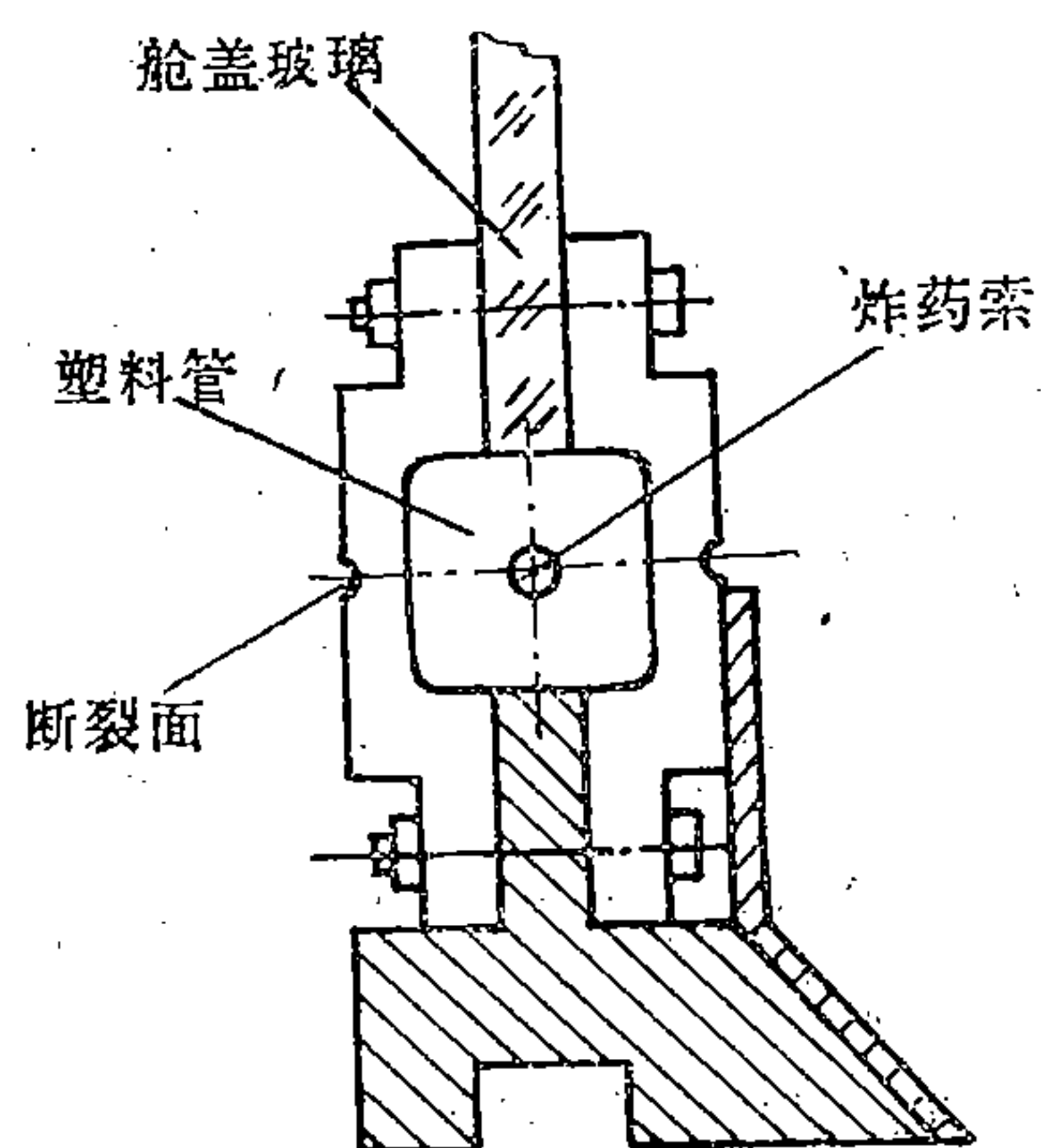


图2-10 舱盖的齐普分离系统

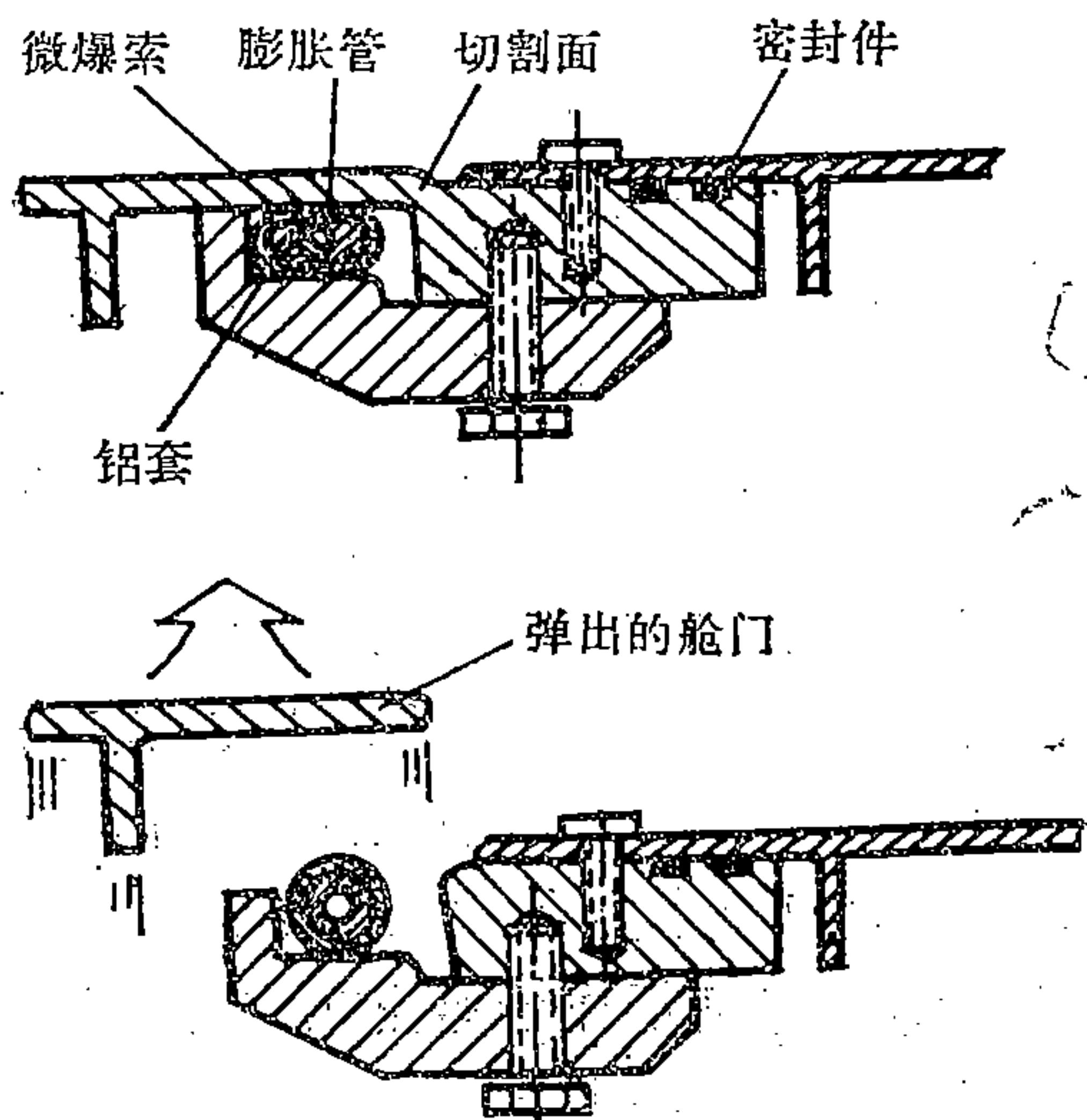


图2-11 航天飞机舱门分离装置

综上所述，清除弹射通道是保证弹射救生安全的必要条件，有多种方案可供选择。为了保证安全可靠，可同时采用两种或多种方案清除弹射通道。

第二节 弹 射 座 椅

一、概 述

1. 对弹射座椅的主要要求

弹射座椅在正常飞行时供飞行员乘坐和工作;在应急时,它要承受弹射动力并携带飞行员迅速离机。因此,弹射座椅应满足以下主要要求:

- 1) 弹射座椅应乘坐舒适,工作方便,可适合不同身材飞行员使用。
- 2) 弹射座椅应有足够的强度和刚度,能承受弹射时的最大弹射过载。向上弹射时最大过载 n_{max} 不大于20,向下弹射时最大过载绝对值不大于8,作用时间都应小于0.25s。
- 3) 座椅及其附件应能承受高速气流产生的制动过载,在人体胸背方向最大制动过载不大于40,作用时间小于0.16s。
- 4) 座椅系统应保证人体不受高速气流吹袭伤害,人的头颈部、脸部和四肢都应可靠地保护或固定。
- 5) 人椅在高速气流中应具有足够的稳定性,保持有利的姿态,以避免人在不利方向上承受巨大的制动过载;人椅在运动中不允许有连续的旋转和超过每分钟90转的旋转角速度。
- 6) 座椅及其附件工作应安全可靠。

2. 弹射座椅主要组成部分

弹射座椅虽然分成各种类型,但它们都具有下列五个主要组成部分(参看图2-12):

1) 座椅基本结构 包括座椅骨架、椅盆、靠背、头靠及调整座椅高低和倾角的机构等。其功用与普通飞行员座椅相类似,但结构强度和刚度应满足弹射要求。弹射座椅其他部件均安装在座椅基本结构上。

2) 安全带系统 包括安全带及强迫拉紧机构。安全带由肩带、腰带、裆带及快卸锁组成。其功用是将飞行员固定在座椅上,使飞行员在特技飞行及弹射时不与座椅分离。强迫拉紧

机构与肩带相连。弹射时该机构自动将肩带拉紧,使飞行员靠紧椅背保持正确弹射姿势。

3) 保护装置 包括脸部布帘或面罩、四肢限制器、头部固定装置等。它们在弹射时自动工作,保护人体在迎面气流吹袭下不受损伤。

4) 稳定装置 包括稳定板、稳定伞等。其功用为保证座椅运动姿态正确,限制座椅旋转角速度。

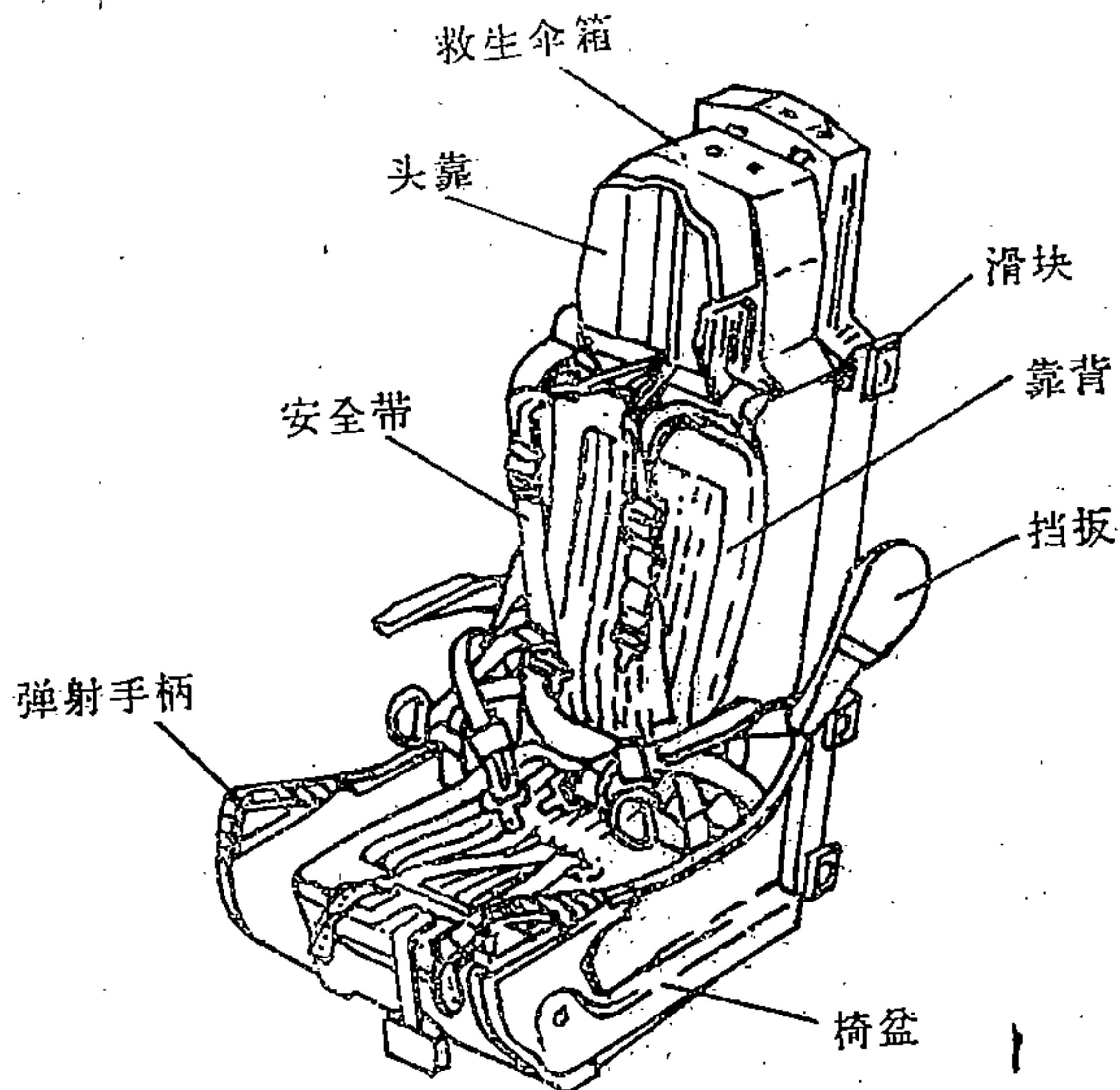


图2-12 弹射座椅的构造

5) 操纵控制系统 由操纵手柄、动力源、传动系统及联锁保险装置等组成。它用来操纵控制弹射机构、安全带紧拉机构、保护装置和稳定装置等工作。

以上五部分组成了弹射座椅本身，在座椅上还装有弹射动力装置、救生伞系统及其他设备，如断接器、跳伞氧气设备、救生包等。由于它们各自自成系统，故未包括在座椅组成部分内。

二、弹射座椅基本结构

弹射座椅基本结构与一般飞行员座椅相似，具有骨架、椅盆、靠背和头靠等基本部分。除此之外，它还包括弹射导向装置（滑轮、滑块或滑轨）以及根据防护要求而设置的扶手、脚蹬和座椅调整机构等。

骨架是座椅的主要受力构件，它承受弹射过载和高速气流气动载荷。骨架外形由整个座椅形状和受力情况决定。其结构可分构架式和钣金式两种。前者由管件焊接而成；后者则由钣金及型材铆接制成。骨架各构件需经强度计算验核，以保证强度和刚度合格。

椅盆一般由轻合金制成，用来坐人和存放救生伞和救生包。椅盆应有足够的强度和尺寸，保证飞行员乘坐舒适和工作方便；椅盆内壁应光滑，有一定斜度，以便弹射后人椅可靠分离。椅盆两侧常装有操纵控制手柄，前壁有时装有中央手柄和腿脚固定装置。当要求椅盆能上下移动时，可以采取图2-13所示的形式。

靠背和头靠由各自的骨架和弹射软垫制成，上面蒙有人造革或其他包覆材料。靠背和头靠安装在座椅骨架相应位置上，使飞行员乘坐舒适。在弹射时，强迫拉紧机构拉紧肩带，使飞行员头部和背部紧靠在头靠和靠背上，保证正确弹射姿势。

弹射座椅的导向装置是滑轮和滑块。滑轮和滑块均固定在座椅骨架上。滑块通常用夹布胶木或其它耐磨材料制成，并按滑轨修配。一般安装在骨架纵梁上端。滑块在正常飞行中可改善座椅的固定情况；弹射时又能最早从滑轨端滑出，减少滑动摩擦力。滑轮是弹射时的导向构件，又是承力构件，因此它应具有一定宽度，并安装滚动轴承。滑轮、滑块与滑轨的配合见图2-14。有的座椅把滑轨装在骨架上，并作为座椅承力构件，而将滑轮装在机身上，也可起导向作用。

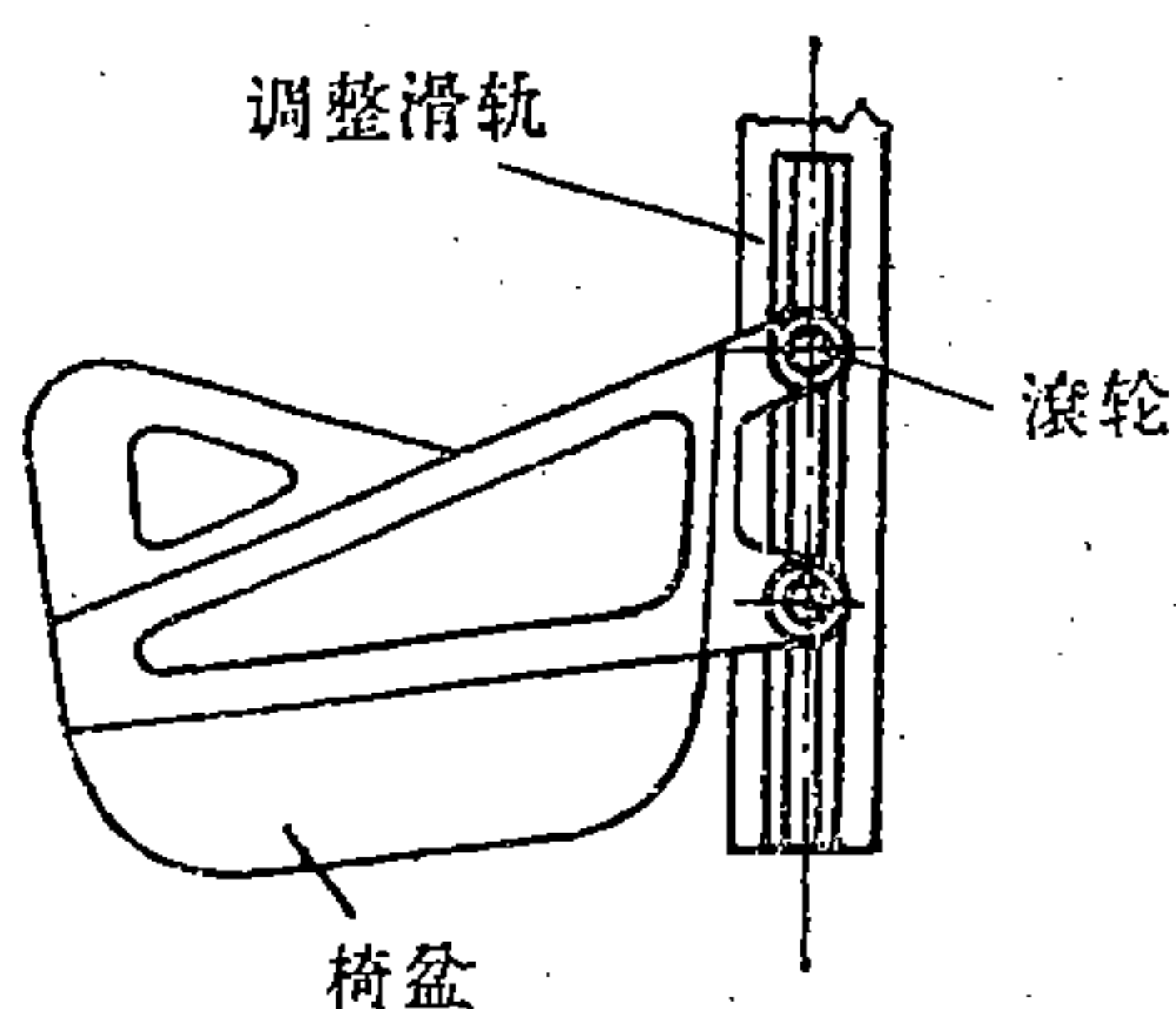


图2-13 椅盆升降形式

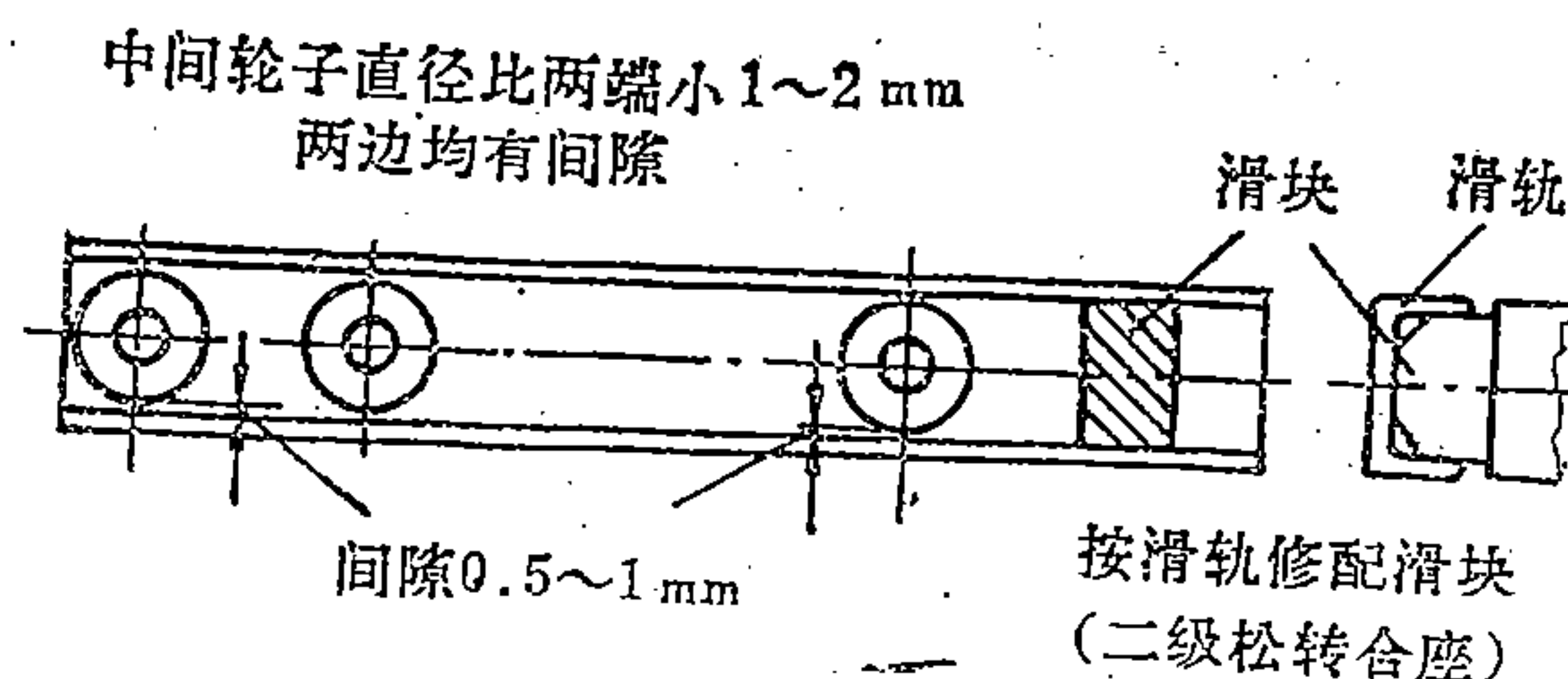


图2-14 滑轮滑块与滑轨的配合

座椅应能按飞行员身材进行调整。调整的方法通常是保持头靠位置不动，将椅盆（有时连同靠背和背部骨架）相对于头靠作上下移动，以便于高矮不同的飞行员能获得同样良好的视界，顺利驾驶飞机，或在长时间飞行中更换姿态减少疲劳。调整座椅的机构有蜗轮蜗杆加可逆电机的无级调整机构；也有在地面将头靠拆下，改变销钉固定位置的有级调整。一

般调整量为80~180mm。

三、安全带系统

1. 安全带的功用和要求

一般飞行员座椅均有安全带。它可以将飞行员牢固地连接在座椅上,在各种飞行状态(包括倒飞)下不离开座椅;在飞机强烈制动时,例如强降着陆或空中打开减速板时,它可保护飞行员不向前倾倒,撞在仪表板或驾驶杆上。弹射座椅的安全带除上述功用外,特别重要的是它应保证飞行员在弹射救生时保持正确的弹射姿态,并保证飞行员牢固固定在座椅上弹离飞机。

2. 安全带组成

安全带一般由一对肩带、一对腰带和一根裆带组成。肩带经头靠下面的滚筒向下弯折,连接在强迫拉紧机构上。腰带和裆带分别固定在座椅两侧和椅盆前沿结构上。图2-15为安全带系统示意图。一般在右腰带上装安全带锁,肩带、腰带和裆带端头的环扣均能牢靠地插入锁中锁住。安全带锁在人椅分离时可自动或手动打开。

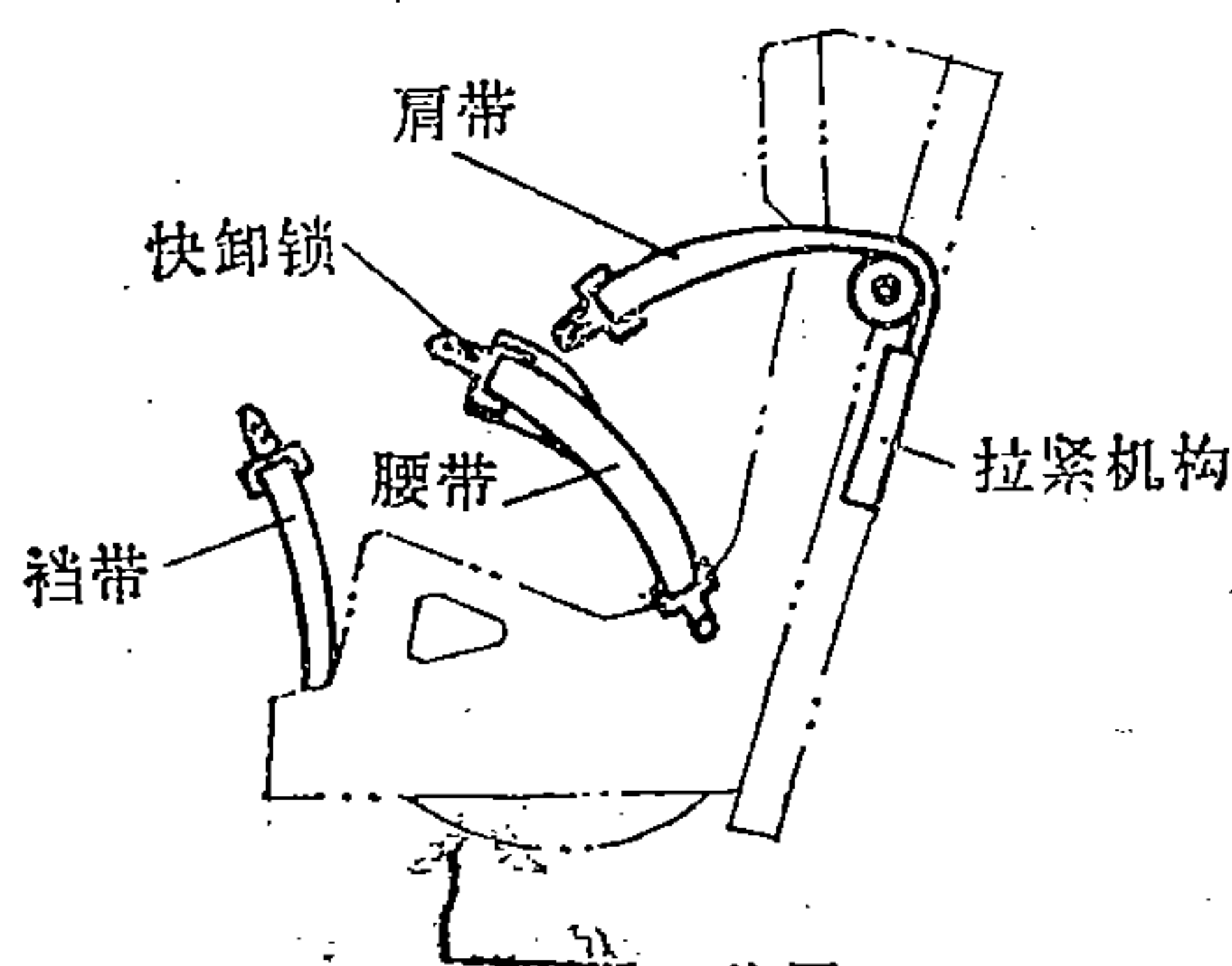


图2-15 安全带系统图

自动开锁器安装在座椅结构上,采用时间和高度机构控制。

3. 强迫拉紧装置

强迫拉紧装置是弹射座椅安全带系统的重要部件。在正常飞行时,拉紧装置应允许飞行员肩部自由活动;在弹射时又应自动拉紧肩带,使飞行员处于最佳弹射姿态。拉紧装置

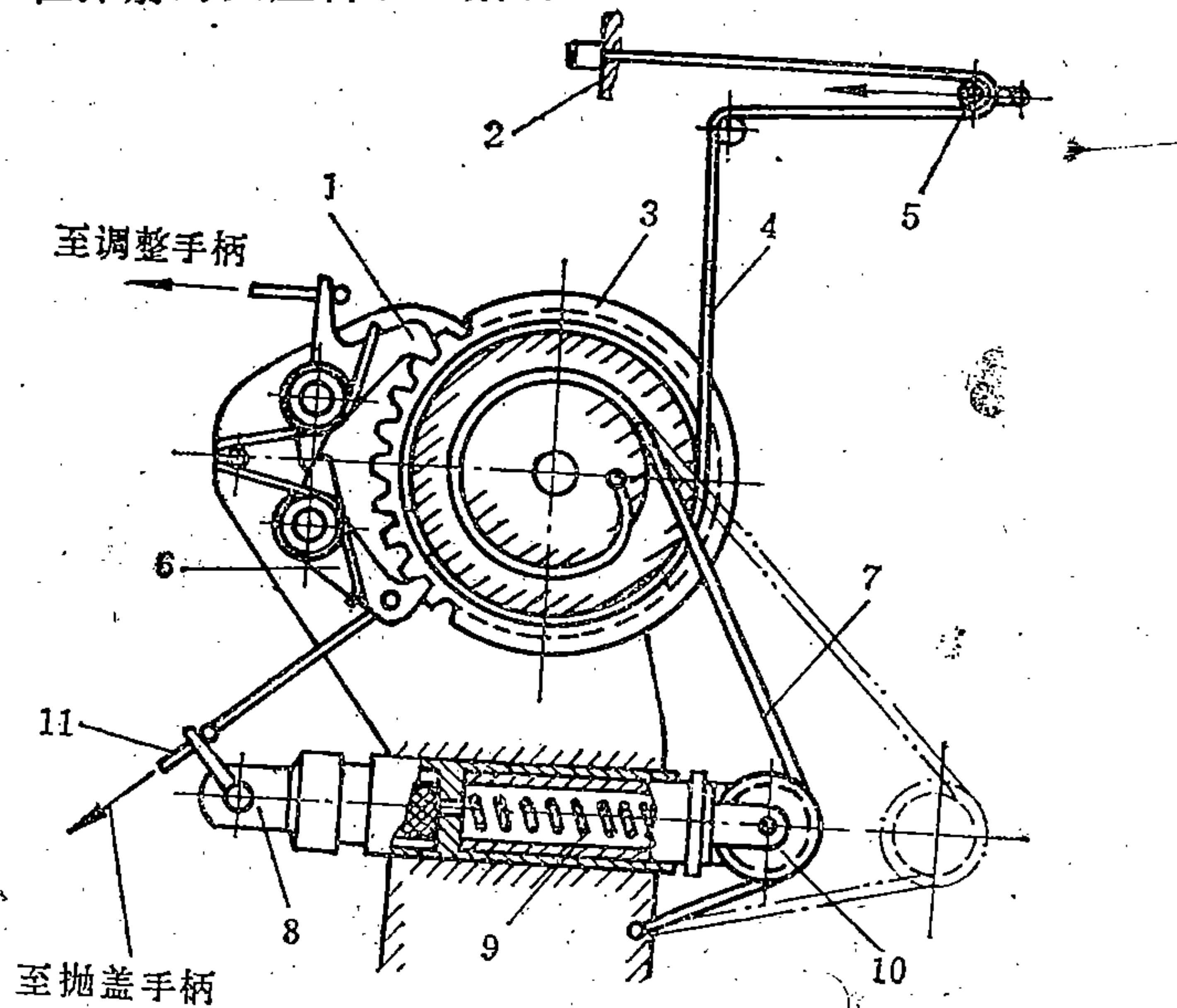


图2-16 火药燃气式强迫拉紧装置

1—上摇臂 2—上锁 3—鼓轮 4—拉紧钢索 5—肩带扣环 6—下摇臂
7—传动钢索 8—燃气作动筒 9—弹簧 10—滑轮 11—打火摇臂

可以是弹簧机构或火药燃气式机构。图2-16为一种火药燃气式机构。它靠弹簧机构调整肩带，靠火药燃气作动筒强迫拉紧肩带。

强迫拉紧装置应保证在抛盖同时或之前完成强迫拉紧动作。作用在人肩部的拉力方向与人体中心线的夹角不应小于90度或大于105度，见图2-18所示。强迫拉紧力不应损伤飞行员。

四、保护装置

在低速飞机上，为了保证弹射时飞行员不被飞机附件和结构碰伤，早期的座椅设计了扶手和脚踏板，并规定飞行员弹射时必须紧握扶手、脚踩踏板，同时肩带拉紧，以免手脚散开被结构碰伤。当飞机速度提高后，弹离座舱进入高速气流的飞行员，很难用自己的体力将四肢保持在预定位置上，因而就可能发生四肢甩打伤。同时高速气流对脸部和头部的吹袭，也会造成脸、头颈部损伤。因此必须有专门的保护装置强迫固定四肢和头部，并遮蔽脸部。保护装置有下列几类：

1. 脸部的保护装置

脸部是在高速气流吹袭下最易受伤的部分。目前护脸装置主要有保护面帘和面罩、头盔。见图2-17所示。表2-1列出了不同防护装备所允许的弹射飞行速度值。

2. 头部保护装置

在弹射时低头或头偏斜都会造成头颈部受伤。因此头部的固定很重要。弹射座椅通常利用头靠垫的形状来限制头的偏斜，使头靠垫做成V形或凹形，可以保证飞行员头部陷入头垫的凹槽内，保持正直的姿势。有的座椅还设计了头部限位装置。这种装置的工作示意图见图2-18。

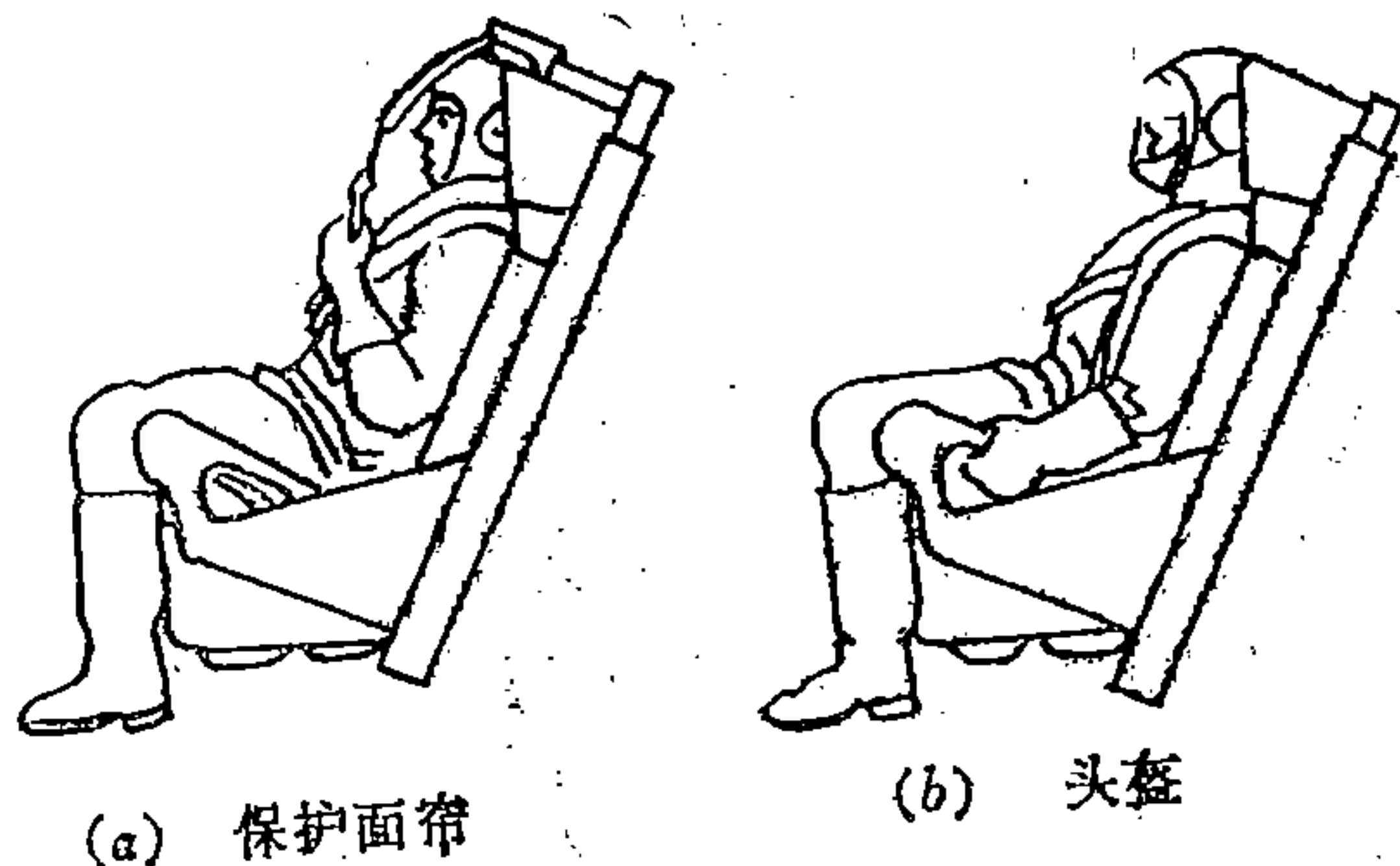


图2-17 脸部保护装置

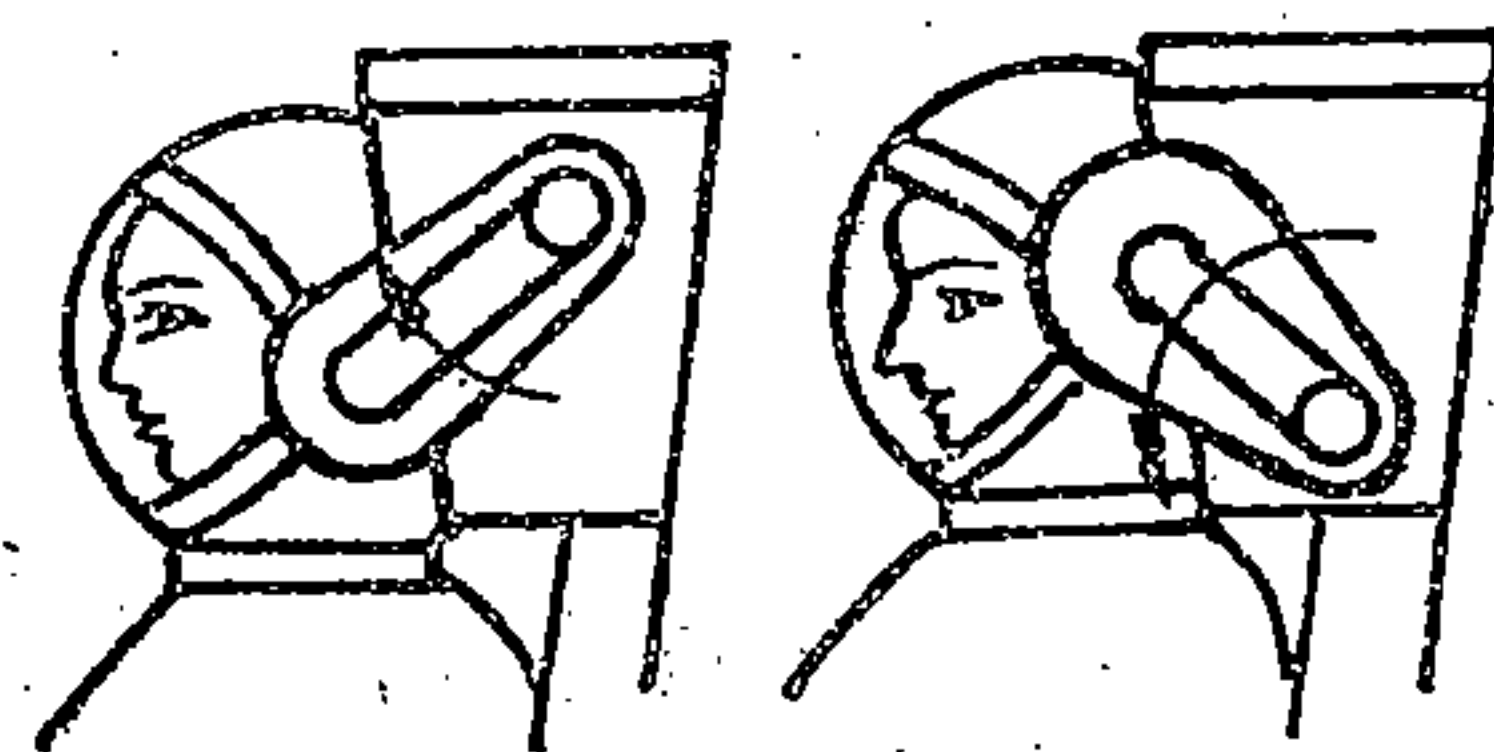


图2-18 头部保护板示意图

3. 手和脚的保护装置

1) 手保护装置 手保护装置分硬式和软式两种。硬式保护装置用护板或弓形卡限制手臂移动，使手臂不被吹开。软式保护装置则利用织物或柔软的网挡住手臂，或利用充气气囊固定肩和臂，见图2-19所示。不论硬式或软式保护装置，在平时都不能妨碍飞行员操纵飞机，而在弹射时应及时伸出、展开或充气，可靠地保护手臂。

英国马丁-贝克公司设计了一种袖套和限制带组成的手保护系统。飞行员穿着带有袖套的救生衣，袖套与限制带相连。在弹射时，随着座椅的向上运动限制带被拉紧，将手臂收紧固定在中央手柄位置上；在人椅分离时，座椅的带子自动断开，手臂即可放开。此种装置已用于MK-10A弹射座椅中。

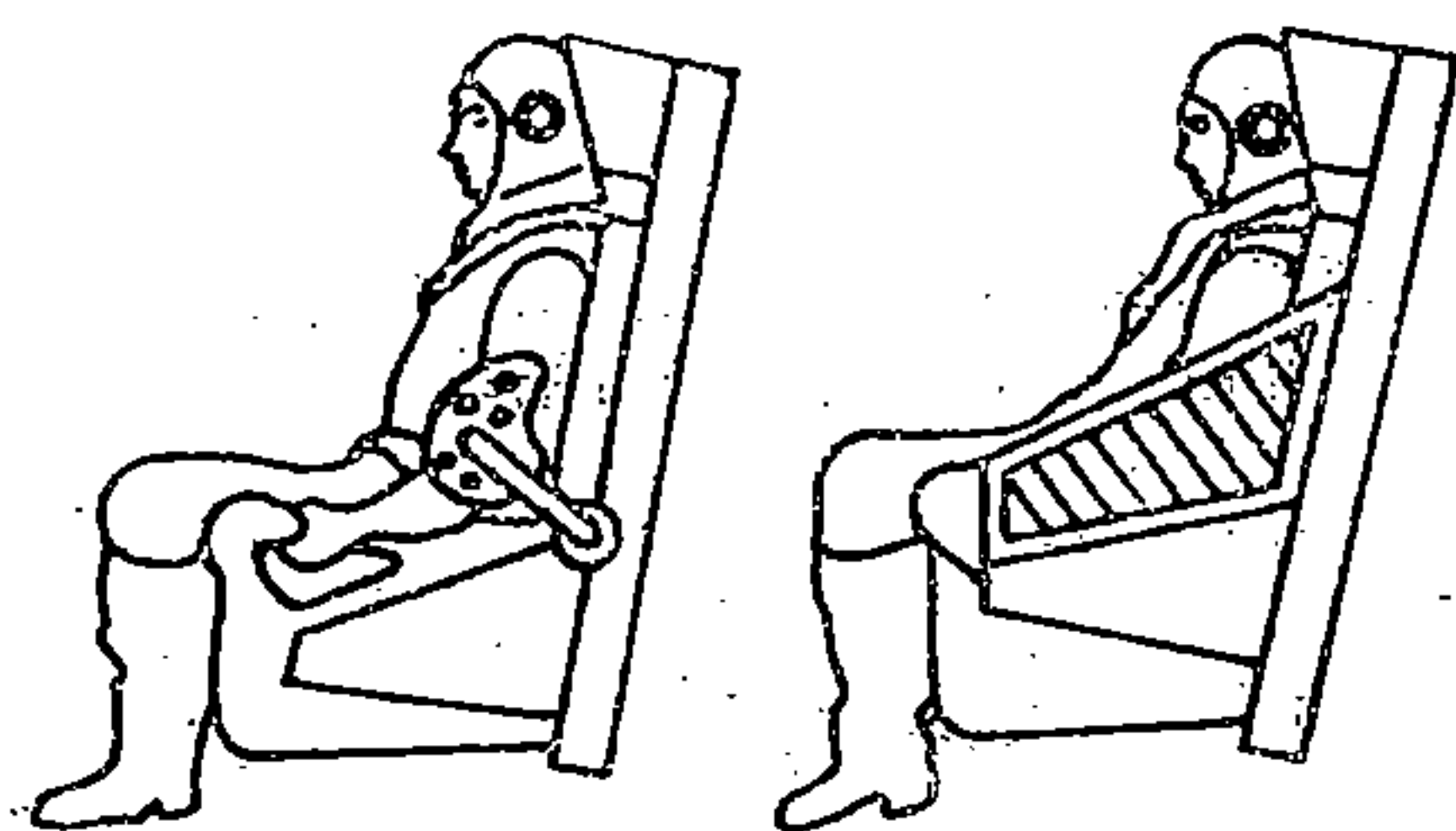
2) 脚-腿保护装置 脚-腿的保护与手的保护相似。大腿一般由座椅侧面结构限制而

调整肩

装 备 类 型	允许速度 v_i (km/h)
面罩与飞行帽	700~750
面罩与防护盔 (放下滤光镜)	900~950
气密头盔与代偿服	1000~1100
高空密闭服	1100~1200
密闭服和座椅上的激波板	1300~1350

设计了
免手脚
己的体
头部的
并遮

五、头



通常利息的四
-18。

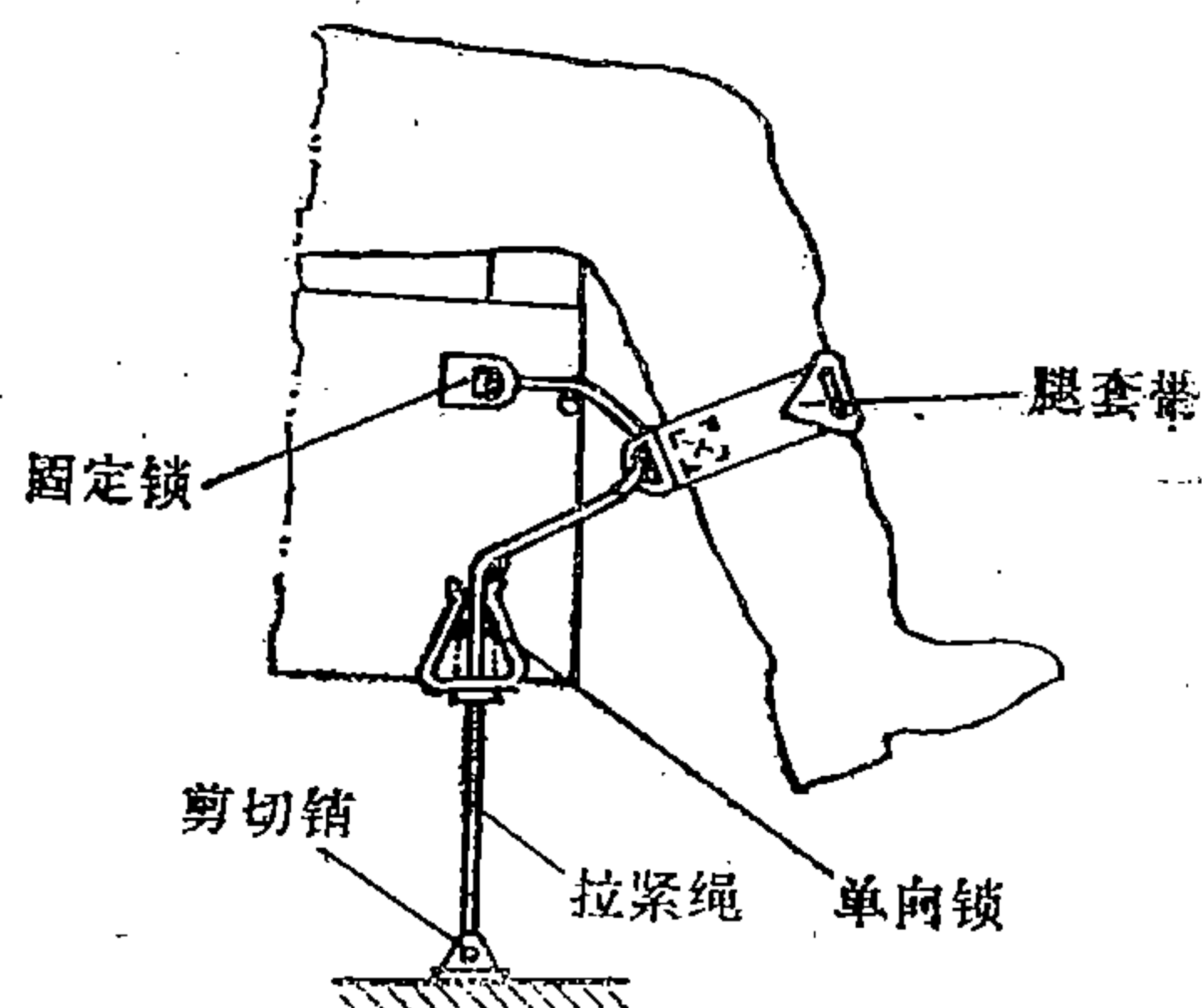


图2-20 限腿带装置

四肢的保护装置又称为四肢约束系统，是高速弹射座椅最重要部件之一，在设计时不仅要保证约束可靠，穿戴连接方便，而且要能自动解脱和手动解脱约束，使飞行员能在各种状态下使用。

五、稳定装置

稳定装置又称为稳定减速装置。它的主要功用有：将人椅系统稳定在最佳姿态附近，以利于人承受外载荷，并保证绕任何轴的旋转角速度不超过人体生理耐受极限；将人椅系统尽快减速到允许人椅分离或开主伞的速度，以缩短救生时间，但减速载荷或制动过载不得超过人体生理耐受极限。

通常, 没有稳定装置的座椅进入高速气流后是不稳定的。当飞行速度小于 800km/h , 座椅由于不稳定而产生的最大旋转角速度为 $1.5\sim 2\text{r/s}$ 。随着气流速度的增加, 座椅的角速度增大。过大的角速度会使飞行员耐过载能力下降, 失去知觉, 甚至死亡。座椅旋转还会造成人椅分离和开伞的困难。

1. 穩定板

目前高速飞机弹射座椅上多采用活动式稳定板。稳定板可安装在头靠附近；侧向稳定板多装于座椅两侧或装在座椅背后；俯仰稳定板有时装在椅盆下面。如图2-21所示。

稳定性：由于该阀结构简单，制造精度不高，因此其稳定性较差。在长期使用过程中，可能会出现漏油、堵塞等问题。

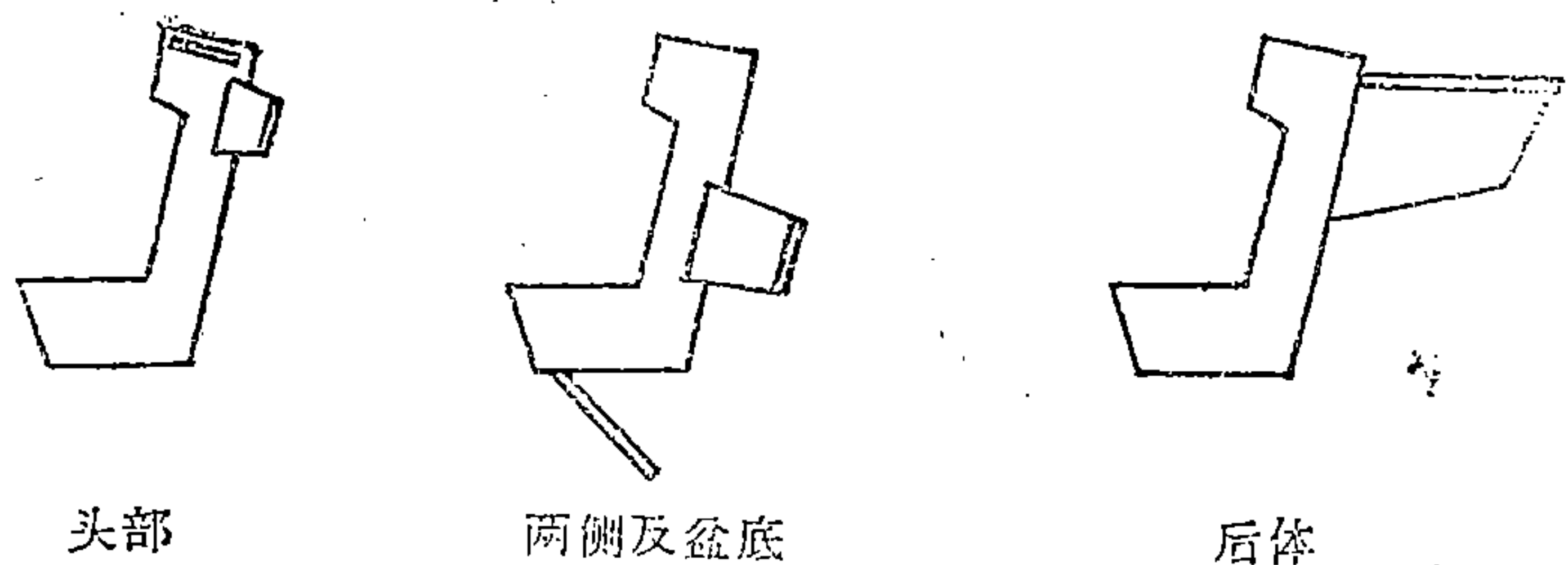


图2-21 稳定板安装位置 (打开时)

稳定板能在绕 z 轴和绕 y 轴转动的两个方向稳定座椅，工作可靠，使用维护方便，因此得到广泛应用。其缺点是面积固定不变，在低速时稳定作用不大。现有稳定板都由刚性材料制成。最近，国外发展充气式稳定减阻后体装置。它起稳定作用，又能减小座椅在高速下的阻力，并且还能改善系统的侧向稳定性。

2. 稳定减速伞

稳定减速伞一般为多伞系统。稳定伞连接在弹射座椅头部，开伞后它能使人椅向后倾倒，稳定在适当位置上，同时使人椅减速。

各级稳定伞的面积、开伞时间、高度等均需经计算、试验确定，以适应不同飞行情况要求。图2-22为采用稳定伞的三伞制系统工作过程示意图。

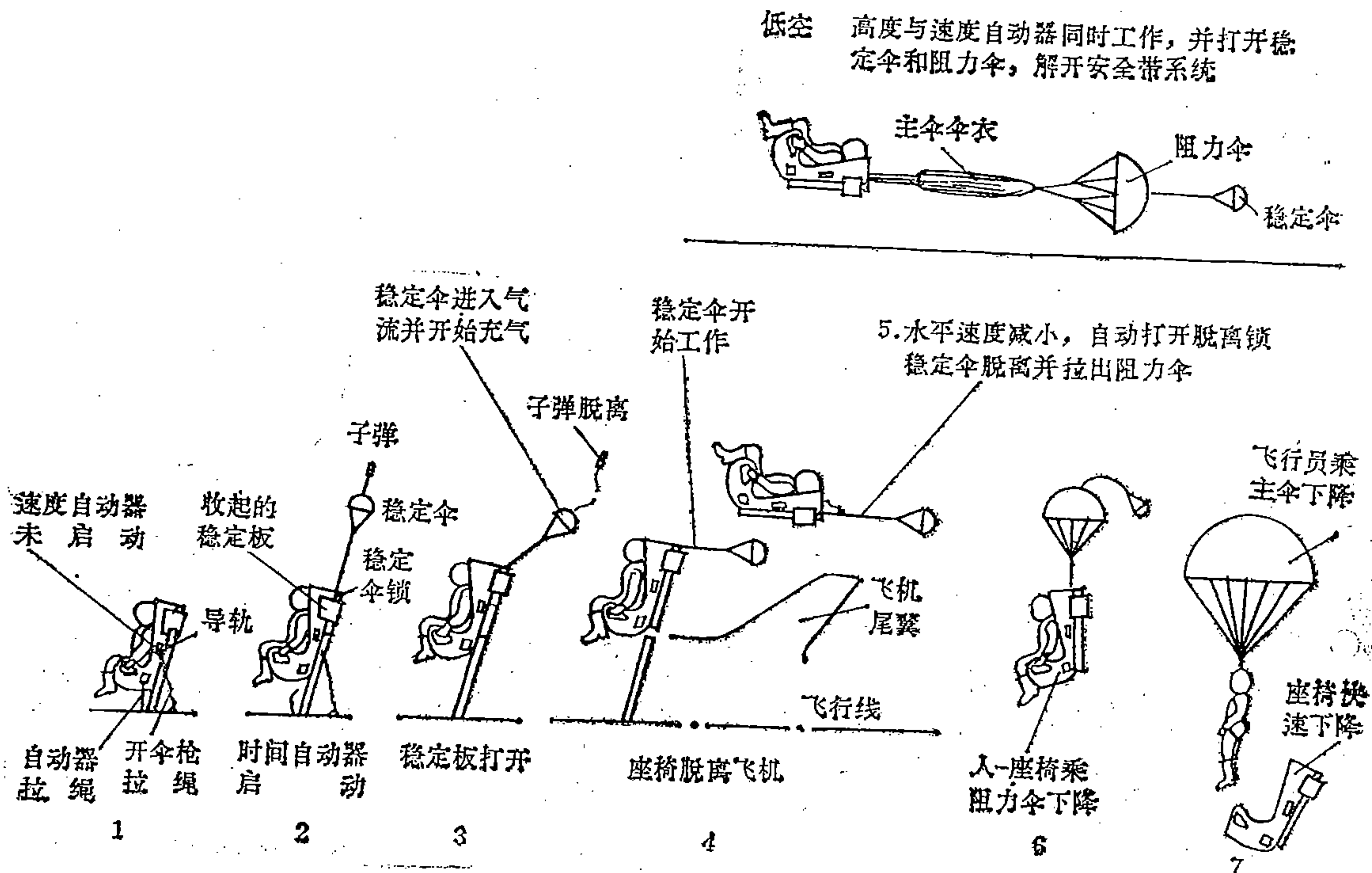


图2-22 三伞制系统工作过程

稳定伞系统的重量小，稳定和减速作用都很好，能满足低空弹射救生要求，并可适应不同救生速度，但其控制系统较复杂。目前大多数弹射座椅均使用稳定伞系统，或将它与稳定板或其他稳定方案混合使用，效果较好。

3. 其他稳定装置

1) 稳定杆 是高速弹射座椅的一种稳定装置，它安装在座椅背后两边，其构造为套筒式结构，可伸缩，杆的末端装有较小的稳定片，在弹射时由火药燃爆力将各级套筒推出，伸出总长可达1.5m，可起俯仰和偏航稳定作用。图2-23为一种带稳定杆的旋转火箭弹射座椅。弹射后稳定杆使座椅稳定在顺气流方向上，由火箭动力将座椅送到更高的高度上。

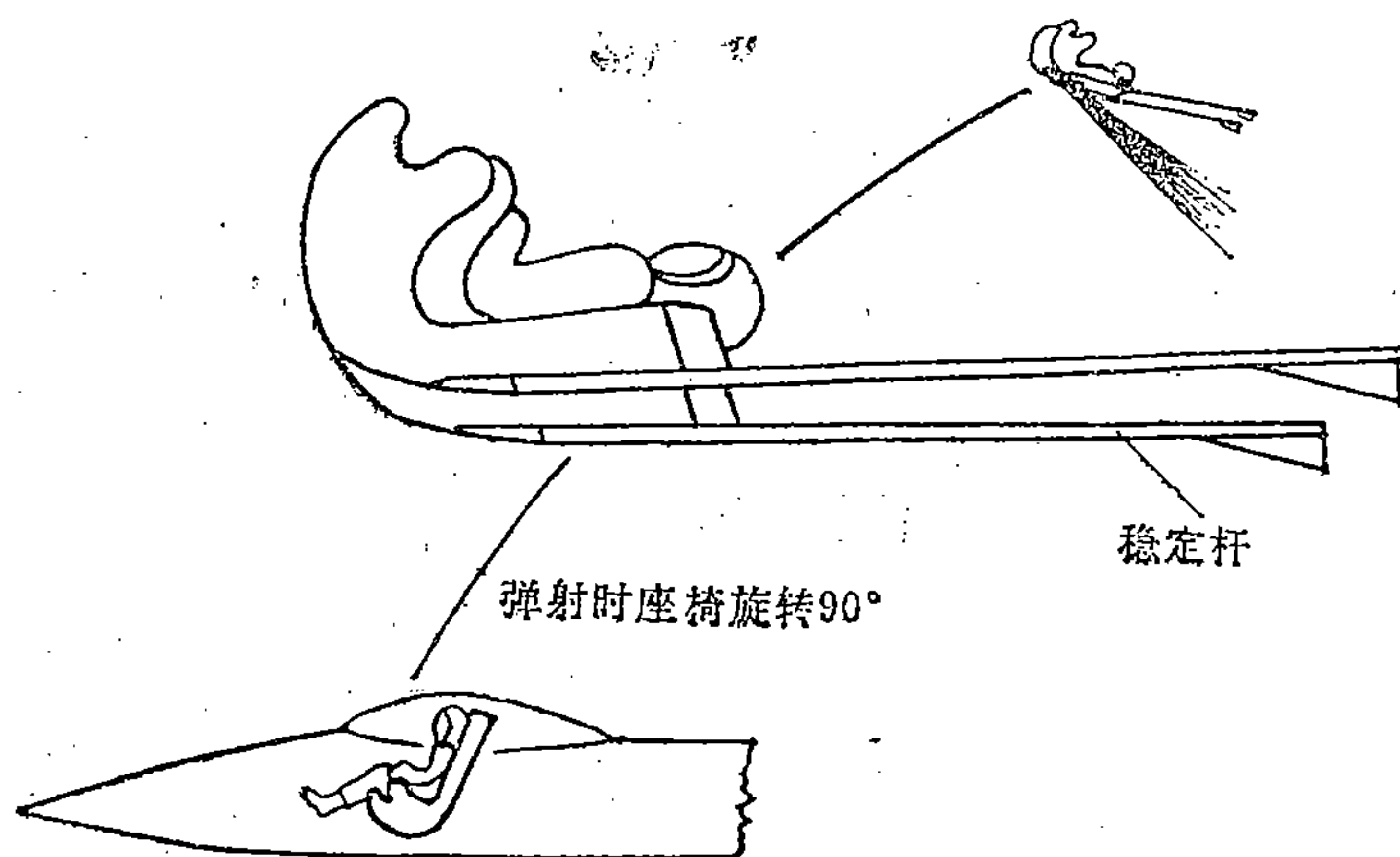


图2-23 带稳定杆的超音速B型座椅

2) 达特系统 这是一种绳稳定装置，主要用于保证弹射最初阶段的稳定性。达特系统由拉绳和机械摩擦制动装置组成。当座椅向上运动时，达特系统产生一个制动拉力作用在座椅上，其方向与弹射动力（火箭）作用方向相反。制动拉力所产生的力矩，在俯仰和横滚方向上起稳定作用，可以使座椅保持直立状态，使刚进入高速气流的飞行员在最有利的姿态下承受制动过载。达特系统已用在一些火箭弹射座椅上。

4. 陀螺微调火箭稳定系统

它利用陀螺的惯性来控制微型火箭的推力方向，产生稳定力矩稳定座椅。陀螺处于锁定位时，微型火箭推力线通过人椅系统重心。当座椅受到干扰力矩发生俯仰时，陀螺就会使稳定火箭绕横轴转动，推力线不通过重心，产生一个修正力矩，使座椅恢复到正常姿态。图2-24示出了这种装置在高重心和低重心时的修正作用。微型火箭推力偏转所产生的修正力矩总是要抵消重心变化引起的主火箭偏心力矩，而起稳定作用。稳定火箭工作时间约为0.3s，最大推力可达3560 N。这种方法是高速弹射座椅保证俯仰稳定性的良好方案，已实用于多种座椅。

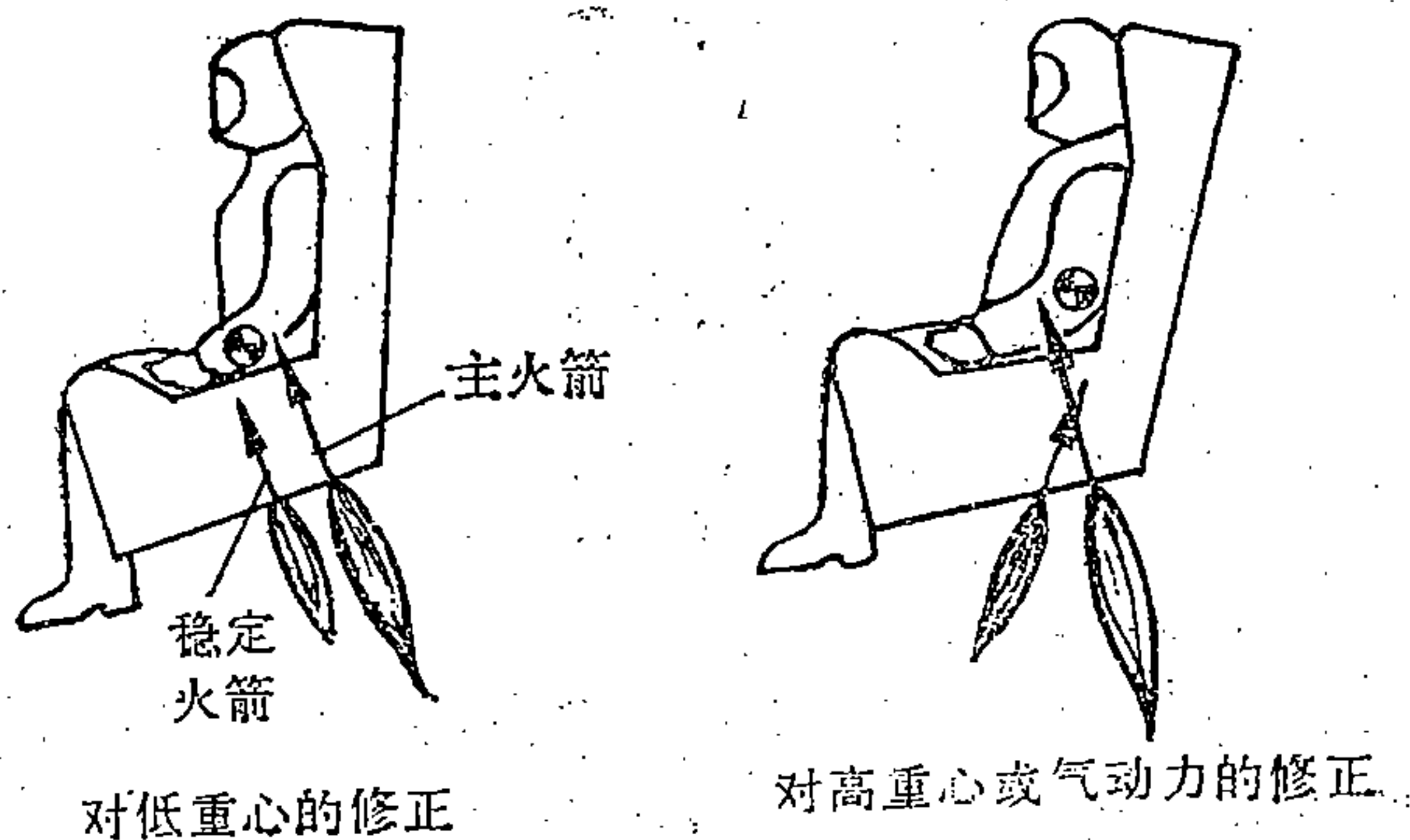


图2-24 陀螺微调火箭稳定系统

稳定火箭是反作用力式稳定装置，它不依靠气动力，所以可在低速下使用。当需提供多向稳定时，应使用带有敏感元件的万向火箭动力；还可引入微处理机进行控制，使稳定性进一步提高。

5. 微波辐射式姿态控制系统

它利用大自然电磁辐射差异来判断座椅姿态，并控制火箭动力使人椅系统获得最佳的救生轨迹。因此它已不限于在平飞向上弹射时使人椅稳定，它在各种不利飞行状态下（例如倒飞）都能控制座椅姿态和救生轨迹。这就是所谓的立姿制导系统。在座椅上部安装了一个四天线阵。4号天线方向向上，接收顶上来的微波辐射，1、2、3号天线在水平面内均匀分布。微波辐射接收机、信号处理系统和自动驾驶仪等均装在座椅上。一个球形火箭发动机安装在座椅下面的二自由度环形框架内。火箭发动机由液压作动筒和伺服阀控制，以便在俯仰和横滚面内提供一个 $\pm 20^\circ$ 的最大推力向量控制角。图2-25为这种系统的工作原理示意图。当座椅处于向天顶半球面弹射的状态时，系统可保证人椅从A（非直立）状态转成B（直立状态）。在向天底半球面弹射时，人椅系统则从C（倒立）状态经D（非直立）状态而转成E（直立）状态。这些状态都可由四个天线所接收的微波辐射信号不同而被认定。

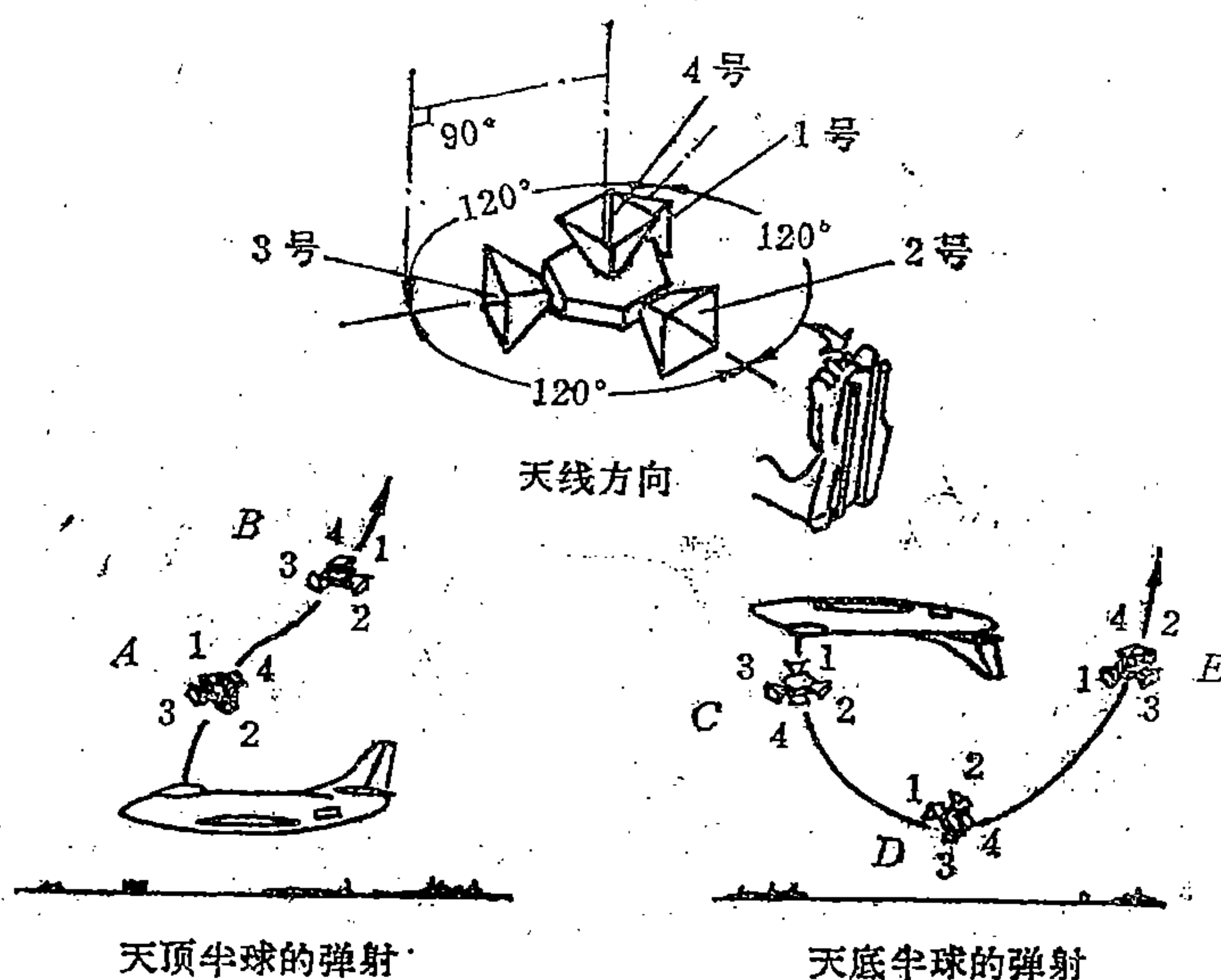


图2-25 微波辐射式姿态控制系统

微波辐射式姿态控制系统具有精度高、可靠性高、独立性好、维护要求低、准备时间短和成本低等优点，是当前理想的弹射救生姿态控制系统。

六、操纵控制系统

1. 功用和要求

操纵控制系统应该保证预先规定的弹射工作顺序，使各个系统按次序及时工作。通常的工作顺序大致是：拉紧安全带—抛盖—弹射—保护；稳定装置工作—人椅分离—开伞—着陆。不同的座椅有不同的工作程序。

为了保证预定的工作程序，防止飞行员错误操作，在先后工作的系统之间常设计了联锁装置。只有当前一个系统启动或工作完成后，后一个系统才能启动工作。这种联锁装置也可设计在操纵手柄上，使操纵动作按顺序进行。但当工作部件出现故障时，应允许飞行员手动解脱联锁装置，完成非常规应急离机，如穿盖弹射等。

操纵控制手柄和操纵动作都不宜过多,应尽量简化,可将几个手柄合并为1~2个手柄,以缩短救生时间,增加系统可靠性。手柄应安排在便于操作的部位。

操纵系统应设计有备用系统以保证系统工作的可靠性。当正常工作系统出故障时,可操纵或自动启动备用的系统工作。一般正常操纵系统是自动化的,应急操纵则常采用手动机械式的。救生过程中抛放舱盖、启动弹射机构、打开安全带、开救生伞等重要工作环节均应考虑多余度设计。

操纵控制系统应设计地面和空中保险装置,以防止地勤人员和飞行员无意触动而发生弹射。操纵系统还应便于检查维护和调整。

操纵控制系统一般由操纵手柄、传动系统、动力部分、自动控制仪表和机构、联锁及保险装置等组成。

2. 操纵手柄

操纵手柄的功用是启动抛盖和弹射装置。按手柄的安装位置可以分为三类:

- 1) 扶手操纵手柄: 它安装在左右扶手上。
- 2) 面帘操纵手柄: 它位于头靠上方。拉出面帘时,面帘滚筒转动带动其他传动件,而使弹射系统工作。
- 3) 中央操纵手柄: 安装在座椅椅盆前壁,飞行员两腿之间。又称为下位操纵手柄。手柄呈D形,其形状和大小应保证第98百分位飞行员戴手套(代偿服手套)能方便地插入抓握;同时当肩带拉紧时飞行员也应能拉动手柄。中央手柄具有面帘手柄相同的特点,即行程长,可以在一次动作中先后操纵抛盖和弹射。由于手的位置较好,即使在飞行速度大于1000km/h的情况下弹射,也不容易被气流吹开。

3. 传动系统

座椅操纵的传动系统主要起传动信号(包括力和行程等)的作用;动力部分则起提供工作动力的作用。两者常难以截然分开,故常将动力部分归并于传动系统中。传动系统可分为机械式、燃气式、冷气式和混合式。冷气式已很少使用。

1) 机械式操纵系统 机械式操纵系统由机械零件组成,分软式、硬式及混合式三种。

软式采用钢索滑轮传动。图2-26为其系统原理图。软式操纵的优点是简单、尺寸小、重量轻、安装方便。其缺点为钢索受力后变形大,影响传动灵敏性和可靠性。钢索通常用铝管或金属软管保护和导向,钢索上应涂润滑油膏,以减小管子转弯处的摩擦力。

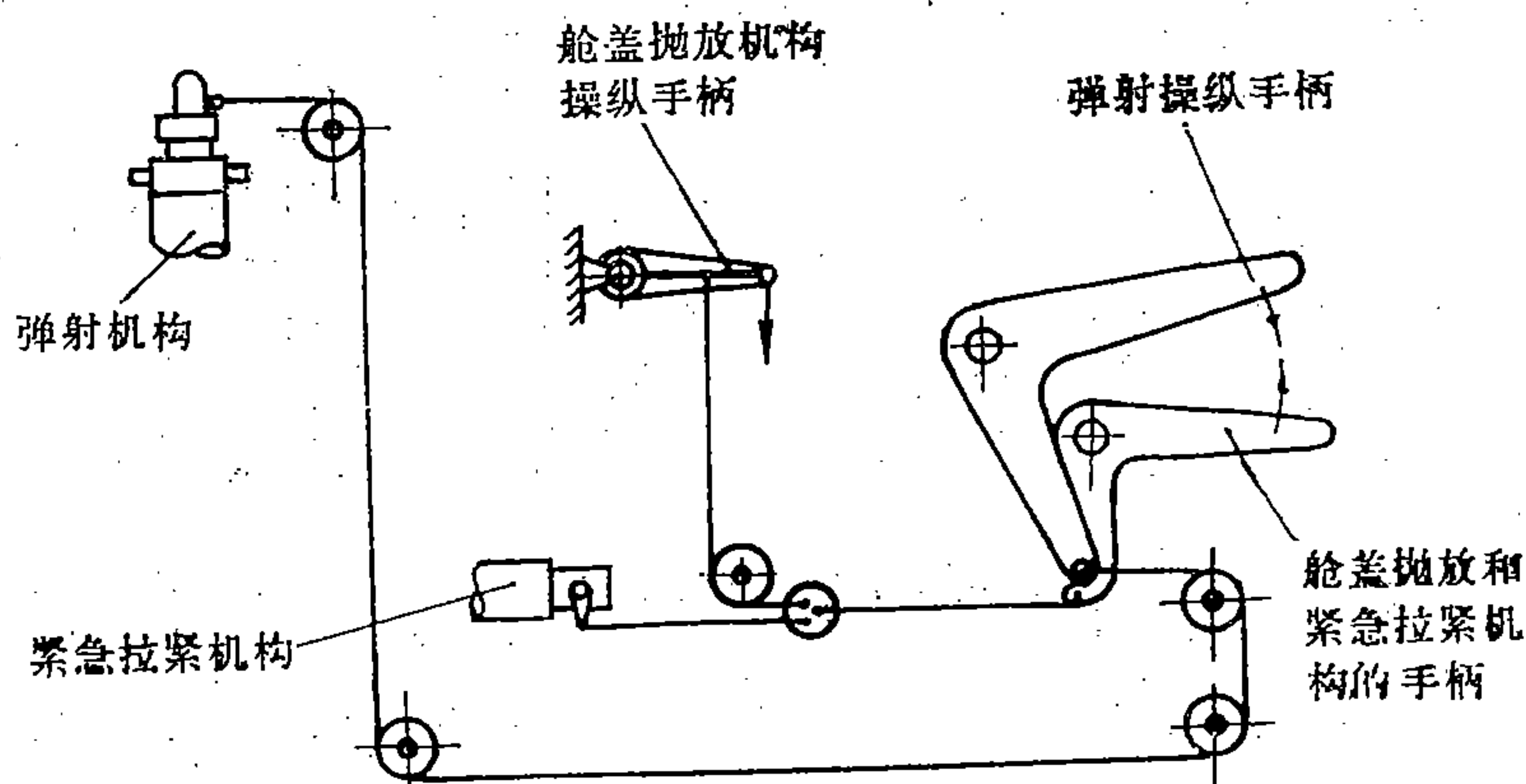


图2-26 软式操纵系统原理图

混合式具有以上两种形式的优点，目前使用较多。

图2-27 燃气式操纵系统原理图

3) 密封传爆索系统 这是一种新型的信号传递系统。它由密封传爆索、延时索、歧管和隔板点火器等组成。密封传爆索和延时索的适当衔接可以操纵控制弹射座椅各系统适时工作。歧管用来改变信号传输方向或增加信号分支,可以通过歧管实现多余度设计,提高可靠性。隔板点火器装在传爆索终端,它在爆轰波作用下可点燃火箭发动机或其他燃爆部件。隔板点火器使这些功能部件在点火时处于密封状态,工作更为可靠。

密封传爆索系统传爆迅速，不受温度、长度、弯曲、内部容积等的影响，安全可靠，维护简便，重量轻，是近十余年来迅速发展的新技术，已在一些弹射座椅上使用，并使座椅救生性能大为提高。图2-28为密封传爆索系统原理图。

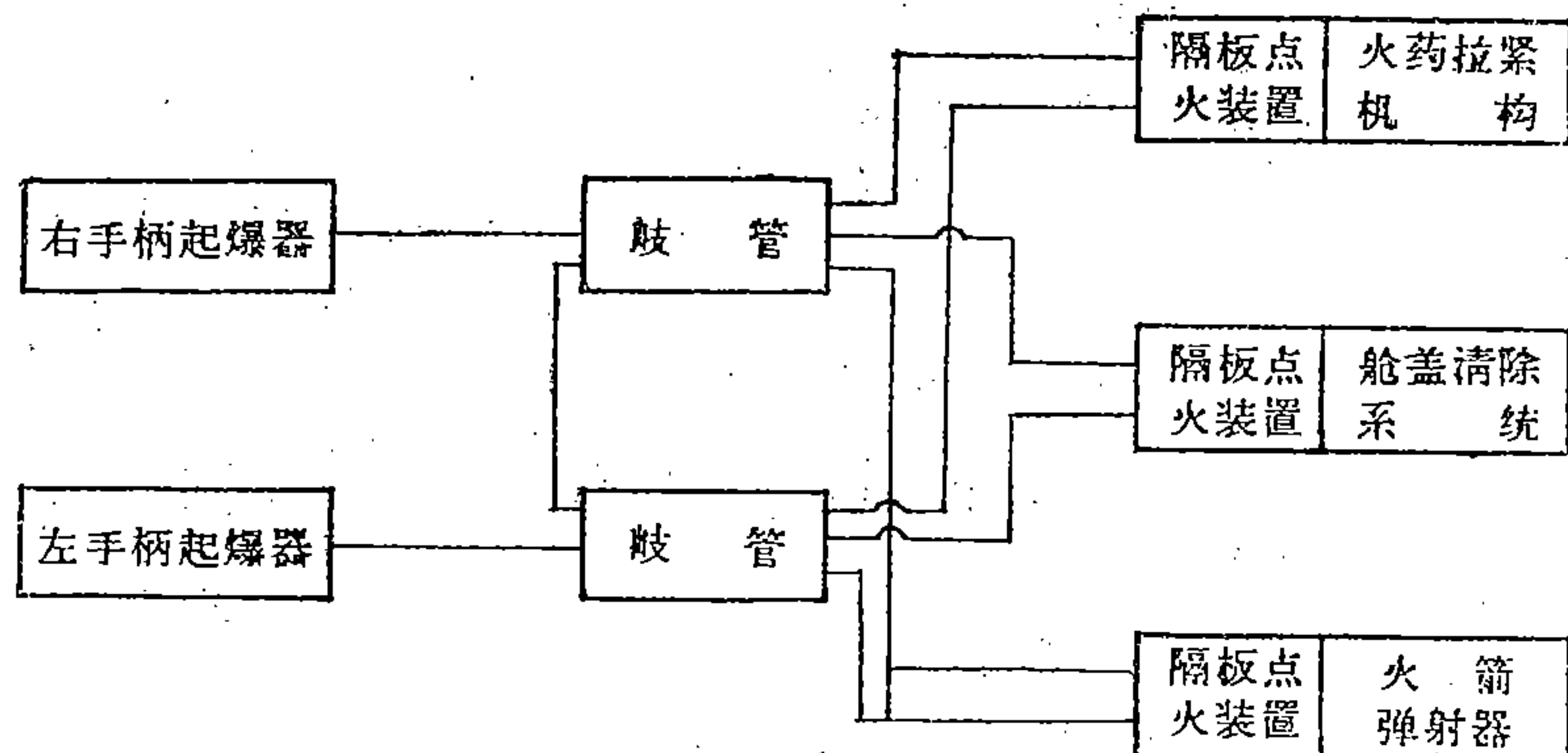


图2-28 密封传爆索系统原理图

4. 自动控制装置

随着飞机性能不断提高,弹射救生系统也越来越完善,弹射座椅操纵控制系统自动化程度也越来越高。采用自动控制装置不仅可以简化操纵动作,缩短救生时间,而且只有自动控制装置才能满足现代飞机越来越复杂且困难的救生条件和各种要求。

自动控制装置按预定的条件自动工作,控制座椅各系统工作顺序。自动控制装置的种类有:时间自动控制器(时间机构);高度自动控制器(高度机构);程序自动控制器(程序机构);过载自动控制器;速压自动控制器等等。

时间自动控制器多采用机械式钟表机构,也可采用延时雷管或电子延时器工作。常用于控制弹射机构、稳定装置、保护装置等部件工作;也可用来控制人椅分离和打开降落伞。高度自动控制器用高度膜盒作敏感元件,多用于救生伞及稳定伞系统的开伞控制。速压控制装置需在座椅上安装皮托管,可用来控制伞系统工作。微处理机的应用使救生系统自动化程度更为提高,可以根据具体情况自动选择和实现最安全可靠的救生程序。但是即使在完全自动化的座椅上也还需要有手操纵系统,以保证当自动化系统出故障时能应急操纵救生。

第三节 弹射动力装置

弹射动力装置为弹射座椅提供离机动力,是弹射座椅最重要部件之一。最早的弹射动力装置是冷气作动筒,目前已不使用。现代弹射座椅使用火药燃气弹射机构、火箭弹射动力装置或组合式动力装置。

一、火药燃气式弹射机构

1. 简单式(一级)弹射机构

简单式弹射机构与冷气作动筒相类似。不过它不需要从外部引进高压气体,而是靠击发装在作动筒内的弹射弹产生高压燃气而工作的。

简单式弹射机构的构造如图2-29所示。它由内筒、外筒、打火机构、钢珠锁及上下接头等基本部分组成。外筒通过下接头连接在座舱地板或机体上。内筒和打火机构通过上接头与弹射座椅骨架相连。内筒下端通过钢珠锁与外筒相连。弹射弹装在机构上部,击发后它所产生的高压燃气将钢珠锁活塞向下推,打开钢珠锁,内筒在燃气压力推动下携带座椅向上运动,迅速离机。

2. 套筒式弹射机构

由于飞机座舱结构高度和加工工艺的限制,简单式弹射机构行程有限,弹射初速不能满足高速弹射救生要求,因而发展了套筒式弹射机构。其构造如图2-30所示。

套筒式弹射机构有二级和三级两种,多于三级的机构未见实用,二级套筒式弹射机构比简单式(一级)多一个中筒。中筒延伸了外筒,增加了机构的行程,因而可增加弹射初速。二级弹射机构行程可达1.8m左右;三级机构行程可增加到2.5m。行程为2.2m的三级弹射机构的弹射初速可达24~25m/s。但是弹射筒越长,在座椅迎面气流阻力作用下而产生的弯曲变形也越大,影响弹射初速和方向,因而弹射筒的级数不能无限制增加。

3. 多弹弹射机构

火药燃气式弹射机构工作时,机构内部空间容积变化很大,这就影响了燃气压力的变

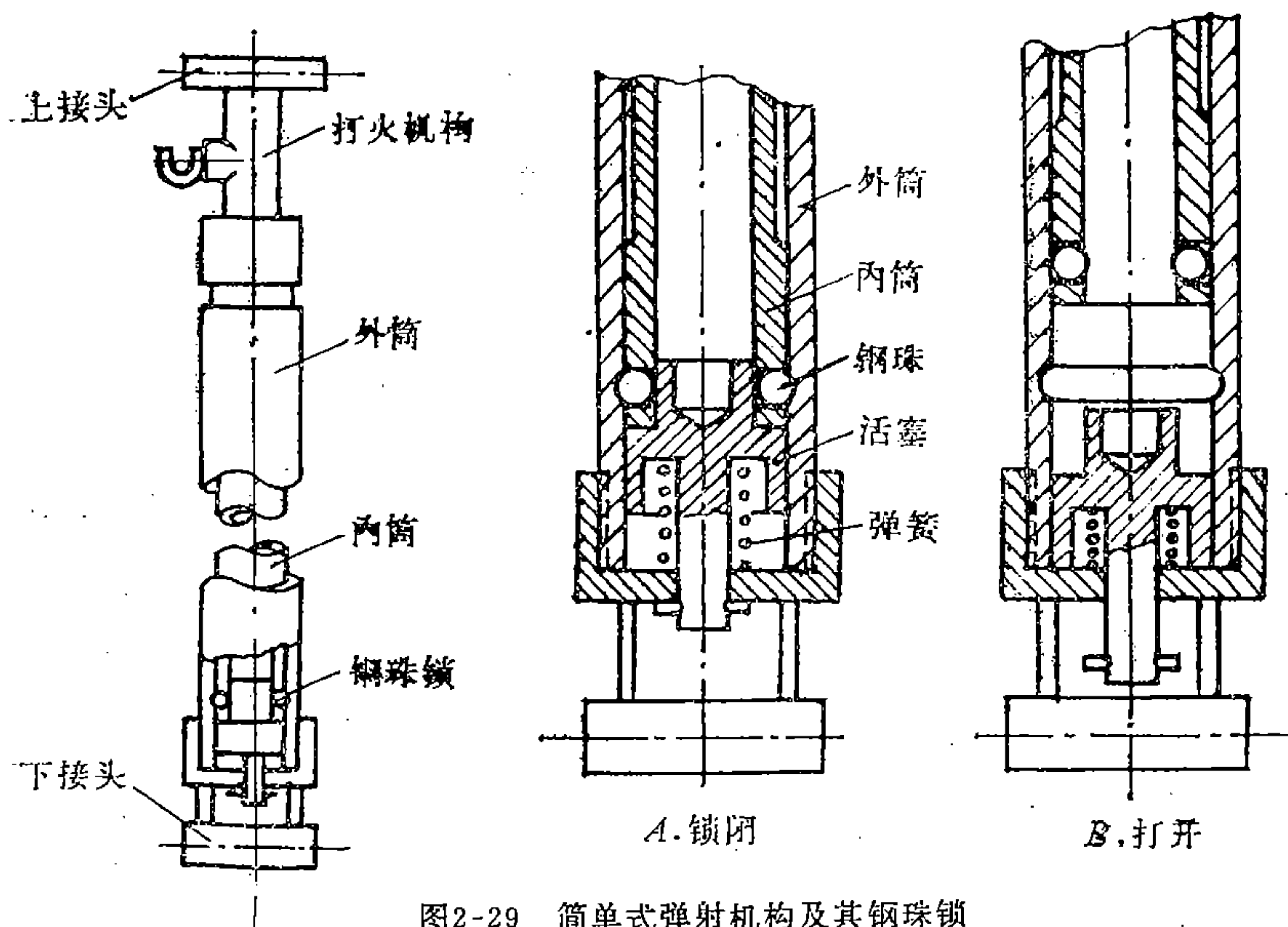


图2-29 简单式弹射机构及其钢珠锁

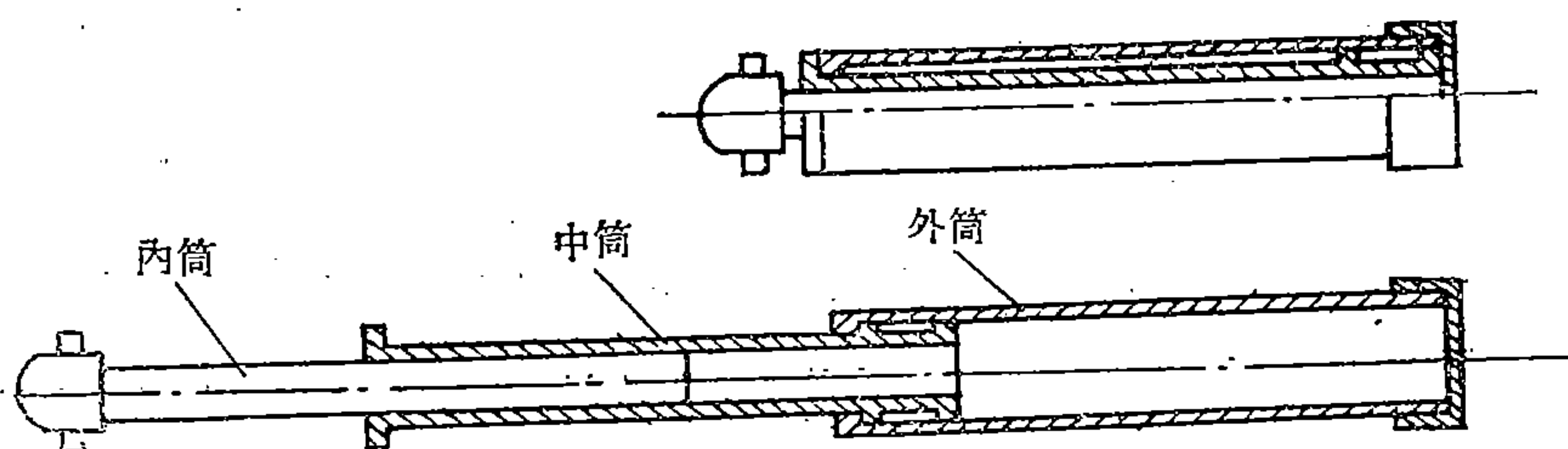


图2-30 套筒式弹射机构

化。一般在弹射开始0.06s时间内，压力增加很快，并在0.06~0.09s左右达到其最大值。此时座椅即获得较大速度。在此后的行程中，座椅移动速度很快，机构内部容积即火药燃烧容积迅速增加，导致燃气压力急剧下降。这样，座椅在后一段行程中未得到充分加速，弹射速度未能充分提高。为了克服这一缺点，可采用双弹或多弹弹射机构。

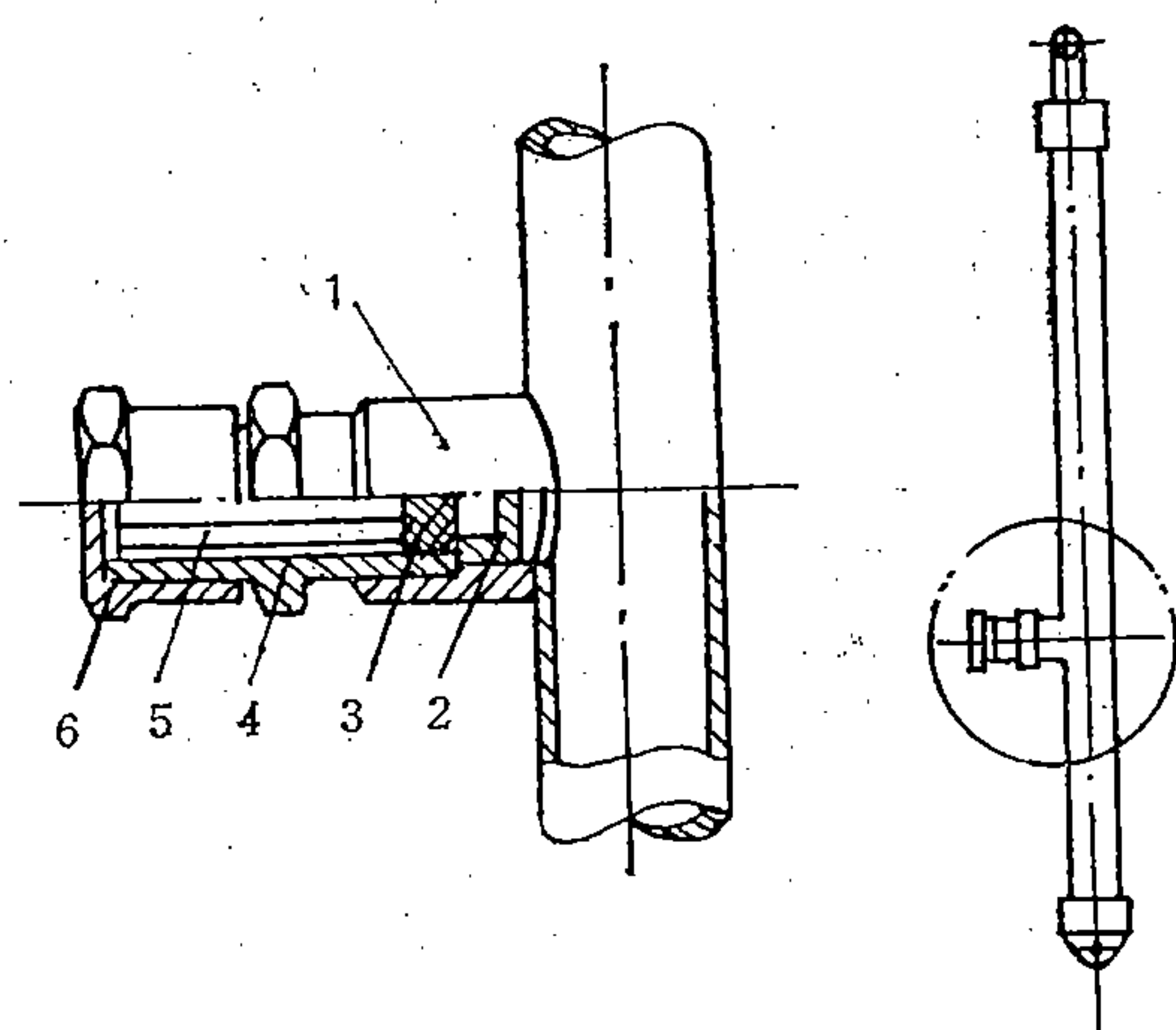


图2-31 双弹弹射机构

1—接头 2—隔膜 3—引火剂
4—弹舱 5—补充弹 6—螺盖

双弹弹射机构的构造与普通弹射机构相似，只是在外筒横侧方向增加了一个补充弹（辅助弹）的弹舱。其构造如图2-31所示。补充弹的燃气可使后半行程内燃气压力不会迅速降低，座椅在弹射后半行程持续加速，即可获得更大的弹射初速。英国的MK型座椅的弹射机构在1.81m的行程上安装了两个补充弹射弹（共三个弹射弹），使弹射初速由原来的1.83m/s增加到24.4m/s。但是补充弹的使用必需经严格计算和试验，并设计专门的点火控制装置，否则可能发生过载过大或效果不佳的情况。

二、火箭动力装置

火箭动力装置常用于弹射座舱及分离座舱,因为它们的弹射重量大,分离情况复杂,普通弹射机构已不能胜任,必须采用大推力的火箭发动机工作。如B-70飞机密闭弹射舱,其火箭总冲量为 $20500\text{N}\cdot\text{s}$,最大过载 $17g$,弹射高度可达 110m 以上。F-8U飞机分离座舱是用两台推力为 66700N 的固体火箭推离飞机的。F-111飞机分离座舱也采用固体火箭为动力。图2-32为B-1轰炸机分离救生舱示意图。它靠两台固体火箭发动机与飞机分离。其中主发动机最大推力约为 456000N ,工作时间 1.25s ,最大过载 $13g$ 。微调火箭推力峰值 177000N 。主火箭工作完毕后,由爆炸螺栓将其分离抛掉。

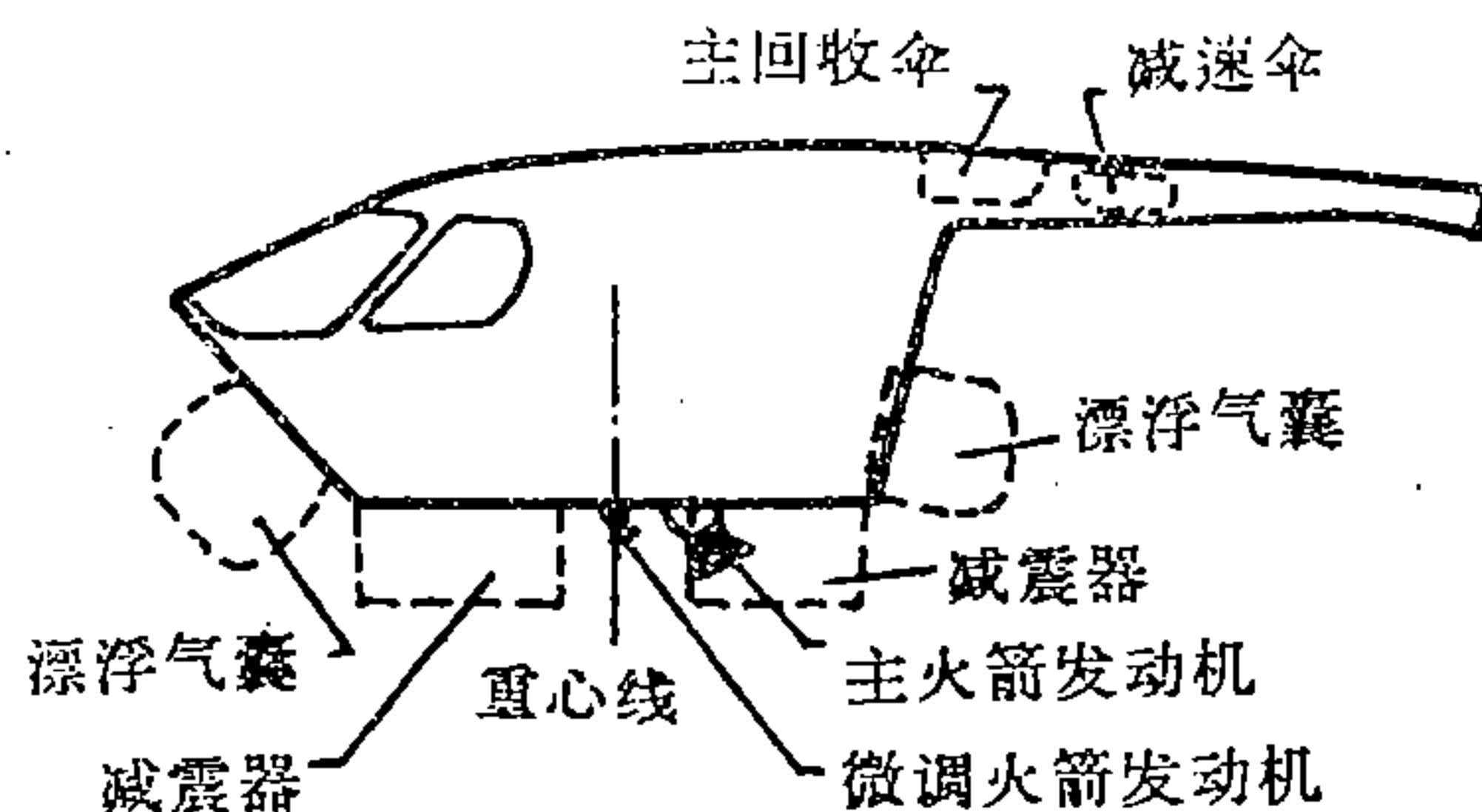


图2-32 B-1飞机分离救生舱

火箭动力装置也可单独用于弹射座椅上,如RAPEC火箭弹射座椅,其火箭总冲量为 $4900\text{N}\cdot\text{s}$,工作时间 0.4s ,弹射过载 $13g$,轨迹高度 61m 。它的改形——ESCAPAC1-C火箭弹射座椅的火箭总冲量为 $8900\text{N}\cdot\text{s}$,工作时间 0.5s ,可以将人椅系统(重 158kg)推至 120m 高度。其他如X-15火箭座椅,用于垂直起落机救生的LW-2和LW-3B座椅等都采用了火箭动力装置。

火箭动力装置构造如图2-33所示。它主要由壳体、喷管、药柱、点火药及点火装置等部分组成。

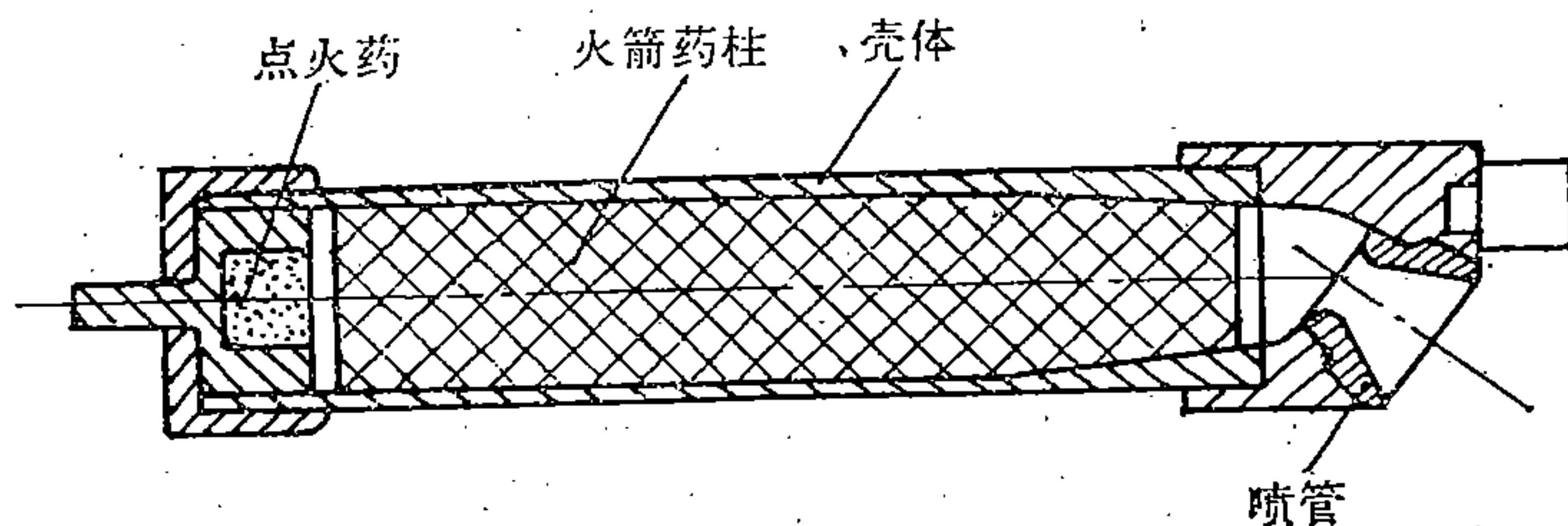


图2-33 火箭动力装置

火箭动力装置构造简单,推力大,有利于低空弹射和高速救生。但是火箭动力装置在座舱内启动,其高温燃气可能灼伤飞行员,应妥善解决防护问题。火箭工作时,火箭推力偏斜或人体重心移动都可能引起偏心力矩,而导致人-椅系统的不稳定。因此应采用适当的稳定系统(如微调稳定火箭或达特系统等)使座椅在火箭工作段稳定。此外,火箭喷嘴应能调整,以适应不同身材飞行员乘坐时重心位置的变化。

三、组合式弹射动力装置

随着飞机速度的不断提高,要求弹射速度和轨迹高度也相应增加,套筒式弹射机构已不能满足要求,于是采用了火药燃气和火箭动力组合的弹射动力装置。它的工作分两个阶段:第一阶段是弹射弹工作段;第二阶段是火箭工作段。火箭装药由控制机构点燃。座椅离开飞机后,火箭推力还能继续使它加速,能把人-椅系统推送到离弹射平面 $80\sim 100\text{m}$ 以上。

的高度。因而，它能实现零-零弹射救生，适用于高速和低空弹射救生。

组合式弹射机构的构造形式很多，有串联式和并联式，还有火箭包与弹射机构分别安装的形式，见图2-34所示。

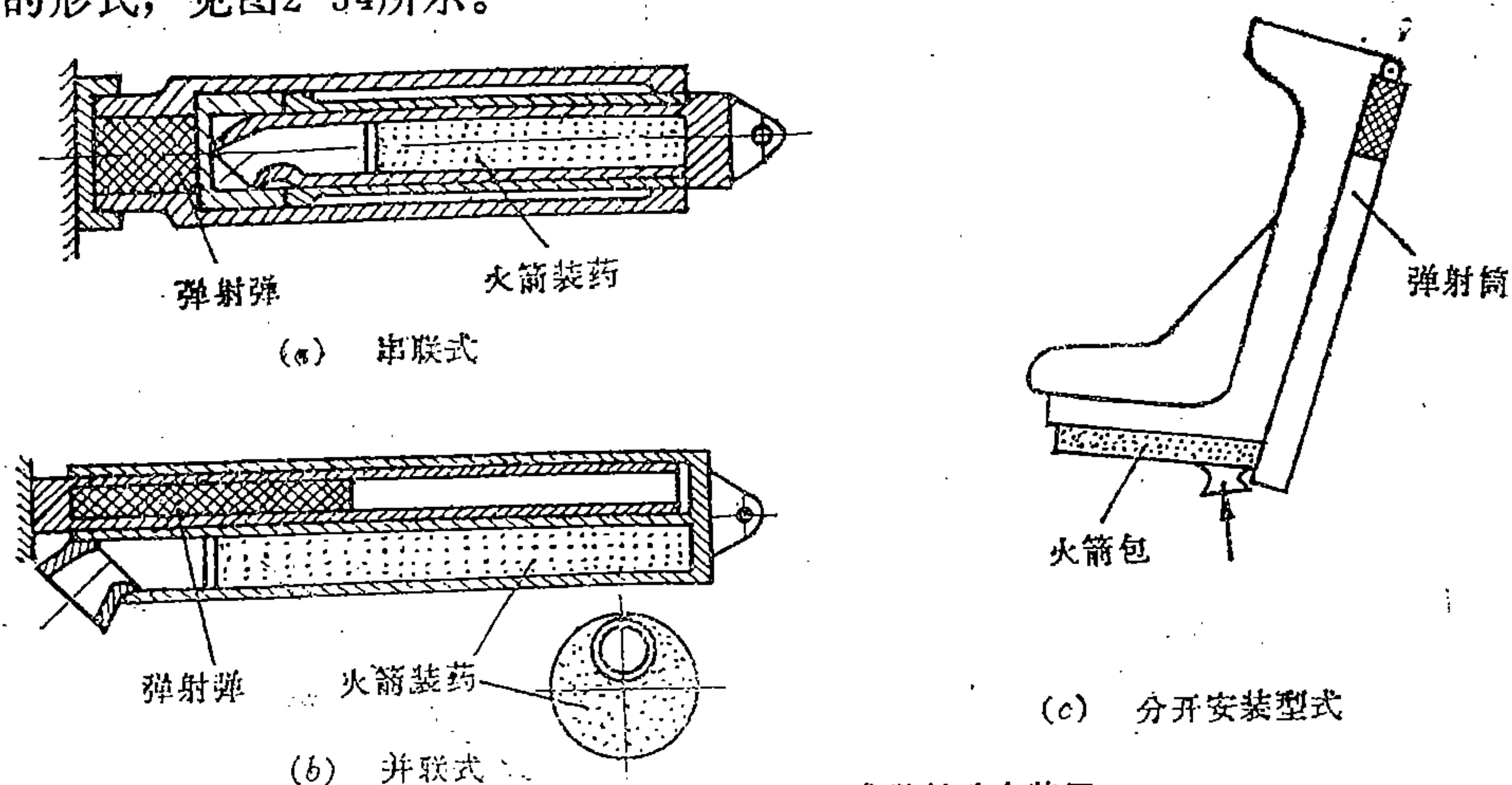


图2-34 组合式弹射动力装置

火箭包由若干燃烧管组成，管里装有固体燃料。燃烧管拧入中央通道体上。通道体上装有方向向下或侧下方的喷嘴。整个火箭包呈扁平状置于椅盆底部。火箭包构造简单，安装方便，只需控制其点火时间，即可与普通套筒式弹射机构联合使用。

目前，许多高速飞机弹射座椅都采用了组合动力装置，如英国的MK-10座椅，美国的ACES-II座椅和S4S座椅等。

第四节 救生伞系统

降落伞早在飞机出现之前就已发明了，但是大量使用降落伞则是在飞机出现之后。尽管数十年来飞机速度已提高十倍以上，但降落伞仍是救生设备中不可缺少的重要部件。

降落伞利用它展开后所具有的很大的面积产生阻力，使物体或人减速下降。在低速飞机上，降落伞是唯一的救生设备；在高速飞机弹射救生中，降落伞可起稳定、减速和安全着陆等作用。

一、救生伞系统

救生伞系统是保证飞行员安全着陆的重要救生设备。它主要由以下各部分组成：主伞、背带系统、引导伞、伞衣套、自动开伞器及连接绳、拉环、软管等其他部分。

应急救生时，自动开伞器或手动打开伞包，使引导伞进入气流工作。引导伞依靠自身阻力拉出装有主伞伞衣的伞衣套，并将主伞的伞绳伞衣顺序拉出，主伞进入气流充气张满，飞行员坐吊在背带系统上随伞一同降落地面(见图2-35)。

主伞由伞衣和伞绳两部分组成。伞衣的功用是减低飞行员下降速度，保证着陆安全；伞绳是连接伞衣和背带系统的构件，它

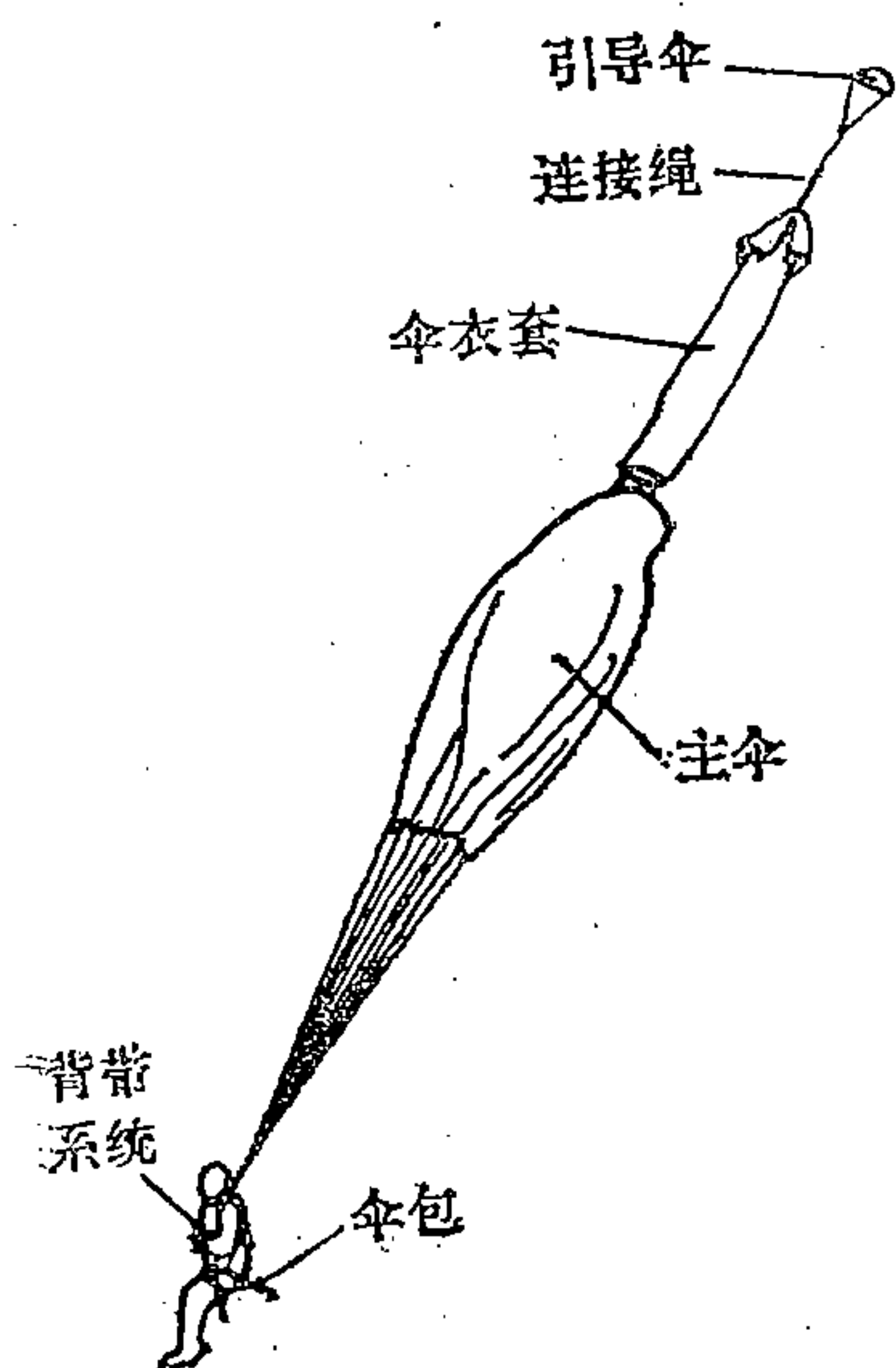


图2-35 救生伞系统工作示意图

们均匀地分布在伞衣周边上,承受人体重量和伞衣传来的空气阻力。一般救生伞伞衣面积约为 $45\sim 65\text{m}^2$,保证着陆速度为 $5\sim 7\text{m/s}$ 。

伞衣由织物缝制而成。其上有不同方向的加强带以保证伞的强度,伞衣周边(底边)缝有加强带,底边上还缝有加强带延伸而成的伞绳扣带,用来连接伞绳。也有的伞直接将伞绳缝在底边加强带上。为了保持稳定和改善操纵性,在伞衣上还开有各种孔洞和缝口,有的伞衣上还缝有鼓风兜、肋片、导向面等附件,都是为了改善救生伞工作性能的。

二、伞衣套和引导伞

1. 伞衣套

伞衣套是一个袖状的套罩,一般用橙黄色或红色人造丝材料制成。它用来装主伞伞衣和伞绳,将折叠好的主伞伞衣放进伞衣套内,用封底布封口,再将伞绳依次穿在伞衣套外面的绳套内,用保护布盖上,这样就可以保证开伞时先拉直伞绳再拉出伞衣,伞衣不致提前充气。伞衣套保证主伞顺利而缓慢的张开,可以减少开伞时的冲击载荷和伞衣伞绳之间的干扰,伞衣套上部的鼓风兜可以帮助引导伞拉出伞绳伞衣。伞衣套顶部的顶扣与引导伞连接绳相连。

伞衣套可分长伞衣套、短伞衣套及其他型式的伞衣套。人用伞多用长伞衣套。

2. 引导伞

引导伞是一个面积约为 $0.6\sim 0.8\text{m}^2$ 的小伞,其功用是从伞包或伞箱中拉出救生伞系统,并将伞系统拉直,使伞衣套脱离主伞伞衣,主伞开伞充气。引导伞应具有开伞快、有足够的阻力和稳定性、体积小、重量轻等特点。引导伞形式很多,按其结构特点可分为软质带中心绳引导伞、软质不带中心绳引导伞和弹簧骨架式引导伞三类。

软质带中心绳引导伞有方形、八角形、多角形(圆形)等形状。这种引导伞有一根从伞顶连到伞绳环的中心绳,可以加快开伞。图2-36是一种方形引导伞。

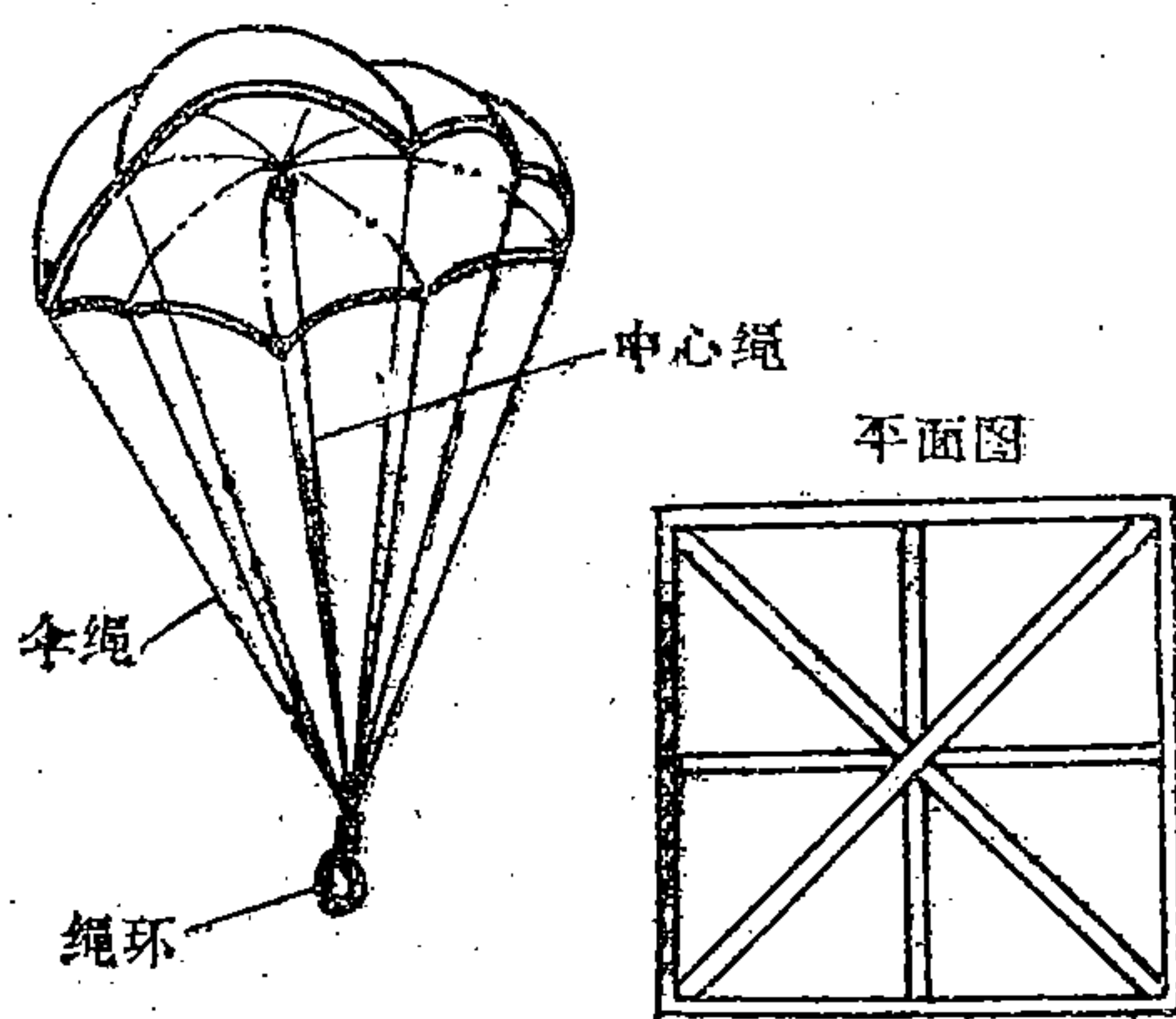


图2-36 方形引导伞

三、背带系统

1. 组成和形式

救生伞背带系统是主伞与飞行员间的连接部件,也是传递载荷的受力件。因此要求它受力分布合理均匀、安全可靠、使用方便,并能进行调节。背带系统由主套带、肩带、腰带、裆带、胸带及快卸锁等组成。带子具有较高强度,其上装有弯钢扣、平钢扣、调节扣等金属件。胸带和裆带端头有快卸锁片或弹簧钩、环扣。快卸锁在胸前的称为胸锁式背带系统,如图2-37所示。主伞脱离锁在肩带上的称为肩锁式背带系统,如图2-38所示。

飞行员穿上背带系统后,在弹射座椅上还需系上安全带。为了简化飞行员装备,改善工作条件,国外设计了一种联合背带系统,把救生伞背带与弹射座椅安全带组合成一个系统,图2-39示出了这种系统。它具有背带系统全部带子,并通过三个连接锁与座椅相连。

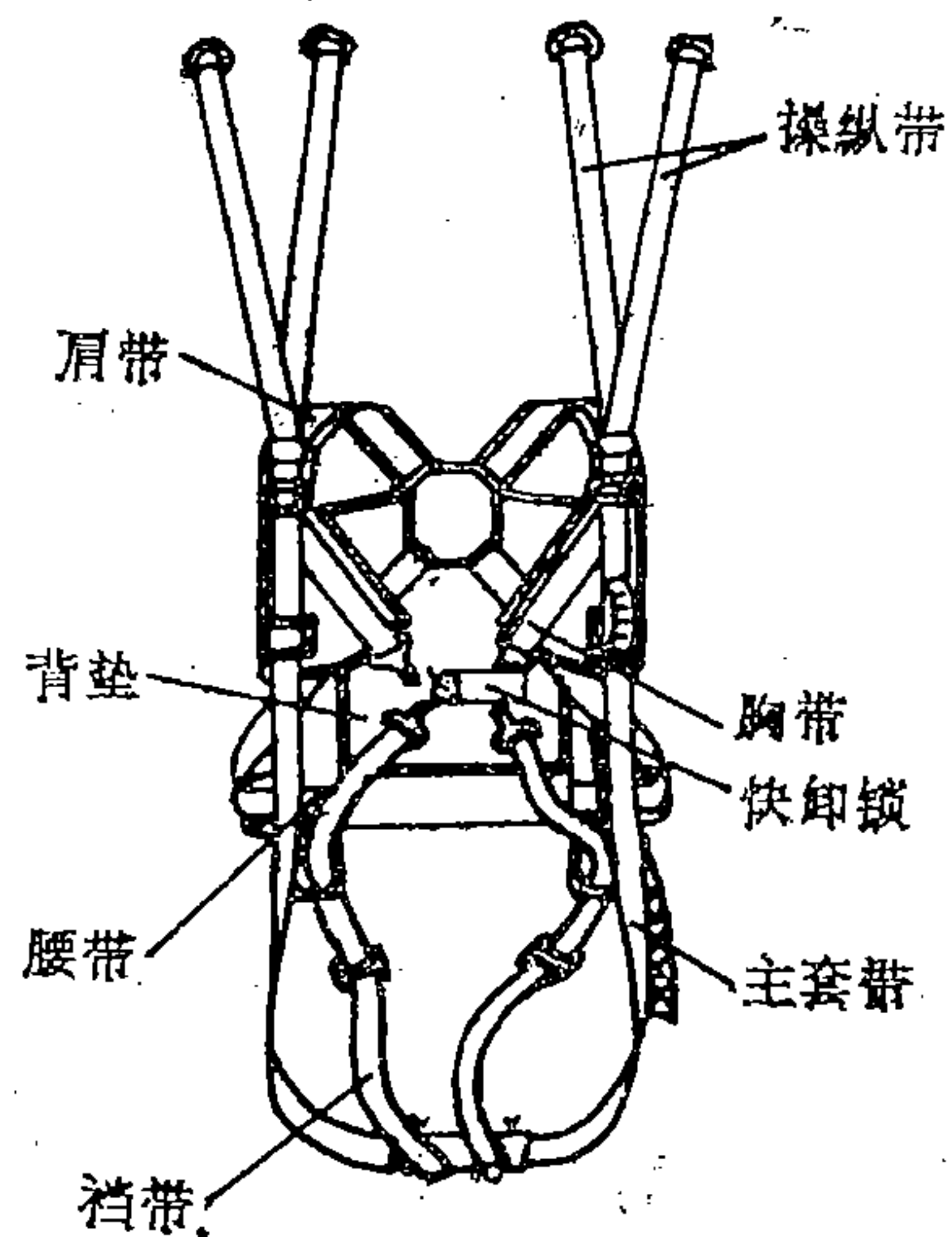


图2-37 胸锁式背带系统

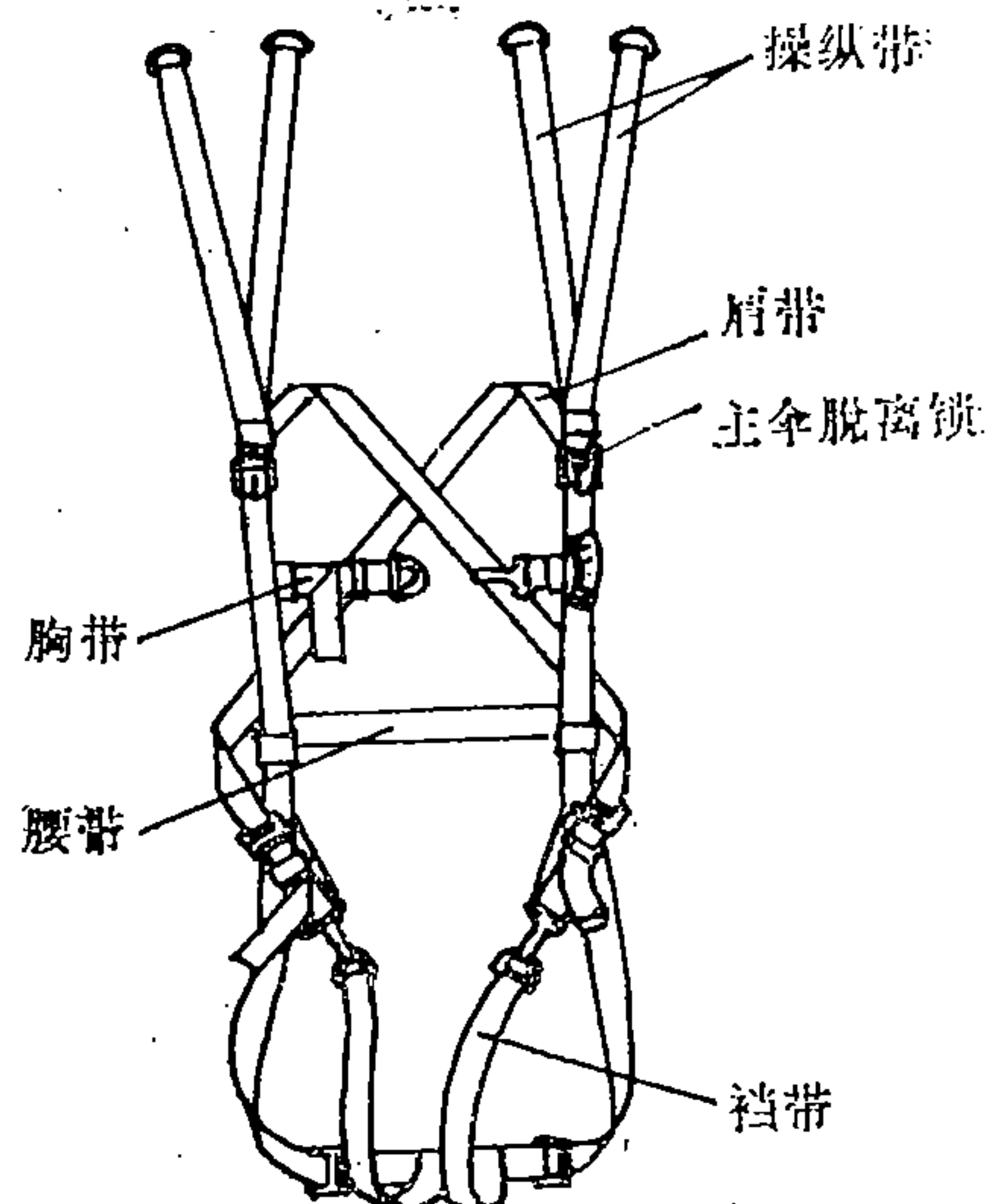


图2-38 肩锁式背带系统

一个锁在上部，叫拉紧锁，它将背交叉带与座椅的强迫拉紧装置连接起来。在弹射时，拉紧机构可拉紧背交叉带，把飞行员固定在座椅靠背上。另外两个锁把背带系统连接在座椅两侧，一般称侧位锁。侧位锁的锁体和它的开锁控制机构通常都装在座椅上，连接时只需将主套带上的扣环片插入锁体，就可牢固地锁住。弹射离机后，这三个锁靠自动开锁器打开，使人椅分离。此外，还有一套手动开锁系统。

2. 快卸锁

背带系统的快卸锁是为了穿脱背带方便，或连接和脱离主伞迅速而设计的一套锁闭机构。胸锁位于胸前，它可将背带系统和主伞一同解脱，但解脱速度慢。

肩锁则是主伞操纵带与肩带的连接锁。它可以迅速解脱主伞，而不必同时解脱背带系统。不论胸锁还是肩锁，都是在着陆后由人手动开锁。

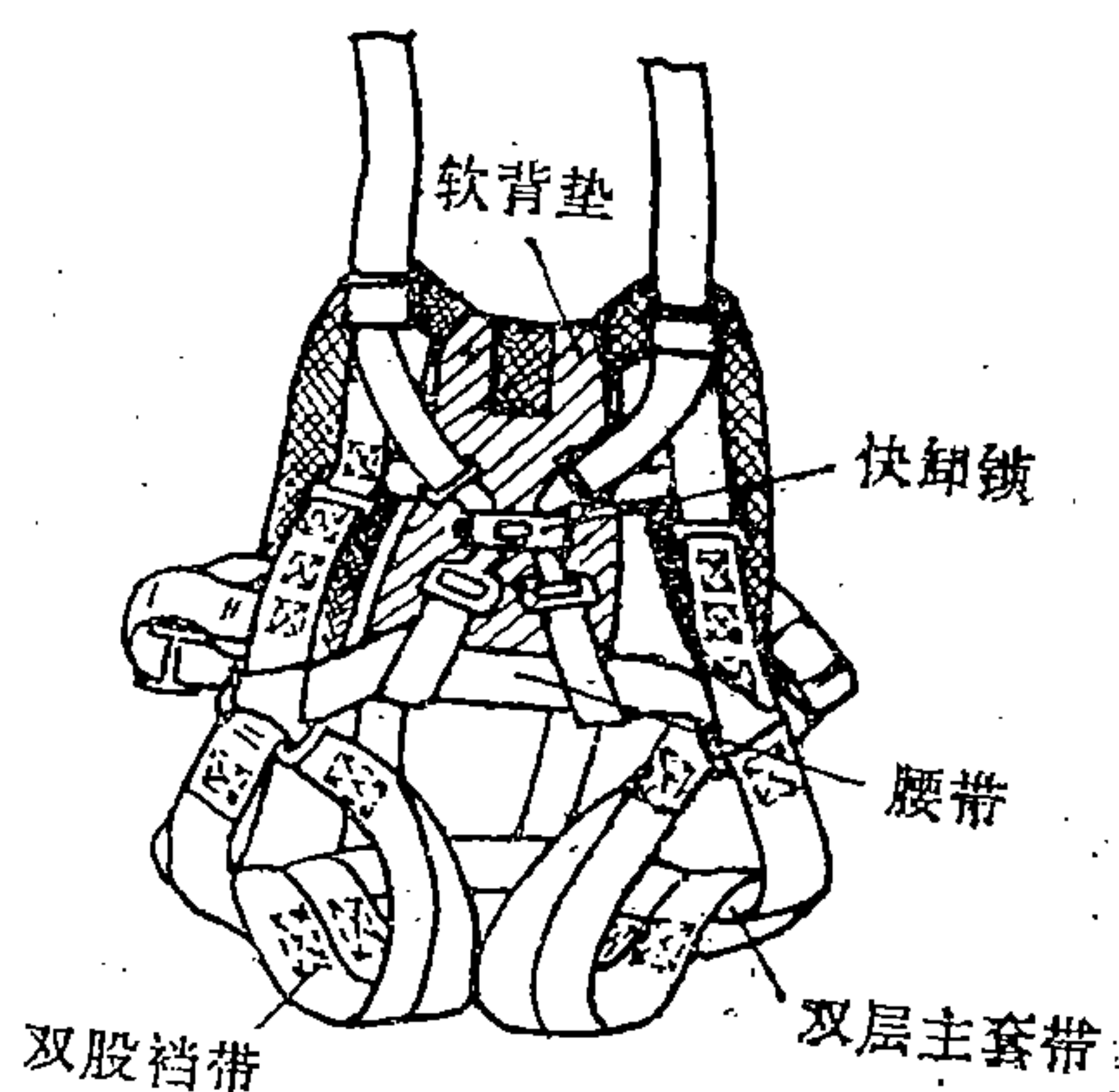


图2-39 联合背带系统

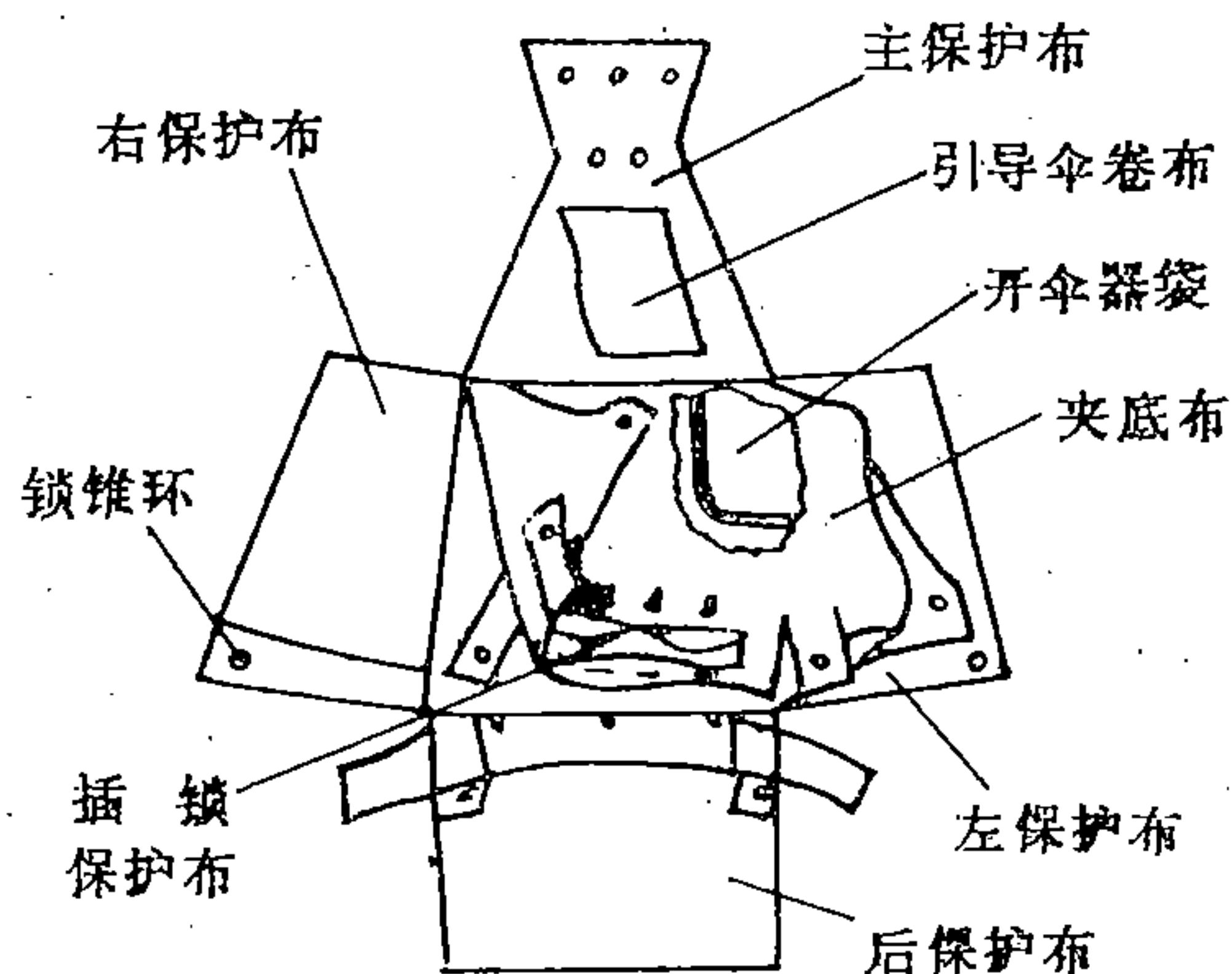


图2-40 伞包(座式)

四、伞包和自动开伞器

1. 伞包

伞包用来包装救生伞的伞衣、伞绳、伞衣套及引导伞等部件，使之保持一定几何形状和位置，保证各部件工作前不被气流吹出和不与其他物体钩挂。根据其安放位置，伞包可分为座式、背式和胸式三种。背式伞包主要用于伞兵伞和运动伞；救生伞伞包常用座式；胸式伞包常用于备分伞和射击通讯员救生伞。

伞包一般用帆布缝成，外形呈盒形，由伞包底布、主保护布、后和左右侧保护布及夹底

布等主要部分组成, 见图2-40所示。底布周边装有金属硬框以保证伞包的外形和刚度。主保护布上缝有引导伞卷布, 包装时将软质引导伞卷在卷布内, 开伞时可借助伞包弹簧(或弹性带)的弹力将引导伞抛出。叠好的主伞放在伞包底布上, 用保护布包紧, 用锁针把锁锥和锁眼锁在一起, 再盖上一块安全保护布, 防止无意中拔出锁针使伞包松开。伞包底的外面缝有跳伞氧气设备袋, 有的伞包上还装有救生船的船袋。

伞包通过四对带扣, 用连接绳与背带系统相连。伞包上的锁针可用自动开伞器拔出, 也可由人拉动开伞拉环拔出。拉开伞包的钢索由特制的软管保护, 通至伞包锁锥处。

2. 自动开伞器

自动开伞器是控制主伞开伞的时间、高度或其他参数的重要部件。由于救生情况复杂, 不能单靠人来控制开伞时机, 需预先经过计算分析, 由专门的装置来控制开伞, 通常使用时间和高度控制器。随着救生情况变得更复杂, 对控制器的要求也更高了。近年来, 弹射救生中陆续使用了速度控制开伞器、过载控制开伞器及零秒开伞器等装置。

1) 高度时间组合式自动开伞器 是使用较广的装置。它由时间机构、高度机构和弹簧动力机构等组成, 如图2-41所示。时间机构是一套齿轮、卡摆组成的钟表机构。机构由一根软锁针锁住。当人椅分离时软锁针即被拔出, 时间机构启动, 经过预定的时间(2~5s)释放弹簧动力机构的活塞。活塞在弹簧力的作用下运动, 并拉动开伞钢索打开主伞包。高度机构是一个真空膜盒装置。它可以在预定高度(500~7000m)以上阻止时间机构的运行, 当高度低于预定高度时, 高度机构限动销被压回, 时间机构可继续运行, 走完最后的0.8~1.2s, 然后释放活塞开伞。

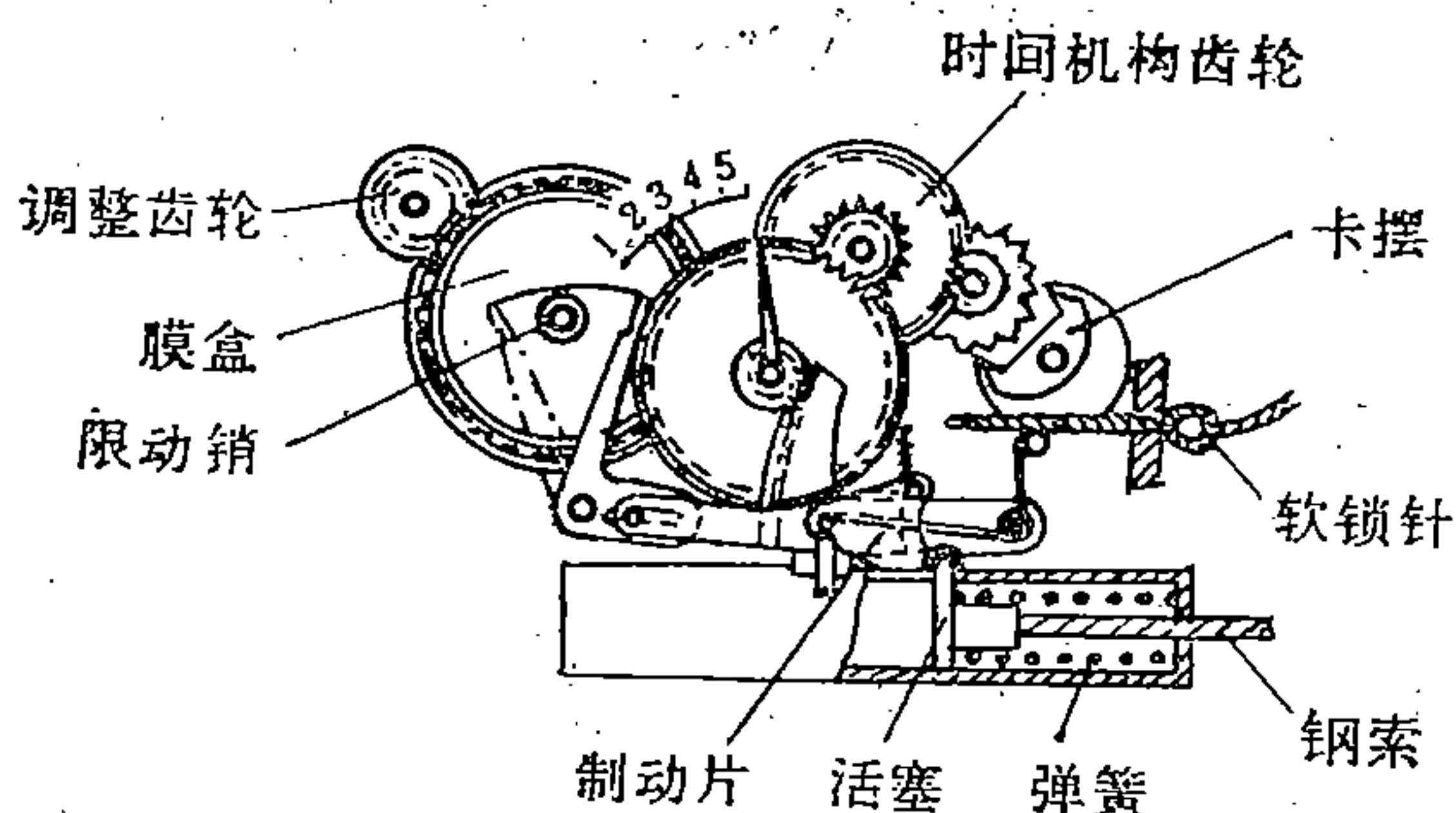


图2-41 高度时间开伞器

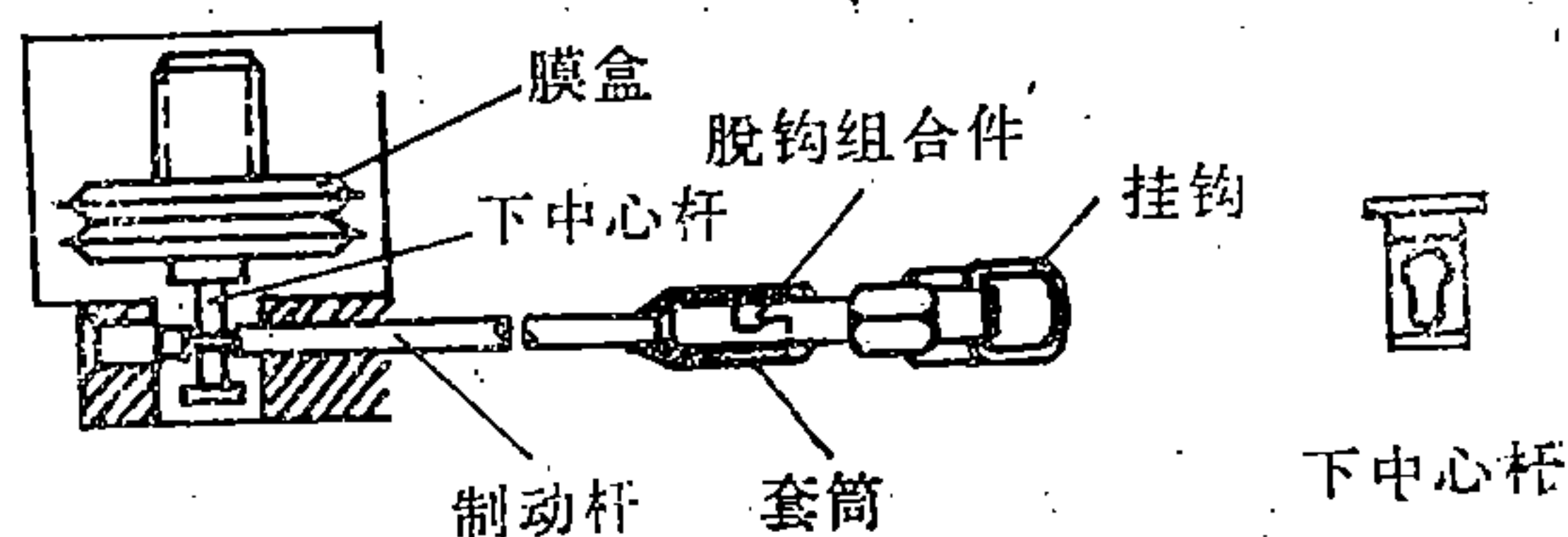


图2-42 零秒开伞器

2) 零秒开伞器 是用于低空弹射救生的控制装置。在低空救生时, 要求人椅分离后即打开主伞。零秒开伞器可保证在预定高度以下立即开伞。而在预定高度以上由高度时间控制器控制开伞。它的构造如图2-42所示。零秒开伞器安装在座椅上, 挂钩与伞包锁针相连。在高空时, 膜盒下中心杆处于下面位置, 制动杆端头可以自由通过下中心杆的圆孔。当人椅分离时, 制动杆可自由移动, 脱钩组合件移出套筒时, 挂钩即与开伞器分离, 零秒开伞器不开伞。在低空时, 膜盒被压缩, 下中心杆处于上面位置, 制动杆端头被卡住。人椅分离时, 安装在座椅上的零秒开伞器通过制动杆拉挂钩, 立即打开伞包, 保证了低空救生迅速开伞的要求。

3) 速度控制和过载控制开伞器 它们的构造比较复杂。速度开伞器由速度机构和时间机构组成, 它可以感受弹射瞬间的飞行速度, 而控制不同的延迟开伞时间。速度越大, 延迟时间越长。当弹射离机时飞行速度为130~1200km/h时, 延迟时间约为0~1.66s。

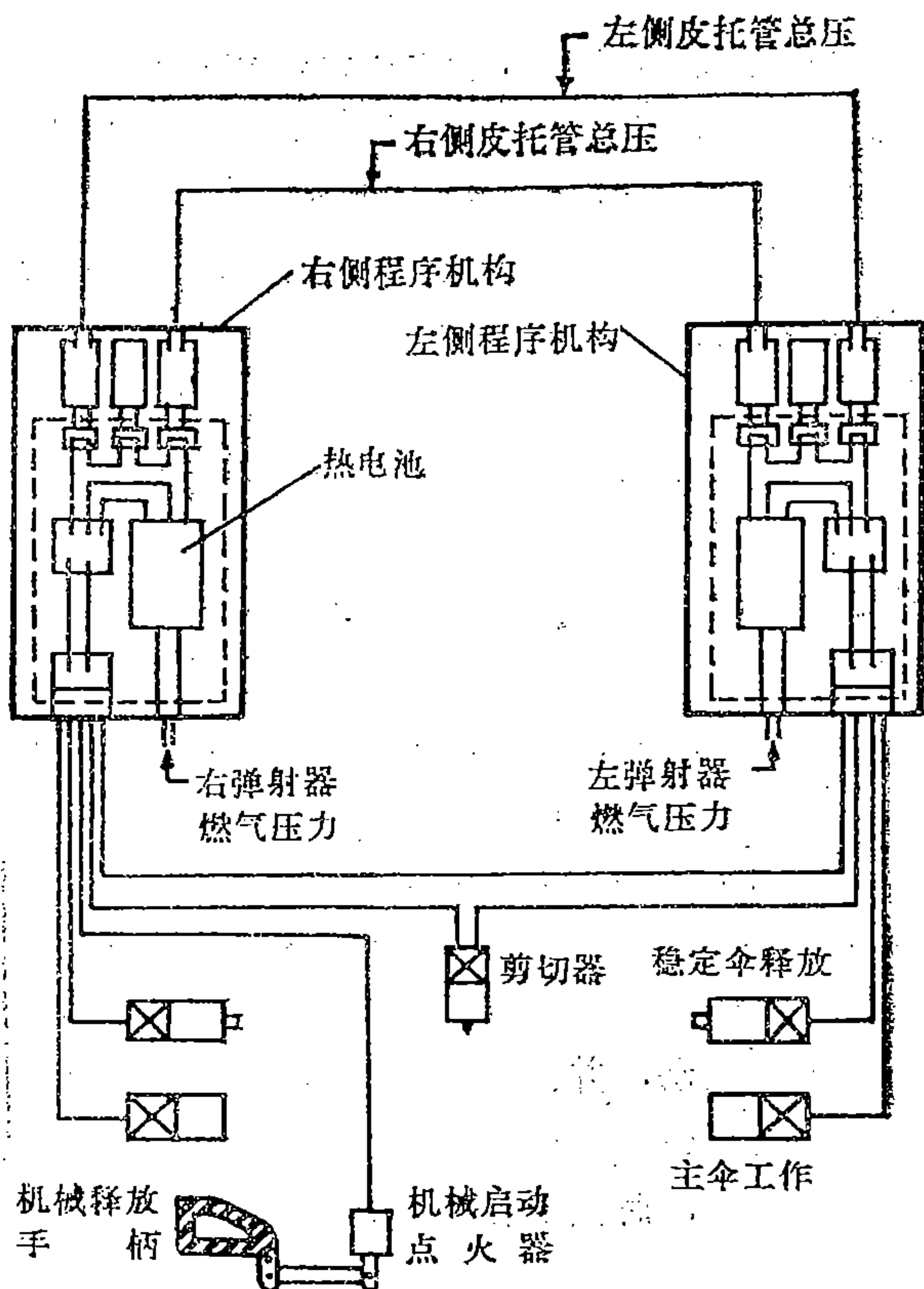


图2-43 连续式高度速度控制系统

过载控制开伞器由高度机构、时间机构、过载机构及执行机构等组成。它能控制高度、时间及过载（速度）。当高度超过一定值，速度大于预定速度时，时间机构被高度、过载机构挡住，伞就不会打开。只有当高度、过载（速度）都满足预定要求时，才允许开伞（时间机构工作）。这种机构用于三伞制弹射救生系统自动控制开伞。

4) 连续式高度速度控制器 是一种新型的开伞自动控制器。它由安装在座椅上的皮托管连续输入座椅运动速度信号，同时由压力膜盒感受动压和静压（速度、高度），一旦安全开伞环境条件实现，控制器就发出电信号启动密封传爆索，使伞系统工作。图2-43为这种控制系统的原理图。它采用了双套控制机构，机构以热电池为动力，热电池靠弹射筒的燃气启动。每个机构有三个压力膜盒，其中两个分别感受左右皮托管输入的总压，一个感受静压。当达到预定的高度和速度限定值时，膜盒就会启动一个密闭式微型开关，使电路接通；当高度和速度的微型开关全部接通时，电源就启动密封传爆索，将开伞信号传出。

思考题

1. 清除弹射通道的方式有几种？简要说明各种方式的工作原理和主要装置。
2. 应急抛盖系统的组成和各组成部分的类型及工作原理。
3. 弹射座椅应满足哪些主要要求？弹射座椅由哪些主要部分组成？
4. 弹射座椅的保护装置有哪些？各有何种形式？你是否能改进或提出新的保护方式？
5. 稳定装置有何重要性？常用的稳定装置有哪几种？试比较其优缺点。
6. 弹射时应操纵控制哪些部件工作？按其工作先后顺序说明之。
7. 说明套筒式弹射机构的构造和工作过程。
8. 救生伞由哪些部分组成？各部分是如何工作的？
9. 说明背带系统快卸锁和各种自动开伞器的主要构造和工作原理。

第三章 救生伞理论

第一节 救生伞的工作过程

一、我国救生伞发展概况

我国飞机用救生伞的生产和研制已有三十余年历史。在50和60年代,我国主要是仿制苏联各型救生伞,满足了我国自己生产的各式飞机对救生伞的需要。

50年代末期,我国降落伞设计工作者为自行设计、研制救生伞和稳定伞做了很多探索性的工作。60年代初期根据我国飞行员的实际需要和当时的具体情况,对苏式救生伞进行局部改进设计。60年代中期对苏式救生伞从性能、结构等方面进行了重大的改进设计,还分析、研究了一些西方国家的救生伞,为以后救生伞的设计和发展奠定了基础。在70年代,为了满足我国自行设计的第一个火箭弹射座椅的需要,研制了救生-8伞。为解决高速歼击机在高原地区被迫弹射跳伞问题,设计了高原高速救生伞,即救生-9伞。为了研制出具有中国自己特点的救生伞,在1976年设计定型了救生-10伞。为了完善和提高救生-10伞的某些性能,从1976年~1980年又研制了救生-10乙伞,从性能和结构上看,它可以取代除救生-9、救生-11外的所有救生伞。为了满足我国自行设计的各型火箭弹射座椅的需要,又配套地设计定型了救生-10甲、救生-11和救生-13伞。

二、救生伞的使用特点及要求

1) 救生伞是当飞机出现紧急情况时,为拯救飞行员生命,保证其安全着陆的救生工具。由于救生伞是在应急情况下使用的,开伞时飞行员姿态及开伞条件比较复杂,并且飞行员又不能携带备份伞,因此救生伞首先应保证做到开伞安全可靠。

2) 现代飞机的飞行速度和高度范围较大,在较大范围内都有跳伞的可能。因此,救生伞的开伞速度和高度变化范围大,低空低速则是它的一个突出情况。这就要求救生伞应具有较好的低空开伞性能,在整个救生系统配合下,要求达到包括起飞、着陆甚至飞机停在跑道上的零速度、零高度的低空安全救生。

3) 救生伞是人用伞中开伞速度最大的一种,开伞动载较大,但要求不得超过人体耐受的极限。

4) 救生伞在下降过程中的大幅度摆动与快速自转,将造成飞行员呕吐、昏迷或给着陆带来困难。因此,要求救生伞具有一定稳定性。同时为了避过障碍,选择有利着陆点,救生伞还应力求有一定的操纵性。

5) 由于救生伞在平时是不使用的,故应做到重量轻、体积小,尽量减轻飞行员的负担,也不影响飞行员的操纵。

6) 着陆速度一般不得超过6m/s。

7) 为防止飞行员跳伞着水时被伞衣、伞绳缠绕或在有风着陆时被大风拖曳, 伞衣应可以迅速解脱, 以保证飞行员着陆(水)安全。

8) 可携带跳伞氧气设备和各种急救生物品。

9) 应能进行手拉开伞和自动开伞器开伞。

三、救生伞系统的工作过程

1. 救生伞开伞方式

根据对救生伞使用特点分析可知。救生伞设计最重要的是保证开伞安全而迅速。下面简单介绍几种救生伞的开伞方式。

1) 抛引导伞拉直主伞 普通弹射座椅常采用座式伞包, 当人椅分离后, 再由自动开伞器或低空时用零秒开伞器打开伞包, 抛出引导伞。由于引导伞常处于人体尾流区内, 使引导伞延迟工作, 甚至使引导伞失效。为克服人体尾流对引导伞的影响, 保证伞系统正常工作, 目前救生伞一般都采用强制抛出引导伞的方法。例如用缝在伞包上的引导伞卷布, 在开伞弹簧打开伞包的力量作用下, 将卷于卷布中的引导伞抛出, 如救生-7甲; 也有采用带弹簧骨架的引导伞, 在打开伞包时, 使其自动弹出, 如苏联米格-21所使用的救生伞。

此种开伞方式主要利用引导伞的气动阻力。但气动力开伞往往会耽误时间, 损失高度。

2) 射主伞 为了加快开伞过程, 在有些弹射座椅上采用射救生伞的开伞方式。射救生伞的开伞方式常分两种:

(a) 射伞枪射救生伞 当座椅弹离飞机后到达合理的开伞时机, 击发救生伞射伞枪, 弹头便从伞箱内拉出装有伞衣的伞衣套。在伞衣套拉直后, 接着从伞衣套套圈内拉出部分伞绳。当弹头的动能消失之后, 连在伞衣套顶部的引导伞便在气流中展开产生阻力, 继续拉直伞系统, 脱去伞衣套, 伞衣在气流中充气、张满。如HTY-3和HTY-4火箭弹射座椅所用的救生-11和救生-13, 均为此种开伞方式。

(b) 射伞炮射主伞 射伞炮的工作原理与射伞枪基本相同。所不同的是射伞枪是利用弹头的动能拉出降落伞, 而射伞炮的“弹头”就是降落伞的伞包, 亦即直接利用火药爆炸的能量把伞包推出去, 这样可以加速救生伞的开伞。例如美国的ACES-II火箭弹射座椅就是用射伞枪射稳定伞, 而用射伞炮射主伞。图3-1所示的是ACES-II座椅头靠背后的伞箱图。

伞衣包装在金属伞箱中, 把伞绳装入伞箱两侧的伞绳贮存器中, 射伞炮安装在伞箱中间, 引导伞封装在伞箱顶端封包布的下面, 救生伞安装在头靠后面座椅的最高位置上。伞的操纵带在肩的高度上向前面绕过并与乘员背带系统的脱离锁相连。

3) 射稳定伞拉主伞 上述射主伞的开伞方式, 虽能加快开伞速度, 但其缺点是: 射伞动力作用时间短; 引导伞的阻力特征也比较小; 特别是射伞时难以保证主伞总是顺着气流方向。所以开伞所需时间还较长。为此, 目前也有采用释放稳定伞来拉出主伞的, 例如英国的MK-10火箭座椅就是采用这种开伞方法。

MK-10座椅采用两具成形幅的稳定伞和G、Q气动锥形伞的主伞, 它们依次包装在头靠伞箱中。当座椅弹离飞机后, 射出控制稳定伞和主稳定伞, 当座椅运动到一定高度后, 释放两具稳定伞, 稳定伞再拉掉伞箱中第二层封包销针, 从伞箱中拉出主伞。与此同时飞行员与座椅安全带系统脱离, 使人椅分离。

背

出
同
拉
方

例

调
言

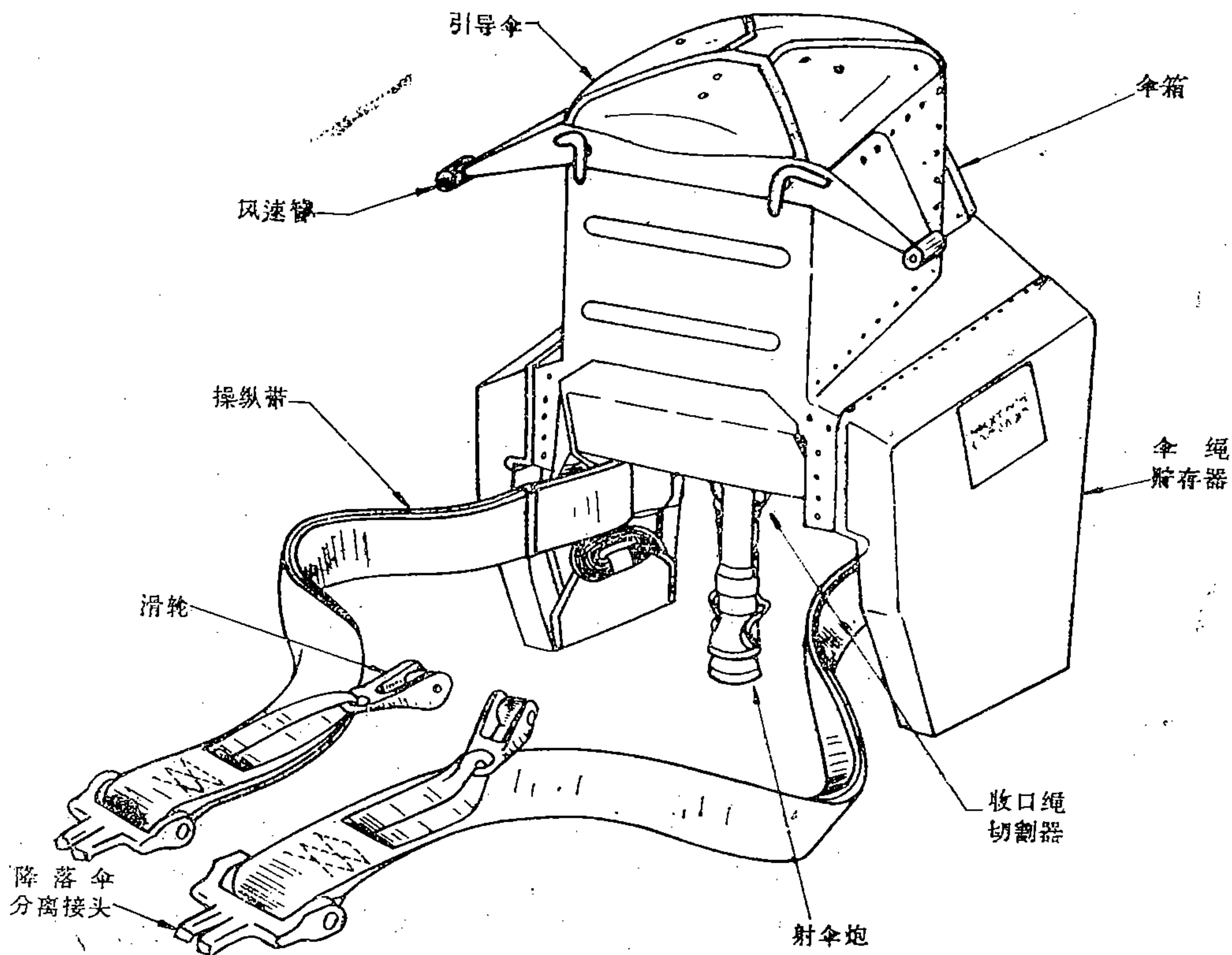


图3-1 ACES-II座椅伞箱图

4) 风向火箭拉主伞 风向火箭是一个小型固体火箭发动机，它安装在弹射座椅的椅背上或放在伞包里。风向火箭的两个端头分别与稳定伞和救生伞相连接。

风向火箭拉主伞是由稳定伞导向，用风向火箭和稳定伞把救生伞从伞箱(或伞包)里拉出来，并沿气流方向将其强制打开。因为风向火箭有稳定伞起导向作用，使它能在各种不同弹射状态下都能顺着气流方向展开救生伞。另一方面风向火箭还提供了比射伞枪更大的拉直伞衣的冲量，因此缩短了开伞时间。美国斯坦泽尔公司的S3S和S4S座椅是采用这种方式开伞的。

2. 救生伞系统的工作过程

近代救生伞多数与弹射座椅配套使用。为了叙述方便，现以跳伞员直接从飞机上跳伞为例，简述救生伞系统的工作过程。

跳伞员从飞机上跳伞，一般可分成以下四个阶段(见图3-2)。

第一阶段：从跳伞员离开飞机到打开伞包的自由坠落阶段。

第二阶段：引导伞从伞包内抛出到伞衣和伞绳全长拉直。

第三阶段：从伞衣、伞绳全长拉直到伞衣全部充满。

第四阶段：伞衣充满到稳定下降。

下面分别介绍各阶段的主要特点：

1) 自由坠落阶段 这一阶段所延续的时间称为自由坠落时间，以 t_1 表示。自由坠落时间的大小取决于跳伞员开伞的方式，对于绳拉开伞而言， t_1 约为1~3s；对于延迟跳伞而言，则 t_1 一般为10~20s。

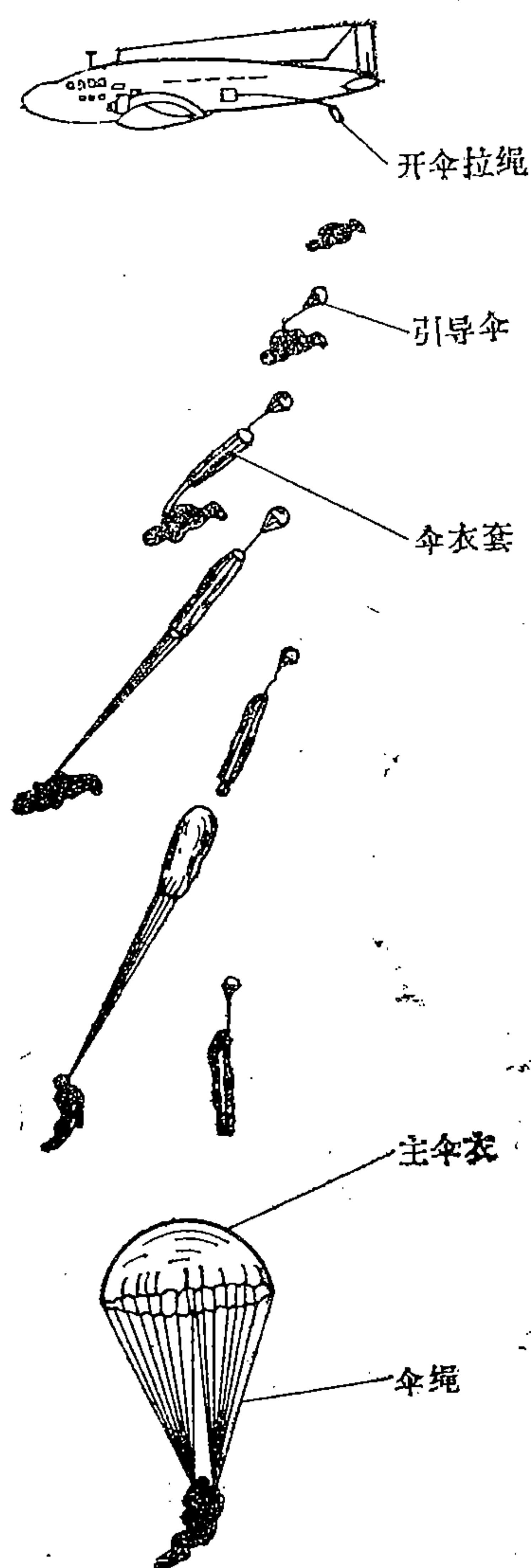


图3-2 飞机侧门跳伞工作程序图

在这一阶段中，跳伞员的速度由离机时的速度 v_f （即飞机速度）变化到打开伞包时的速度 v_k 。 v_k 通常称为开伞速度，这个速度的变化是由于跳伞员本身的空气阻力和重力而引起的。

2) 拉直阶段 伞包打开后，引导伞迅速充气张满，立即减速，此时跳伞员仍快速下降，因而引导伞和跳伞员之间产生了速度差，使引导伞落在跳伞员后面。引导伞通过连接绳将主伞的伞衣和伞绳逐渐全长拉直，在伞衣和伞绳全长拉直瞬间，系统（人和伞）所具有的速度称为拉直速度，用 v_L 表示。拉直速度也就是伞衣开始充气的速度。在伞系统拉直过程中，在跳伞员身上将作用着一个力称为拉直力，用 F_L 表示。拉直阶段所占用的时间叫拉直时间，用 t_L 表示。

前面两个阶段，降落伞的主伞还没有工作，跳伞员离机后的速度变化是由其本身阻力和重力引起的。

3) 充气阶段 在伞衣和伞绳全长拉直后，主伞开始充气。在主伞充气过程中，由于空气阻力急剧增加，系统的速度迅速地由 v_L 减小到主伞完全充满时的速度，这一瞬间的速度称为充满速度，用 v_m 表示。充气阶段所占用的时间称为充满时间，用 t_m 表示。在充气过程中，由于系统突然减速而产生的作用在跳伞员身上的载荷称为开伞动载，用 F_K 表示，开伞动载的最大值用 F_{Kmax} 表示。 F_{Kmax} 和 t_m 是衡量一具降落伞性能好坏的重要指标。

从打开伞包到伞衣完全张满所需要的时间通常称为开伞时间，用 t_K 表示。显然， $t_K = t_L + t_m$ 。

4) 稳降阶段 伞衣充满瞬间，由于惯性影响，系统的速度还比较大，此时系统阻力还大于系统重力，从而继续产生减速度。在稳降阶段才把系统速度减到系统所产生的阻力等于系统重力，该速度称为稳定下降速度 v_{st} 。

$$G_{zt} = \frac{1}{2} \rho v_{st}^2 (C_s A_s + C_w A_w)$$

$$v_{st} = \sqrt{\frac{2G_{zt}}{\rho (C_s A_s + C_w A_w)}} \quad (3-1)$$

式中 G_{zt} —— 伞系统重量所产生的重力；

C_w 、 A_w —— 悬挂物体的阻力系数和特征面积。

显然，系统接近地面时的 v_{st} 即为着陆速度 v_z ，其关系式为

$$v_z = \sqrt{\frac{2G_{zt}}{\rho_0 (C_s A_s + C_w A_w)}} \quad (3-2)$$

因此，如果主伞刚充满不经过稳降阶段就着地，那还不能保证安全。为了确保跳伞员的生命安全，要求稳降阶段至少有2~3s时间。在实际使用中一般有10s。

以上介绍的是救生伞的一般开伞程序，至于目前采用的弹射救生系统，则开伞前还有弹射阶段。

第二节 降落伞的气动性能

一、降落伞的透气量

降落伞的透气量与降落伞的性能密切相关。所以在研究降落伞的性能之前，必须对降落伞的透气量有所了解。

1. 伞衣织物透气量

伞衣织物透气量是伞衣材料的重要物理性能，它与织物经纬密度、经纬纱支数、纱线拈度等因素有关。为了衡量这一特性，用在一定的压差下，在单位时间内，通过单位面积织物的空气体积来表示，称为织物透气量 (W_z)。目前各国所采用的织物透气量标准不完全相同，见表3-1。

表 3-1

标 准	中 国	苏 联	美 国	英 国
压 力 差	49Pa (5mmH ₂ O)	49Pa (5mmH ₂ O)	124.5Pa (12.5mmH ₂ O)	2489Pa (249mmH ₂ O)
透气量单位	L/m ² ·s	L/m ² ·s	(1/5)L/m ² ·s	(1/5)L/m ² ·s

为了便于使用，织物透气量还可以用无量纲形式表示，称为有效透气量。有效透气量 (W_y) 定义为通过织物的气流平均速度 v_q 与自由气流速度 v 之比，即

$$W_y = v_q / v \quad (3-3)$$

此处所说的自由气流 v 是指对应的动压 $\frac{1}{2} \rho v^2$ ，相当于织物两面的压差。

2. 伞衣结构透气量

伞衣织物透气量 (或有效透气量) 的大小还不能完全表示降落伞的透气量，因为有些降落伞，为了某种原因需要在伞衣上开许多孔或缝，这就很明显地增加了伞衣的透气性，这一部分的透气性用结构透气量 (W_j) 表示，它定义为伞衣开孔面积与伞衣总面积之比，用百分比表示，即

$$W_j = \frac{A_k}{A_s} 100\% \quad (3-4)$$

式中 A_k 为伞衣开孔总面积。

这一概念目前也有用填满系数表示，填满系数是指织物所占面积与伞衣总面积之比。

3. 伞衣总透气量

伞衣总透气量即为降落伞透气量，它应包括有效透气量和伞衣结构透气量两部分。为了便于计算，现将织物的有效透气量用百分比表示，定义为相对透气量 W_r ，即

$$W_z = W_y 100\% \quad (3-5)$$

伞衣总透气量 W_s 为

$$W_s = W_z(A_s - A_k - A_j)/A_s + W_j \quad (3-6)$$

式中 A_j 为伞衣上不透气面积。

4. 压差对织物透气量的影响

织物透气量对伞衣充满过程影响很大,而在充满过程中伞衣内外压力差远远大于49Pa (5mmH₂O)。因此我们不但要知道压力差 $\Delta p = 49\text{Pa}$ 时的织物透气量,而且要知道压力差很大时的透气量。为此进行了各种织物透气量的测定工作。试验表明织物透气量(或者说空气流过织物的速度)随压差增加按

$$\Delta p = av_q + bv_q^2$$

关系而增加。式中 a 、 b 是织物特性系数,在压差为1000~50000Pa范围内都保持不变。但当压差达到临界压差时,此时流过织物小孔的速度达到音速,进一步增大压差也不会使气流速度 v_q 增加。因此,对织物透气量 W_z 来说就不再增大了。而对有效透气量来说,随着 Δp 增加, v_q 增大,直到等于音速, v 还在不断增加。因此,有效透气量在大于临界压差时,将随压差增加而下降。

二、附加质量

1. 附加质量的概念

根据力学理论可知,一个质量为 m 的圆球,在真空中作匀速运动时,不会产生阻力;作变速运动时(加速度为 a)会产生一个数值为 ma 的惯性力。根据流体力学理论可知,一个质量为 m 的圆球在理想流体中作匀速运动时,同样不会产生阻力;但作变速运动时,则会产生一个数值为 $(m + m_f)a$ 的惯性力。如在实际流体中作匀速运动时,则会产生一个由压差和摩擦合成的阻力 Q ;而作变速运动时,则会产生一个数值等于 $(m + m_f)a + Q$ 的力。可见附加的一个 $m_f a$ 力与流体是否有粘性无关,只产生于物体作不稳定运动时,是克服周围流体惯性所附加的能量。力的作用方向与加速度方向相反。在加速运动时与运动方向相反,是个阻力;在减速运动时与运动方向相同,是个推力。无论是阻力还是推力均是一个阻碍物体变速的力,其效果好象在物体上增加了一个“附加质量 m_f ”一样。我们就称这个增加的质量 m_f 为附加质量。因为物体实际上质量并不增加,所以也称为虚假质量。

对于简单的实心物体(如球体、圆盘),在理想流体中作加速运动时的附加质量已经从理论上计算出来了。球体的附加质量是与球体积大小相同的流体质量的一半;而圆盘是与半径为圆盘半径的球体体积相同的流体质量的0.637倍。用公式表示为

$$m_{f\text{球}} = 0.5\rho \frac{4}{3}\pi R^3 \quad (3-7)$$

$$m_{f\text{盘}} = 0.637\rho \frac{4}{3}\pi R^3 \quad (3-8)$$

物体在实际流体中作变速运动时所受的力为

$$F = ma + m_f a + Q \quad (3-9)$$

式中 ma —— 物体惯性力;

$m_f a$ —— 物体附加惯性力;

Q —— 物体稳定运动的阻力。

如果将 $m_f a$ 和 Q 合在一起, 用一个总阻力表示, 也写成一般的阻力表达式 $\frac{1}{2} \rho v^2 C A$, 则

$$F = ma + \frac{1}{2} \rho v^2 C A \quad (3-10)$$

$$C = \frac{F - ma}{\frac{1}{2} \rho v^2 A} \quad (3-11)$$

当然, 这里的阻力系数 C 不等于稳定运动时的阻力系数。据资料介绍用一个实心的球体, 在实际流体中作变速运动时, 测出其阻力系数 C , 如图3-3所示。

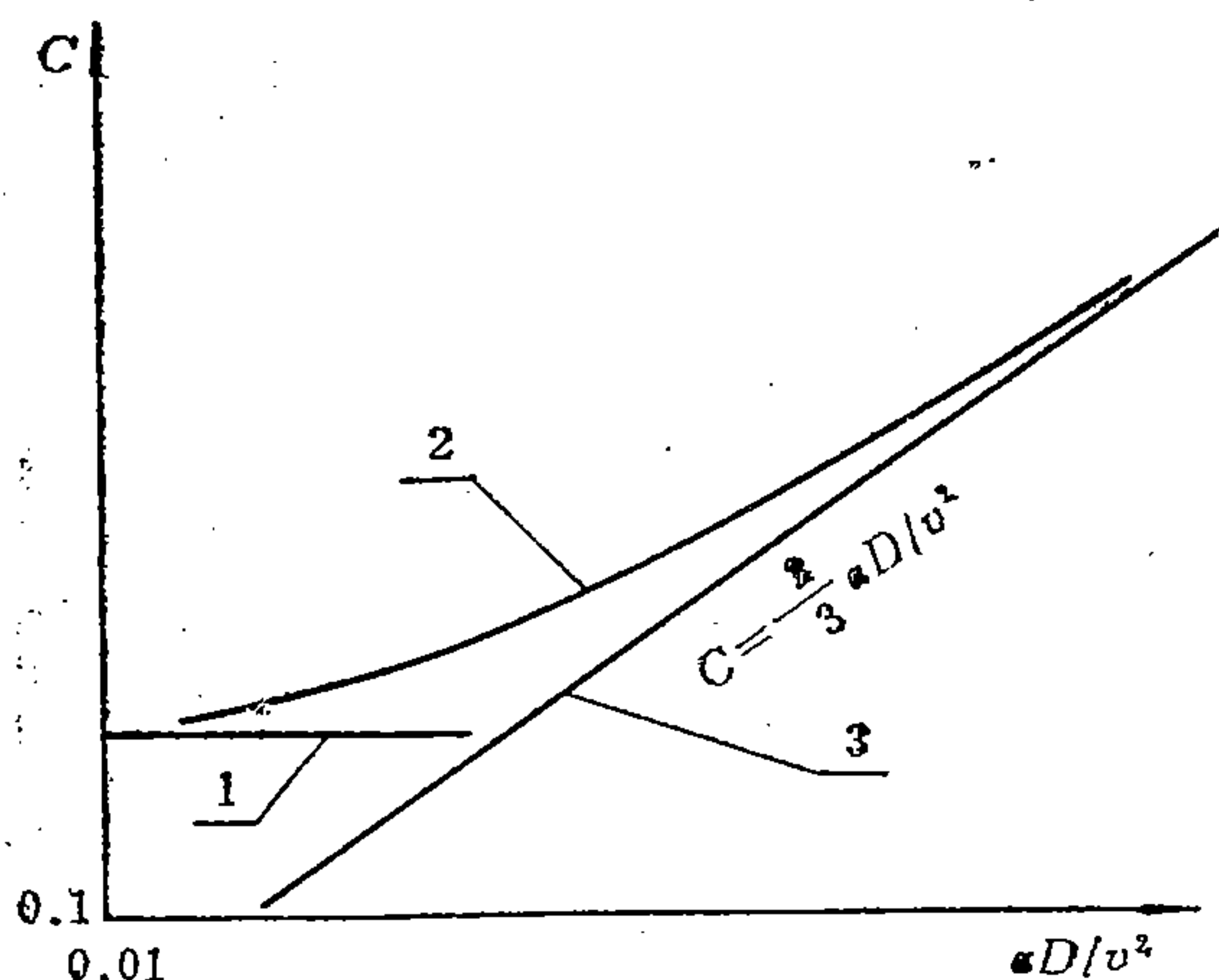


图3-3 阻力系数与无因次加速度的关系

1—在实际流体中作等速运动 2—在实际流体中作变速运动 3—在理想流体中作变速运动

下面我们来推导这个实心球体在理想流体中作变速运动时的阻力系数 C 值。在理想流体中, 运动物体不受到阻力 Q 作用。将式(3-7)代入式(3-9)得

$$F = ma + m_f a = ma + \frac{2}{3} \rho \pi R^3 a$$

将此式代入式(3-11)得

$$C = \frac{\frac{2}{3} \rho \pi R^3 a}{\frac{1}{2} \rho v^2 \pi R^2} = \frac{2}{3} \frac{aD}{v^2} \quad (3-12)$$

式中 D 为球体直径。

根据图3-3所示, 可以看出当 aD/v^2 较大时, 即加速度和物体尺寸较大时, 阻力系数接近由位流理论分析中所得的理论值。当 aD/v^2 较小时, 即加速度和物体尺寸较小时, 阻力系数接近匀速运动时的阻力系数。就是说, 当物体运动速度很大, 而加速度和尺寸很小时, 由物体粘性而引起的阻力是占主导地位; 当速度很小而加速度和尺寸很大时, 运动的阻力主要产生于克服周围流体惯性的阻力。降落伞在开伞过程中正好属于后者。因此, 在降落伞开伞动载计算过程中必须考虑附加质量的影响。

其次降落伞系统质量比较小而附加质量的量值与它是同量级的, 因此也不能忽略。

2. 降落伞附加质量的确定

降落伞本身是一个质量很小而尺寸很大的物体，在空气中运动时，它不但象实心球体一样，在变速运动中要克服周围流体惯性，而且在伞衣内部还包含着大量的空气。特别在降落伞开伞过程中，由于伞衣体积扩大，无论是伞衣外表面所带动的空气或伞衣内所包含的空气量均在增加。为了便于理解，我们把降落伞的附加质量分成两部分：

1) 伞衣内含质量 m_a 伞衣内所包含的空气质量 m_a 等于空气密度乘伞衣内的容积，即

$$m_a = \rho V \quad (3-13)$$

式2中 V 为伞衣内的容积，随充气过程而变化。

2) 伞衣表观质量 m_b 伞衣表观质量即我们前面介绍的实心球体的附加质量概念，它只在作不稳定运动时才体现出来。降落伞的附加质量 m_f 就是内含质量和表观质量之和。即

$$m_f = m_a + m_b \quad (3-14)$$

据资料介绍，对于某些形状的物体，在理想流体内作变速运动时的附加质量列于表3-2中。

表 3-2

形 状	质 量 比		
	$m_f / \frac{4}{3} \rho \pi R^3$	$m_a / \frac{4}{3} \rho \pi R^3$	$m_b / \frac{4}{3} \rho \pi R^3$
实心球体	0.5	0	0.5
空心半球体	1.07	0.5	0.57
空心深球体(210°)	1.33	0.69	0.64
带小孔的空心球体	1.5	1	0.5

3) 降落伞附加质量的计算 关于降落伞附加质量的计算，尚无统一方法，现将目前常用的一种方法介绍如下：

降落伞附加质量

$$m_f = \frac{4}{3} \pi R^3 \rho \quad (3-15)$$

此式的物理意义就是附加质量 m_f 在数量上等于半径为 R 的球体内所包含的空气质量（图3-4）。在伞衣充气初期（ R 较小，圆锥台高度较大），以 R 为半径的圆球容积显然小于伞衣内真实容积（图3-4a）；在充气后期（ R 较大，圆锥台高度较小），以 R 为半径的球体容积将大于伞衣内真实容积（图3-4b）。由此可知这种附加质量的计算方法，在充气初期偏小，而在接近充满时偏大。但这种方法计算比较方便，因此目前较常用。

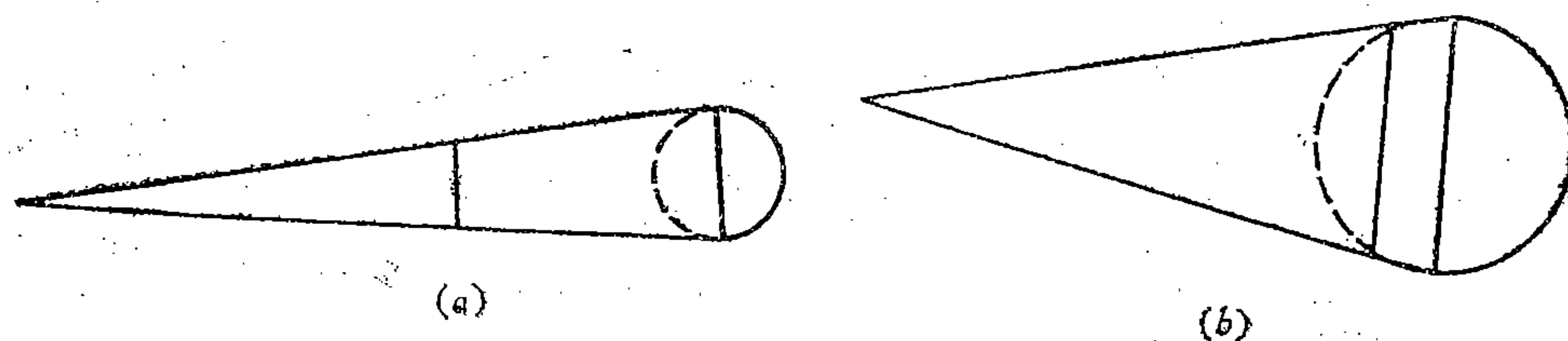


图3-4 用球体容积表示附加质量的情况

三、救生伞的阻力和阻力系数

1. 救生伞的阻力

物体在空气中运动时，有空气动力产生。这些空气动力可以合成一个合力，然后按飞行方向将此合力分解为平行于飞行方向的一个分力和垂直于飞行方向的一个分力。前者指向后，叫阻力；后者叫升力。降落伞能减低物体下降速度，主要是由于空气阻力作用的结果；救生伞的阻力是由摩擦阻力和压差阻力组成。

1) 摩擦阻力 空气和其它流体一样具有粘性，当空气流过物体时，产生附面层。紧贴物体表面的一层空气流速为零，说明这层空气必然受到物体表面给它一个与气流方向相反的力 F' 。根据作用与反作用定律，空气必然要给物体表面一个与物体运动方向相反的反作用力 F ，此力就是物体表面的摩擦阻力（图3-5）。

摩擦阻力与附面层性质有关。附面层按其性质可分为层流附面层和紊流附面层。层流附面层的特点是：空气分层流动，各层互不混淆，空气微粒没有强烈的上下流动。在紊流附面层内，空气微粒上下运动。层流附面层厚度较薄而紊流附面层较厚。它们的速度分布也不同，紊流附面层中紧贴物体表面处的速度梯度大。根据理论计算和试验，均表明紊流附面层的摩擦阻力要比层流附面层的摩擦阻力大得多。

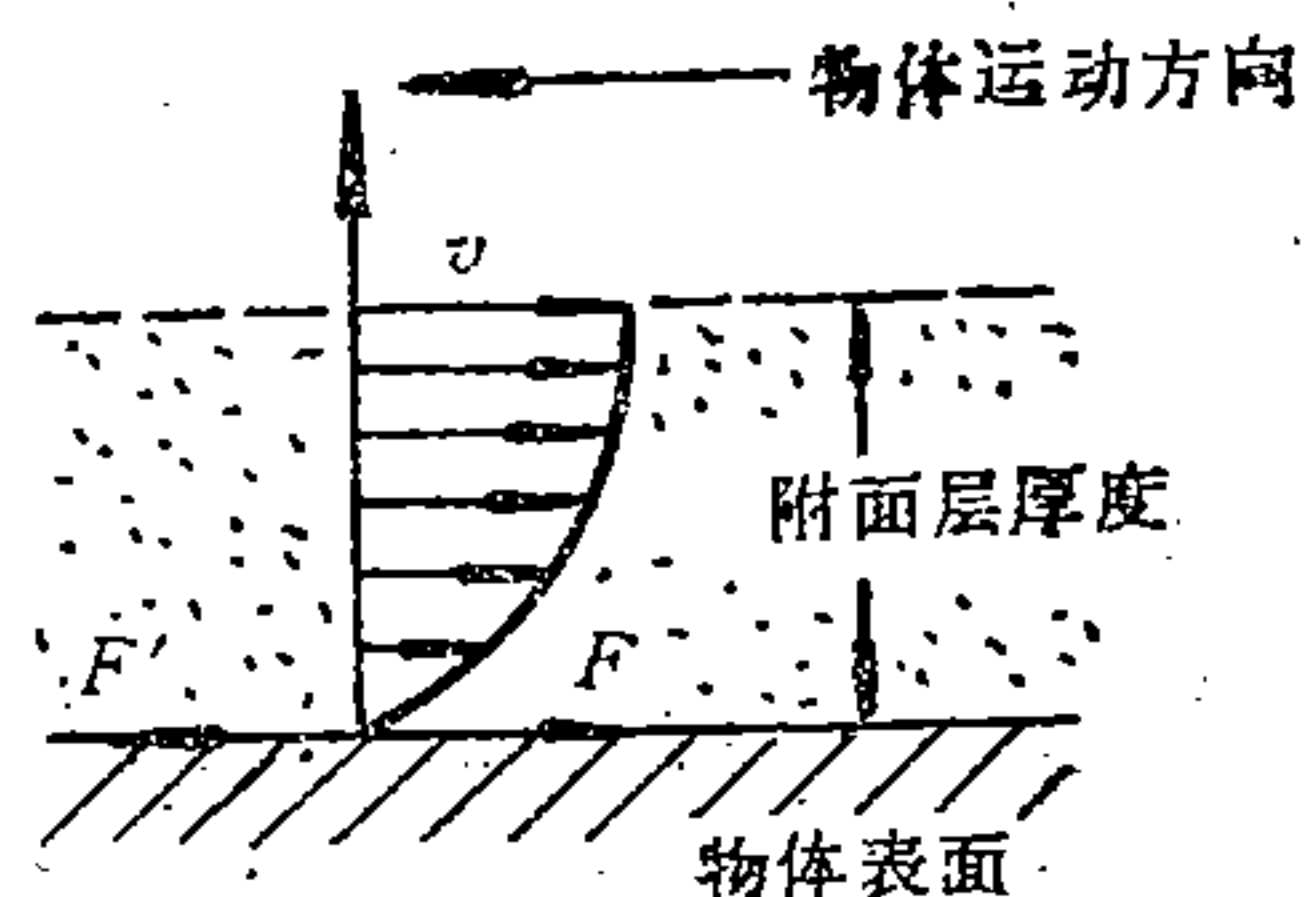


图3-5 摩擦阻力

2) 压差阻力 气流流过物体，在物体前面气流受阻，流速减慢，压力增大；在物体后部，由于气流分离形成涡流区，压力减小。这样，在物体前后便产生压力差，形成阻力。这种由前后压力差形成的阻力叫压差阻力。降落伞是个高阻力的非流线体，它的压差阻力大大超过它的摩擦阻力。

2. 降落伞阻力系数的定义

物体在空气中运动时产生阻力的大小与运动速度、空气密度、物体形状和尺寸等因素有关，可用下式表示，即

$$Q = C \frac{1}{2} \rho v^2 A \quad (3-16)$$

式中 C 为阻力系数，表示物体运动时受空气阻碍的程度，它和物体形状、物体在气流中的位置及雷诺数等有关。式中 A 是特征面积，显然，选择特征面积的方法不同，其阻力系数也会相应地变化。因此，降落伞的某一阻力系数必须针对某一特征面积而言，否则便无实际意义。在目前应用中，选取降落伞特征面积的方法有两种：一是选取降落伞的展开面积（又称名义面积） A_s ，它是包括伞顶孔和结构开洞在内的伞衣总面积，其相应的阻力系数以 C_s 表示，这是最常用的一种方法；另一种方法是取降落伞充满后的最大投影面积 A_f （又称迎风面积），其相应的阻力系数以 C_f 表示。由于降落伞充满后的最大投影面积不易测量，所以一般情况不采用这种表示法。

在特殊情况下，例如收口伞衣的“灯泡”状态不易选用特征面积，所以在降落伞的计算中又采用了一个专门术语“阻力特征”。降落伞的阻力特征是其阻力系数与相应的特征面积之乘积，用 CA 表示。

3. 降落伞阻力系数的确定

降落伞阻力系数的确定可通过投放降落伞,测量出它的着陆速度以及当时的空气密度,根据悬挂物体的重量,通过下式进行计算:

$$C_s = \frac{G_s + G_u}{\frac{1}{2} \rho v_z^2 A_s} \quad (3-17)$$

式中 G_s ——降落伞所产生的重力 (N);

G_u ——悬挂物体所产生的重力 (N)

v_z ——着陆速度 (m/s);

A_s ——伞衣展开面积 (m²)。

例如:对人用伞进行了20具次的投放试验,设人体重量所产生的重力为843N,用摄影法测得平均着陆速度为5.87m/s,当时实测地面空气密度为1.225kg/m³,已知此伞的面积 A_s 为52.43m²,伞重量产生的重力 G_s 为122.5N。因此

$$C_s = \frac{843 + 122.5}{\frac{1}{2} \times 1.225 \times 5.87^2 \times 52.43} = 0.873$$

4. 各种因素对阻力系数的影响

设计降落伞的主要任务之一就是尽可能设计出一具阻力系数较大的伞衣来,以便在满足相同着陆速度条件下,尽可能减小伞衣的面积。为此,必须了解各种因素对阻力系数的影响。

影响降落伞阻力系数的因素很多,下面分别讨论透气量、速度、雷诺数和伞衣形状等因素的影响。

1) 透气量的影响 降落伞阻力主要是由压差阻力产生的。因此降落伞的阻力 Q 可以近似写成压差和投影面积的乘积,即 $Q = \Delta p A_i$ 。

在相同速度下,伞衣透气量大,伞衣内外压差小,所以伞衣透气量与阻力系数成反比。

2) 速度的影响 当下降速度在7m/s以下时,若减小速度,则阻力系数显著增加,如图3-6所示。这是由于速度减小,伞衣充满后外形变平,投影面积增加,从而使以展开面积为基准的阻力系数增加,伞衣充满后的形状越深,如平面型伞衣,阻力系数随速度的变化越显著。而对有围幅的和稳定性好的伞衣来说,由于受围幅的限制,投影面积变化不

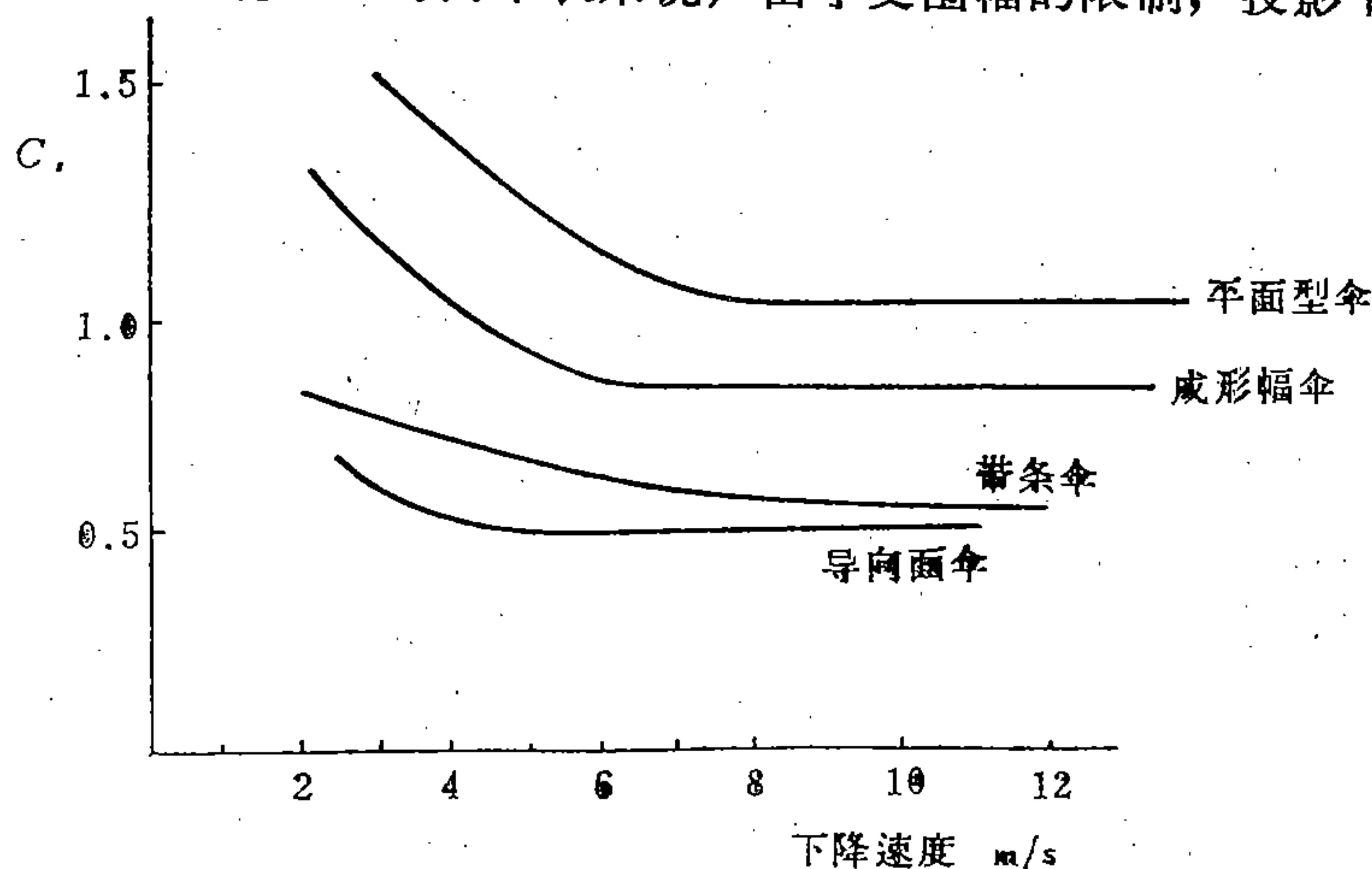


图3-6 下降速度与阻力系数的关系

大, 因而阻力系数变化不显著。

3) 雷诺数的影响 由空气动力学可知, 雷诺数 Re 的大小决定了运动物体表面上的附面层型式(是层流还是紊流)。在小于物体临界雷诺数时, 雷诺数对于物体的气动特性有很大的影响; 而在大于物体的临界雷诺数时, 则其影响不太显著。由于充满后的伞衣形状类似于一个钝头物体, 易使气流分离, 所以雷诺数对其阻力系数的影响不显著。试验表明, 雷诺数 Re 在 $1.5 \times 10^5 \sim 1.3 \times 10^7$ 范围内, 平面圆形伞的阻力系数基本上不变。

4) 伞衣形状的影响 伞衣形状对其周围空气的流动影响很大。伞衣呈流线型, 则它运动时受到的空气阻力就小。例如平面圆形伞的阻力系数就比方形伞小些。又如相当于平面圆形伞抽掉几幅后拼接起来的锥形伞, 由于减少了伞衣充满后底边的多余织物, 而使阻力系数大于平面圆形伞。更确切地说, 由平面圆形伞适当抽掉几幅而成的锥形伞, 充满后的投影面积不比平面圆形伞小。因此, 这两具伞能产生同样大小的阻力。但因锥形伞名义面积小, 所以使它相对于名义面积的阻力系数变大。

同一类型的伞衣由于其他结构参数的改变, 也会影响伞衣的形状而造成对阻力系数的影响。

例如伞绳长度, 从图3-7可以看出长伞绳对应的伞绳夹角 α (伞绳与伞衣轴线之夹角)小于短伞绳对应的伞绳夹角 α_1 , 显然, 长伞绳引起向内分力 F 必定小于短伞绳引起的向内分力 F_1 。所以伞绳越短 F_1 越大, 伞衣底边向内收缩得越多, 其结果导致了伞衣的最大投影面积减小, 使其阻力系数 C_x 减小。

又如伞绳数量。增加伞绳数量可使充满状态的伞衣最大投影面积有所增加。例如, 8根伞绳的伞衣最大投影面积比16根伞绳的伞衣最大投影面积为小, 如图3-8所示。适当增加伞绳数量可使 C_x 增加约10~15%。但伞绳数量继续增加, 伞衣最大投影面积不会再显著增大, 因而阻力系数 C_x 也不会显著增大。

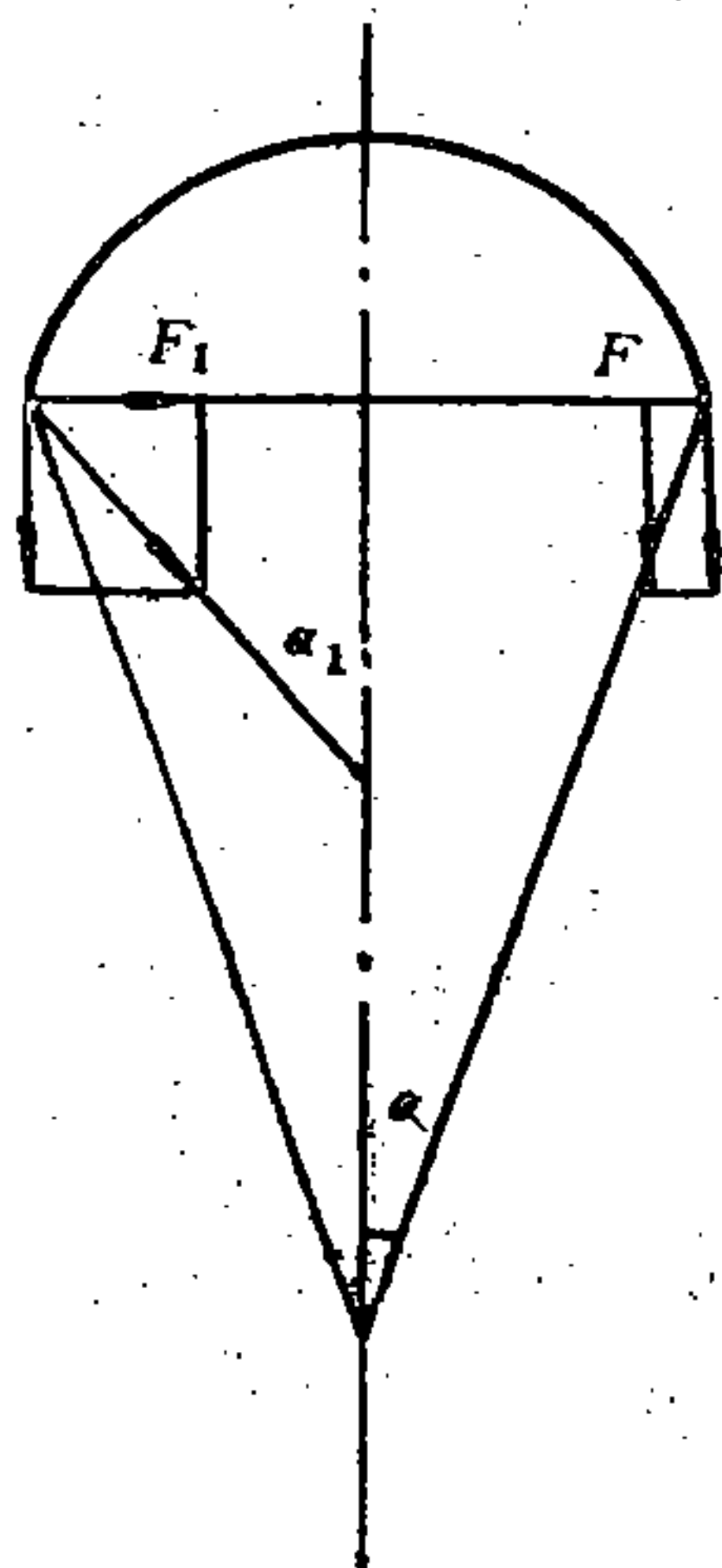


图3-7 伞绳长度对伞衣最大投影面积的影响

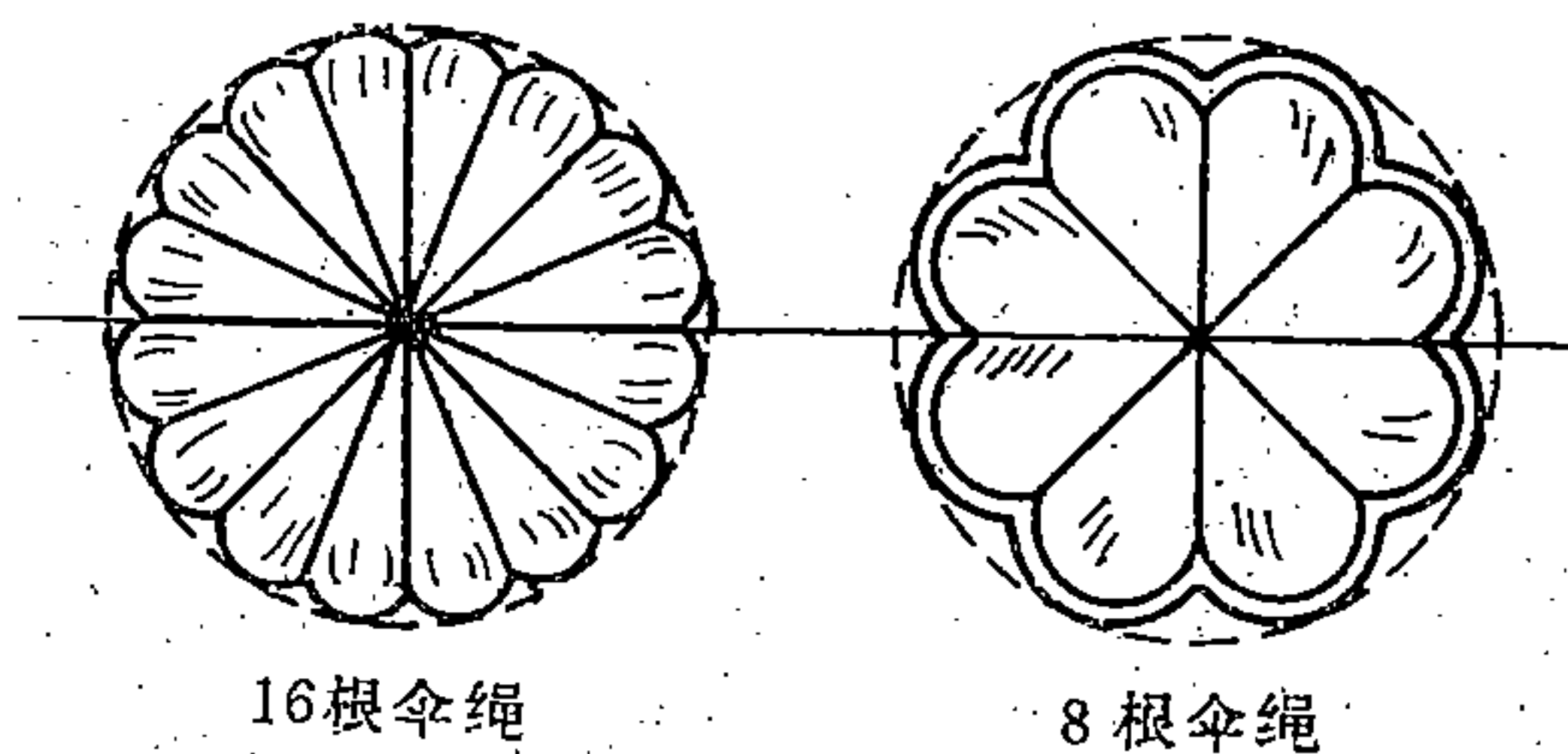


图3-8 伞绳数量与投影面积的关系

四、控制阻力特征的方法

当开伞速度较大时, 为了减小开伞动载, 要求在一段时间内控制降落伞的阻力特征。其方法之一是在伞衣底边收口。它由收口绳、收口环和解除收口装置组成。收口环分别缝固在伞绳与伞衣底边交接点的伞衣底边内侧; 收口绳穿过收口环和解除收口装置而结牢;

解除收口装置一般采用火药切割器。为了安全可靠，常采用两个切割器，只要有一个工作，便可切断收口绳。伞衣底边收口可以根据需要采用一次或多次收口，以便使伞衣的阻力特征发生一次或多次突变。这种方法比较简单，是目前最常用的方法。

伞衣收口的程度常用收口比表示。收口比是收口绳长度 L_{sk} 与伞衣底边长度 πD_s 之比，即 $L_{sk}/\pi D_s$ 。由于收口底边直径 $D_{sk} = L_{sk}/\pi$ ，所以收口比又可表示成收口绳圈直径（即收口伞衣底边直径）与伞衣名义直径之比，即 D_{sk}/D_s 。当已知收口比后，可以直接计算出收口绳长度。但它的缺点是全开伞的收口比小于1.0，且与伞的型别和伞绳数量有关，大体上在0.58至0.65之间。

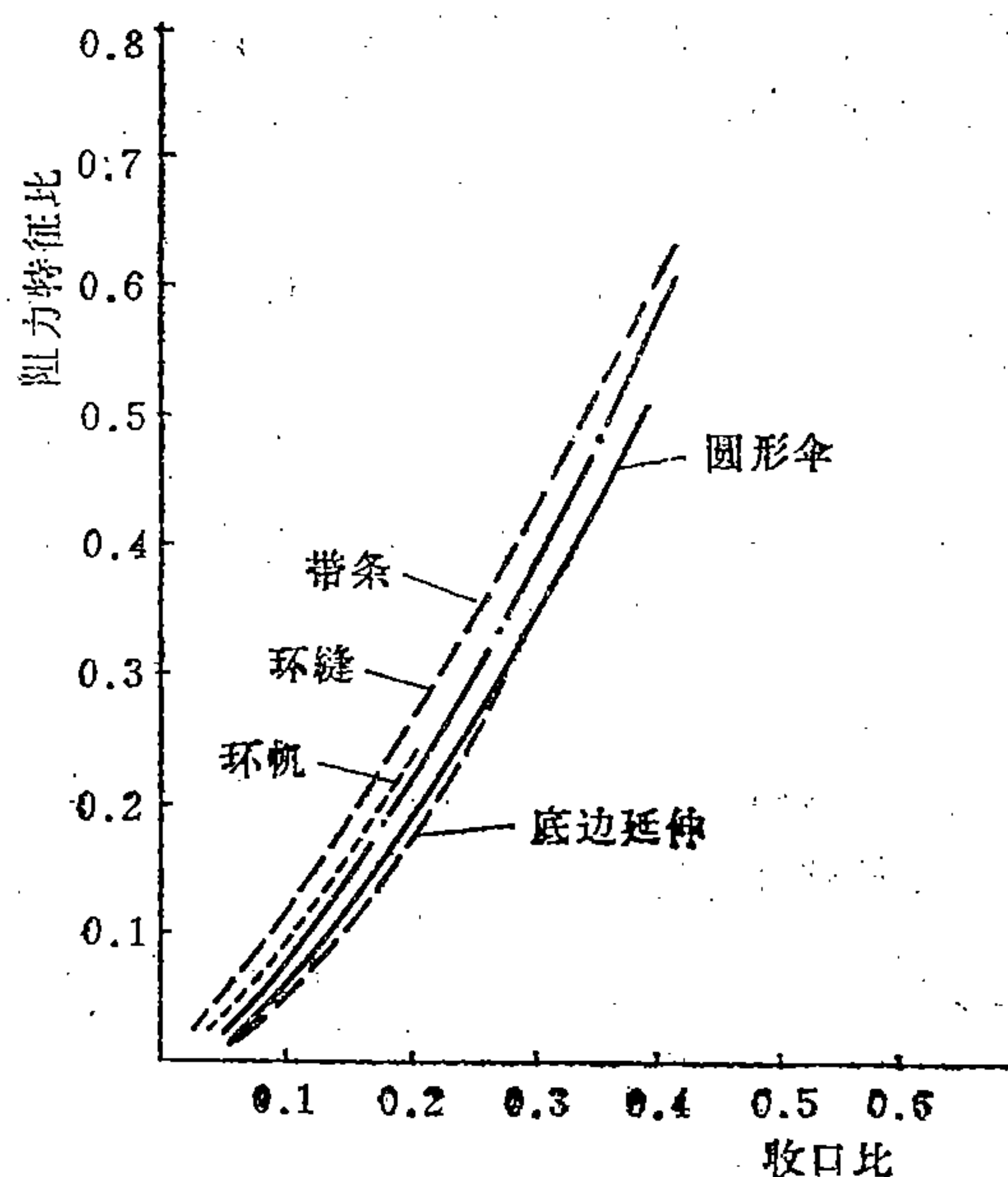


图3-9 收口比与阻力特征比

收口伞衣的阻力特征主要取决于收口绳长度和伞衣的透气量。收口绳长度决定了收口伞衣的进气口面积，也影响了伞衣投影面积。根据试验表明，各种伞衣的收口比与阻力特征比的关系如图3-9所示。伞衣的透气量则直接影响收口伞衣的最大投影直径，伞衣透气量愈小，伞衣向外张力就大，最大投影直径就大。反之亦然。

五、尾流

由空气动力学可知，空气是有粘性的，所以在运动物体的表面上产生了一层很薄的附面层，由于附面层的分离，在物体的后面必然会产生尾流区。

降落伞是一种减小物体运动速度或使其稳定的气动力减速装置。因此，降落伞总是拖曳在物体后面，它的气动特性必然会

受物体（或称前体）尾流的影响，使开伞性能变坏，使阻力系数减小。

根据气流和物体的运动情况，可把尾流分成两种状态。

1. 物体在静止的流体中运动

物体在静止的流体中运动时，由于运动物体与流体之间的动能传递，在物体所经过的轨迹附近，将出现一个扰动速度场（相应也存在一个压力场）。如果物体的运动速度为 v_∞ ，尾流内某一位置的扰动速度为 v ，显然 v 小于 v_∞ ，其分布规律如图3-10所示。离物体中心线愈远则扰动速度 v 就愈小；离物体尾部愈远，则扰动速度 v 也愈小，但受扰动的范围却越大。

2. 流体流过静止的物体

流体流过静止的物体时，由于物体的阻滞作用，其动能将会减小，同样在物体后部将出现一个扰动速度场。离物体中心线愈远或离物体尾部愈远，则气流的动能损失愈小，气流受物体的阻滞作用愈小。若未受扰动的原始气流速度为 v_∞ ，气流流经物体后的速度为 v' ，显然 v' 小于 v_∞ 。尾流流场的速度分布规律如图3-11所示。

尾流流场中的速度分布受各种因素的影响。如物和伞两者的外形、几何尺寸及其相对

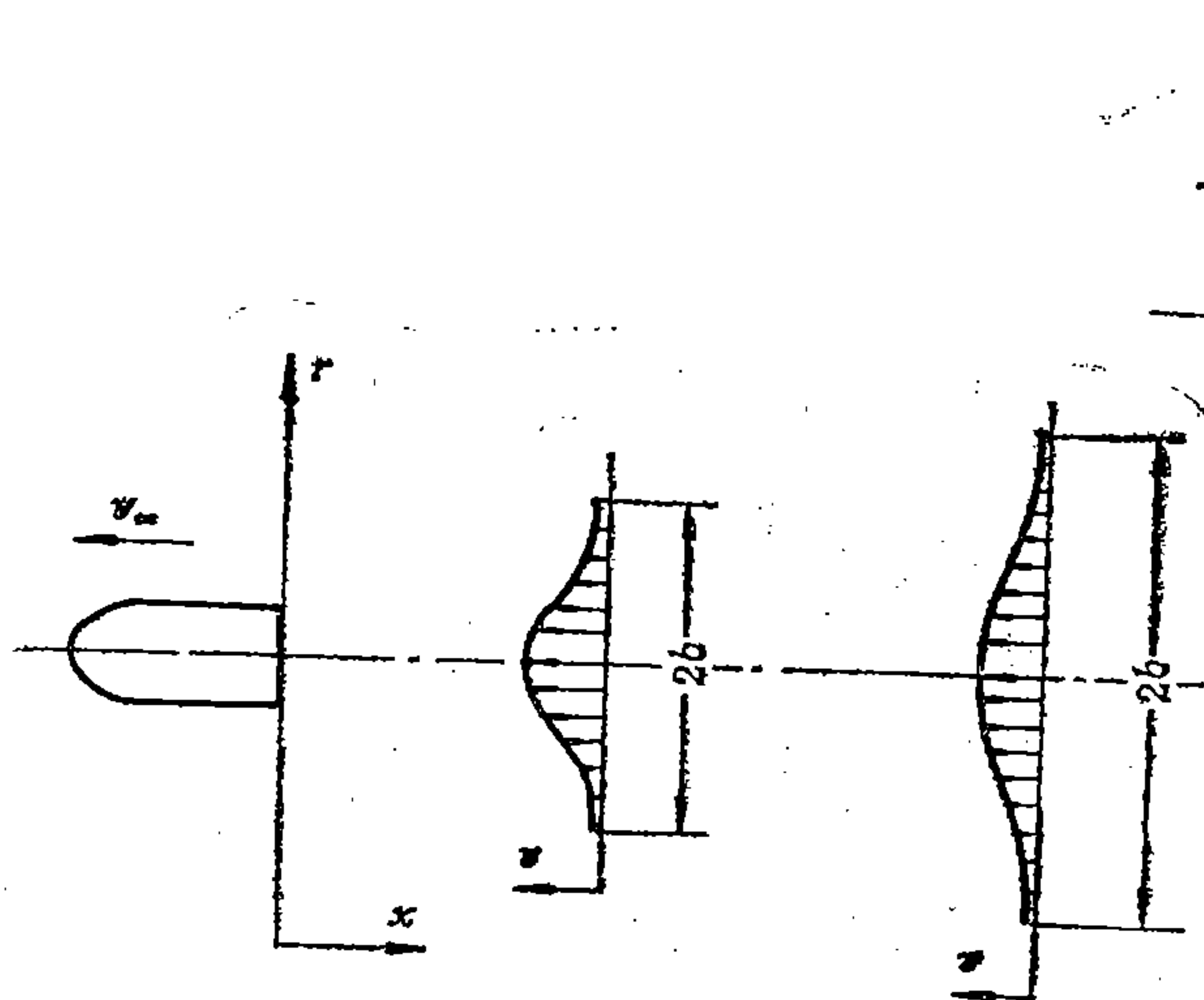


图3-10 物体运动时的尾流速度分布

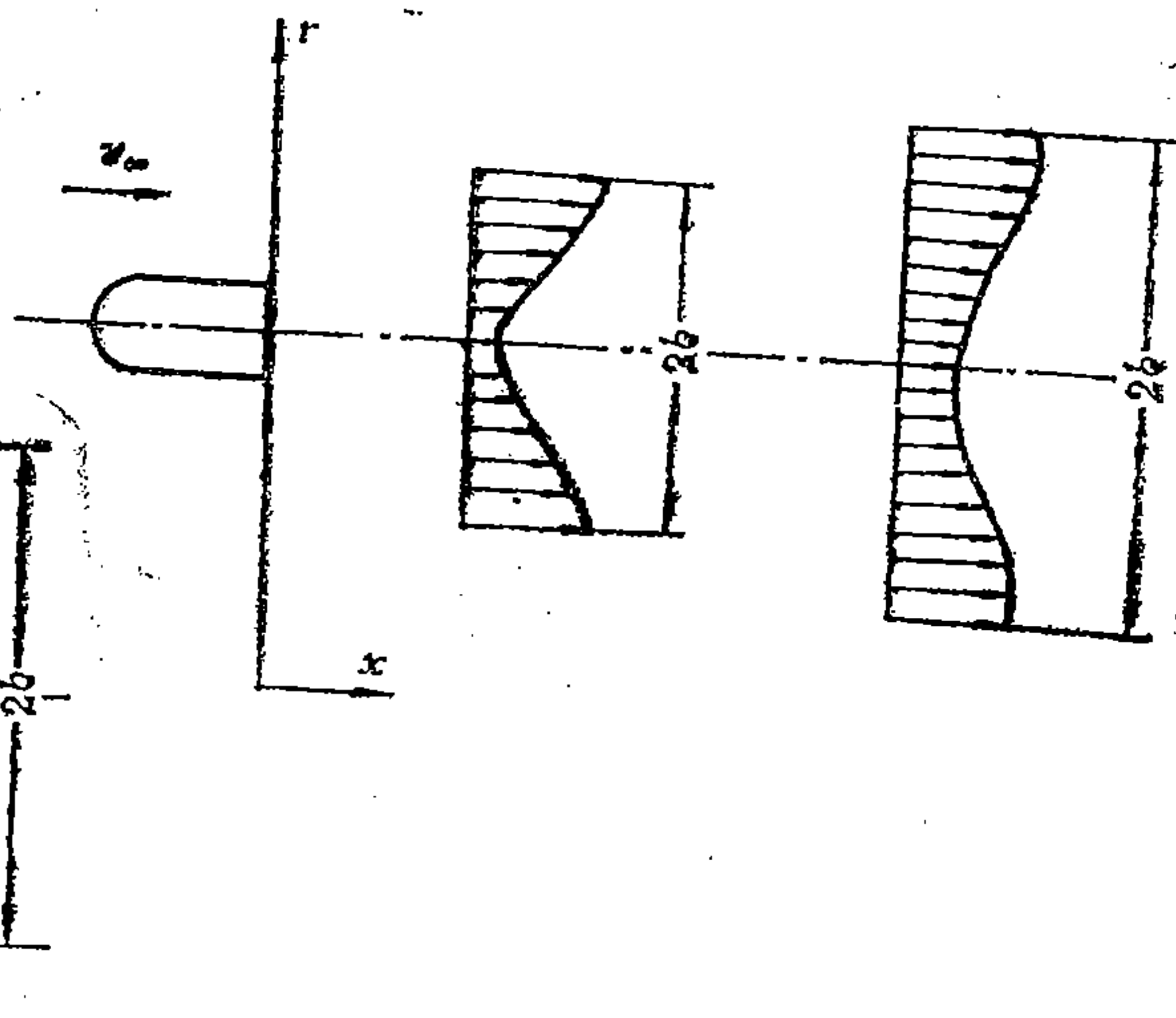


图3-11 流体流过物体时的尾流速度分布

位置、速度与高度等。由于尾流流场很复杂,虽然已有确定亚音速尾流流场的理论方法,但在实用中,确定尾流特性主要还是依靠实验或经验公式。

六、降落伞的充气性能

降落伞在开伞过程中,当主伞衣由伞衣套内拉出后,在一般情况下就立即充满。但在试验中,有时会发现降落伞不是立即充满,而在某些情况下甚至完全张不开。这说明伞衣只有在一定条件下才能充满。

为了说明降落伞的充满条件,先来研究降落伞的风洞试验情况。用一具透气量适中的模型伞,固定在风洞中进行吹风试验,风速逐渐由低到高。反复试验,一定会发现,降落伞在风速不太大时,能逐渐充气张满。当风速增加到某一值时,伞衣将形成“灯泡”状态(又称“乌贼”状态),伞衣不能充满。

如果风洞的风速再逐渐减小,则会发现,当风速小到某一值时,“灯泡”状态的伞衣便会又突然张开。人们称这一速度为临界充满速度。临界充满速度是指伞衣能充满的最大速度,也可以说是伞衣不能充满的最小速度。

另一种吹风情况是将伞衣模型固定在风洞中,风速逐渐由小到大,则伞衣在小风速情况下立即充满。但由于风速不断加大,当风速加大到某一值时,充满伞衣又开始收缩成“灯泡”状态。若再进一步增大风速,则伞衣的“灯泡”状态变化不大。一般称充满伞衣开始收缩的速度为临界闭伞速度。

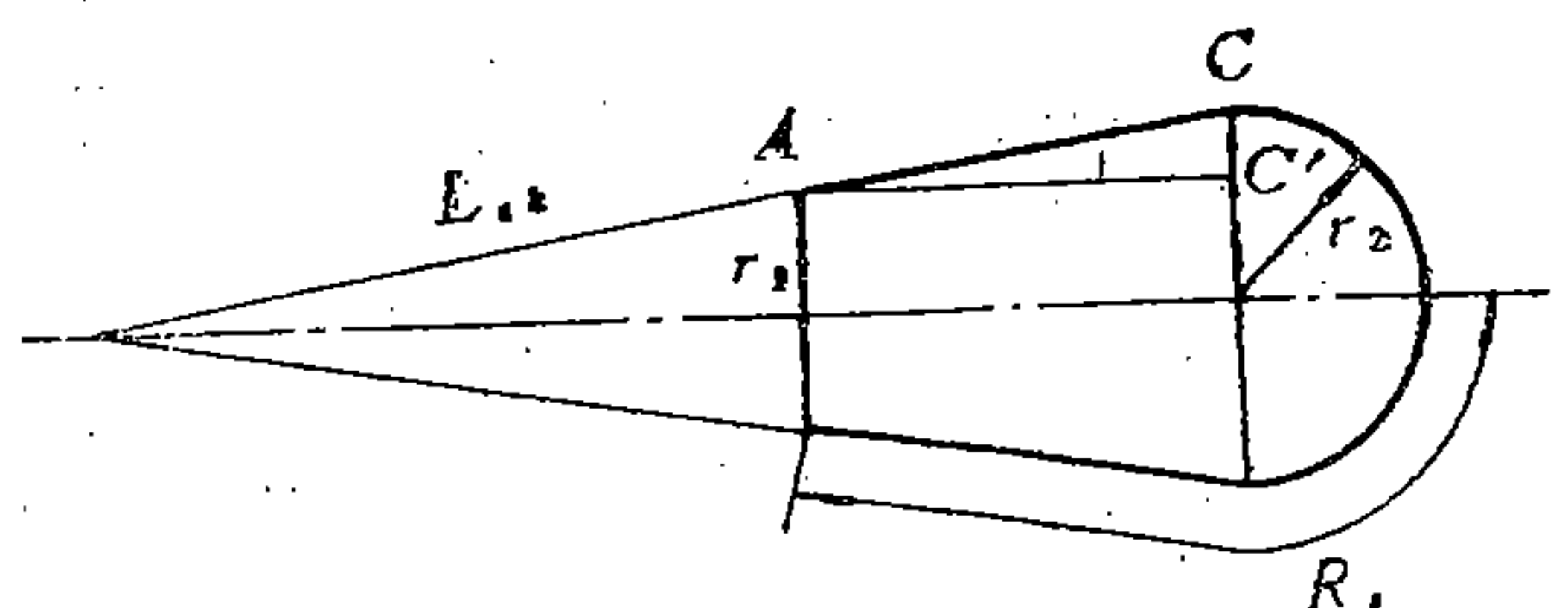


图3-12 未充满伞衣的模型

1. 临界充满速度 v_{Lm}

为了理解临界充满速度的物理意义,先研究未充满伞衣的充气情况,如图3-12所示。

伞衣充气过程中的外形可近似地认为由两部分组成：伞顶部分近似半球；底边部分近似圆锥台。伞衣充气过程是一个流进伞衣的空气体积大于流出伞衣的空气体积而使伞衣体积逐渐扩大的过程。现列出伞衣内的空气体积平衡方程。设空气为不可压缩（ $\rho = \text{常数}$ ），则伞衣容积变化为

$$\frac{dV}{dt} = n_1 \pi r_1^2 v_{\infty} - (2\pi r_2^2 - \pi r_d^2) v_q - n_2 \pi r_d^2 v_{\infty} \quad (3-18)$$

式中 v_{∞} 、 v_q —— 自由气流速度和透过伞衣织物的平均气流速度；

r_d —— 伞顶孔半径；

n_1 、 n_2 —— 入口气流和通过伞顶孔气流的速度修正系数。

当 $dV/dt > 0$ 时伞衣能充满，由式(3-18)可得充满条件是

$$(n_1 \pi r_1^2 - n_2 \pi r_d^2) v_{\infty} > (2\pi r_2^2 - \pi r_d^2) v_q$$

$$A > v_q / v_{\infty} \quad (3-19)$$

式中

$$A = \frac{n_1 \pi r_1^2 - n_2 \pi r_d^2}{2\pi r_2^2 - \pi r_d^2} \quad (3-20)$$

当 $A = v_q / v_{\infty}$ 时，此时 v_{∞} 即为此伞的临界充满速度 v_{Lm} 。

根据前面的分析可知，凡是能使伞衣进气口面积增加的因素，如增加伞绳数量和长度，就是提高临界充满速度的因素。而能使伞衣中空气流出量增加的因素，如伞衣织物透气量增加和伞顶孔增大，就是降低临界充满速度的因素。

2. 临界闭伞速度

前面已经讲到临界闭伞速度指的是伞衣已经充满，若此时流进的空气体积小于流出的空气体积时，伞衣会出现折叠。因此它的物理意义与临界充满速度分析相同，只是此时的伞衣形状是充满的形状。式(3-20)中伞衣进气口半径 r_1 几乎等于 r_2 ，因此 A 值将增大。这就是临界闭伞速度比临界充满速度要大的原因。

出现临界闭伞速度的现象很少见到，只有在高空开伞后，由于空气稀薄，阻力还小于物-伞系统的重力，速度还在继续增加，才有可能使速度增加到临界闭伞速度，出现伞衣折叠。

3. 伞衣充满条件

降落伞的开伞速度若大于临界充满速度，则伞衣不能充满。严格的说应是伞衣不能立即充满。过后是否能充满，还是有可能的。例如开伞速度虽大于临界充满速度，伞衣不能立即充满，但未充满的伞衣阻力大于人-伞系统的重力，则系统仍将减速下降，直到稳定下降速度 v_{sv} 。当系统的稳定下降速度 $v_{sv} < v_{Lm}$ 时，则伞衣仍可充满。

未充满伞衣的稳定下降速度可表示为

$$v_{sv} = \sqrt{\frac{2G_{xt}}{\rho(CA)_{sv}}} \quad (3-21)$$

式中 G_{xt} —— 人-伞系统重量所产生的重力；

$(CA)_{sv}$ —— 未充满伞衣的阻力特征。

试验表明，未充满伞衣的阻力特征为充满伞衣的 $1/10 \sim 1/16$ 。若取

$$(CA)_{sv} = \frac{1}{16} (CA)_s$$

则

$$v_{sv} = 4 \sqrt{\frac{2G_{st}}{\rho(CA)_s}} = 4v_{sd} \quad (3-22)$$

其中 v_{sd} 为充满伞衣的稳定下降速度（忽略了人体的阻力特征）。

因此，伞衣的充满条件便可表示为

$$4v_{sd} < v_{Lm} \quad (3-23)$$

即只要临界充满速度大于4倍的人-伞系统稳定下降速度，伞衣便能充满，只是充气时间很长。

在高空开伞或在低速弹射跳伞，可能会遇到小动压开伞的情况。在小动压情况下伞衣充满的必要条件是：未充满伞衣的阻力要大于伞系统（包括伞衣、伞绳及连接绳等）所产生的重力。因为只有满足上述条件，伞系统才有可能处于拉直状态，并开始进行充气。即

$$Q_{sv} = (1/10 \sim 1/16) (CA)_s \frac{1}{2} \rho v^2$$

若把未充满伞衣的阻力等于伞系统重力 G_s 时的速度定义为最小充满速度，以 v_{min} 表示，则

$$v_{min} = \sqrt{\frac{2G_s}{(1/10 \sim 1/16) \rho (CA)_s}} \quad (3-24)$$

从上式可以看出，一具伞衣的最小充满速度 v_{min} 与伞系统重力 G_s 和空气密度 ρ 有关。高度愈高，密度 ρ 愈小，显然 v_{min} 将增加。

根据以上分析可以清楚地看到开伞速度 v ：

若

$$\left\{ \begin{array}{ll} v_{min} < v < v_{Lm} & \text{伞衣能立即充满;} \\ 4v_{sd} < v_{Lm} < v & \text{伞衣过一会能充满;} \\ v_{Lm} < 4v_{sd} < v & \text{伞衣不能充满。} \end{array} \right.$$

4. 改进伞衣充满性能的方法

在一些情况下，需要提高伞衣的临界充满速度 v_{Lm} 值。如果 v_{Lm} 值接近于并略大于物-伞系统未充满伞衣的稳定下降速度 v_{sv} 的话，则伞衣充满就太缓慢了。为了使伞衣迅速充满，可采用以下方法：采用封顶布；在伞衣底边缘缝制鼓风袋或收边带；在合理范围内增加伞绳长度和数量；使用中心绳等方法。分别介绍如下：

1) 中心绳 为使救生伞的引导伞能迅速充气张满，一般在软质引导伞上均采用中心绳。中心绳的一端固定在伞顶孔上，另一端固定在伞绳汇交点上。利用中心绳的长度来控制拉下伞顶孔的距离。由于拉下伞顶孔，改变了伞衣的横剖面形状，从而增加了伞衣的阻力系数。当拉下伞顶孔的距离为伞衣展开直径的20~30%时，降落伞的阻力系数最大（此时中心绳的长度约等于伞绳的长度）。也由于采用适当长度中心绳后，伞绳受力减小，伞衣底边向内收缩力也减小，使伞衣进气口和投影面积增加。因此，这种方法已被用作缩短充气时间和增加阻力特征的方法。

2) 鼓风袋 沿伞衣底边，在各绳扣之间缝上鼓风袋。在伞绳全长拉直（若有伞衣套，则在伞衣从套中脱出时）瞬间，鼓风袋迅速充气张满，帮助伞衣底边迅速张开，以形成进气口，从而改善了主伞衣的充气性能。

3) 收边带 风洞试验表明, 选用适当长度的收边带, 可大大提高伞衣的临界充满速度。其原因是采用收边带, 相当于增加了伞绳的数量, 所以改善了伞衣的充气性能。

收边带有效长度 L_1 (见图3-13) 的选择以不减小完全张满伞衣的最大投影面积为宜。实验表明, 收边带的有效长度 L_1 与伞绳数量和伞衣底边的幅宽有关, 可用下式计算, 即

$$L_1 = a \cdot b$$

式中 b 为伞衣底边的幅宽; a 为与伞绳数量有关的系数, 可由图3-13查得。伞衣底边的截距 L_2 由实验确定, 也与伞衣底边的幅宽 b 有关, 一般取 $L_2 = 0.14b$ 。

为了便于与伞衣底边的缝接, 收边带应留有缝接长度, 两端头的缝接长度一般为50~75mm。选取收边带的强度一般不小于相应伞绳强度的50%。

4) 增加伞绳长度 伞绳长度增加, 阻碍伞衣张满的作用力减小, 因此伞衣易于张满。

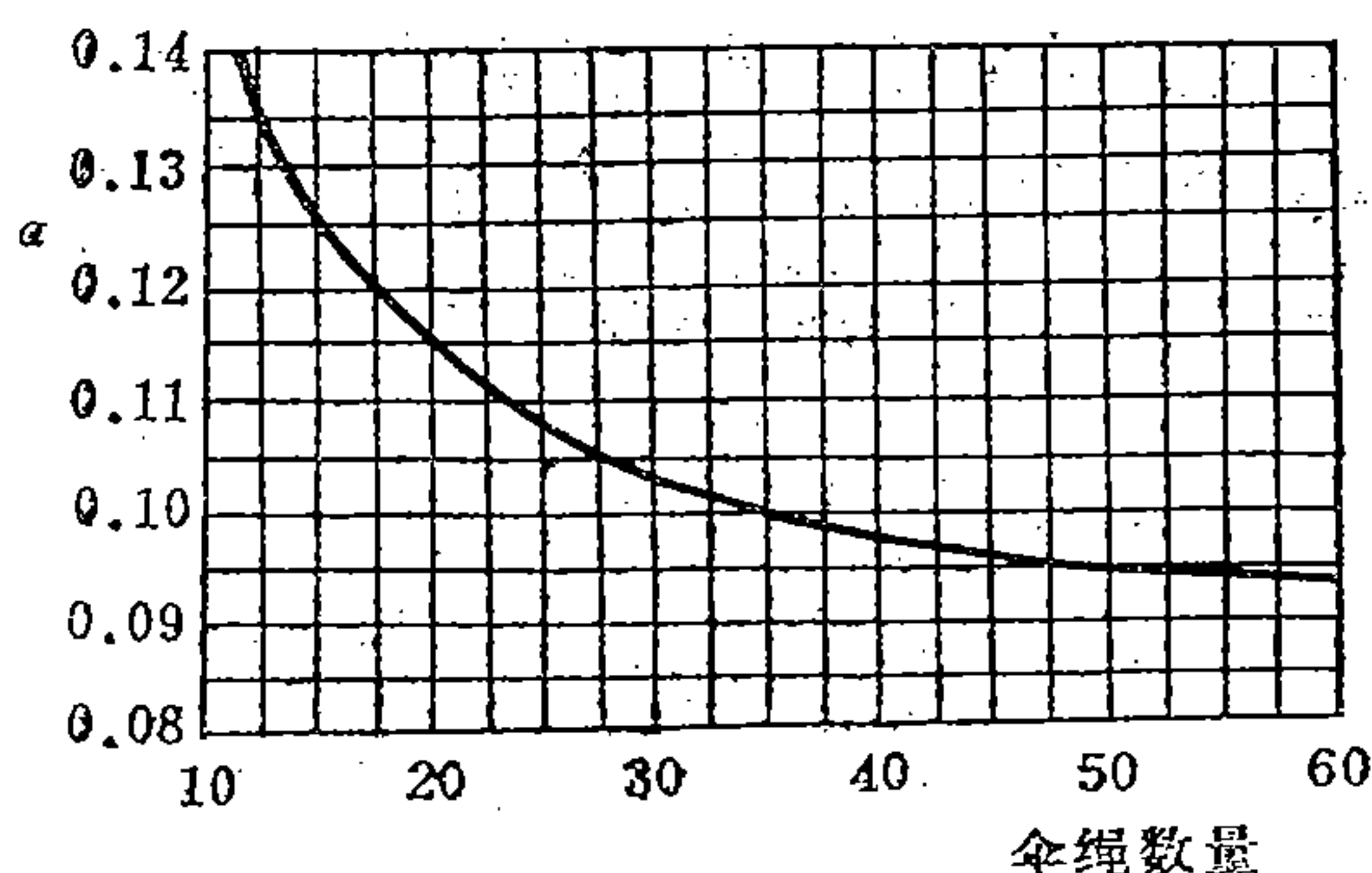
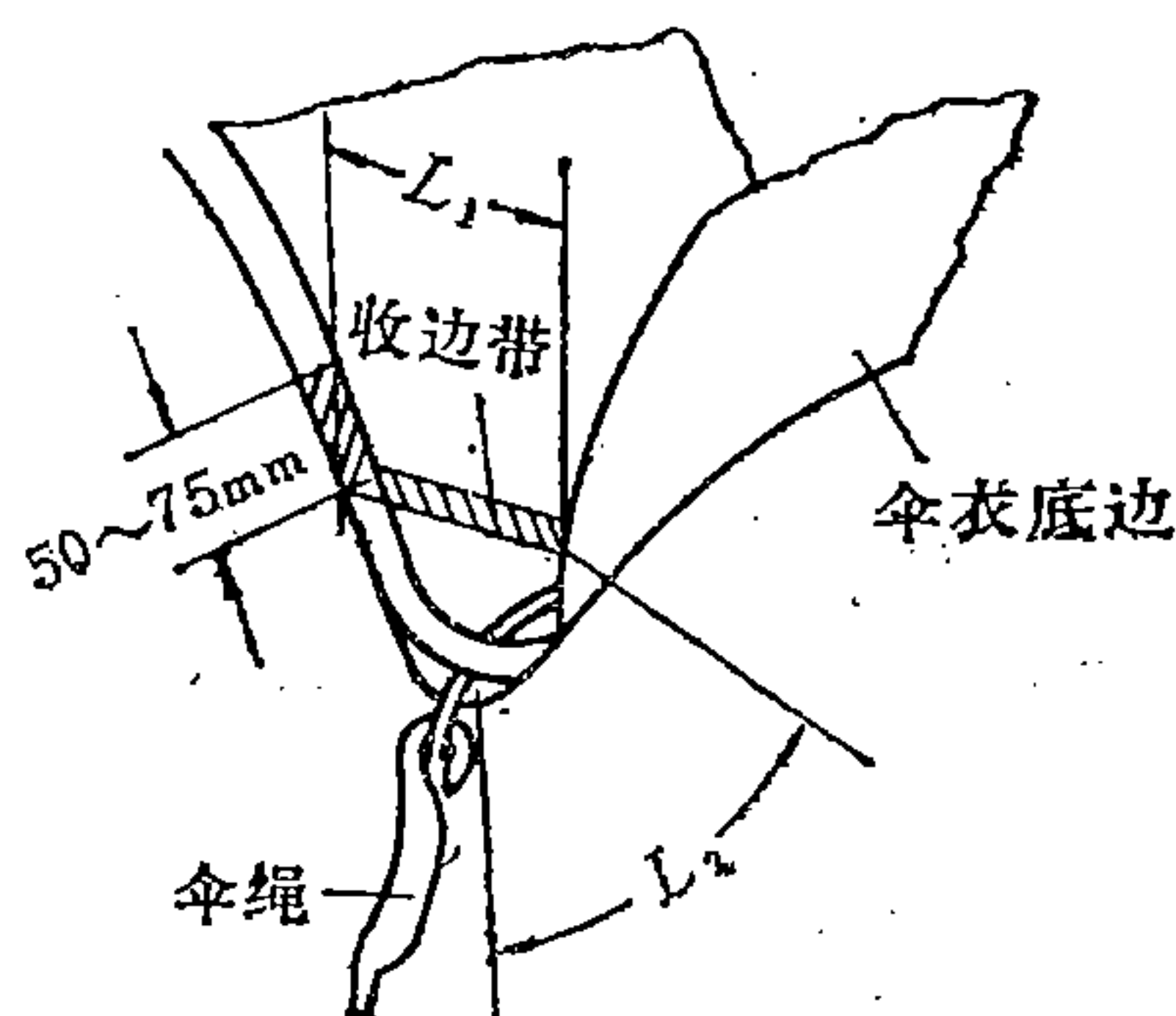


图3-13 收边带

第三节 降落伞开伞过程计算

降落伞开伞过程是指从打开伞包到人-伞系统达到稳定下降为止的整个过程。

降落伞开伞很复杂。在很短的时间内, 伞系统的外形、质量及各部分的相对位置都发生急剧的变化。因而开伞过程的计算不仅需要空气动力学等方面的知识, 而且往往需要借助各种经验数据来完成。

开伞过程计算的任务主要有:

- 1) 计算开伞过程中人-伞系统运动参数 (x , y , θ , v , h) 的变化;
- 2) 计算作用于人体和伞系统上的载荷。

为了叙述方便, 把自由坠落阶段的计算也放在本节内介绍。下面将按照开伞过程四个阶段 (自由坠落、拉直、充气和稳定下降), 依次介绍其计算方法。

一、自由坠落阶段

1. 延迟跳伞

延迟开伞的目的, 在战术上是为了缩小目标。因为伞衣张开后, 其目标非常明显, 易被敌人发现; 在技术上, 高空跳伞时采用延迟开伞, 能缩短跳伞员在空气稀薄和低温空间的停留时间; 在高速离机时采用延迟开伞可减小开伞动载。

自由坠落阶段中, 跳伞员的速度变化是由于其本身的重力和空气阻力而引起的。当自

由坠落时间较长时,跳伞员有可能达到这样一个速度,即跳伞员所产生的空气阻力等于自身重力,此时跳伞员将以恒速坠落(只是由于空气密度变化而略有变化)。这个速度通常称为“极限速度”,以 v_j 表示。

根据极限速度定义,有

$$G_{zt} = \frac{1}{2} \rho v_j^2 C_w A_w$$

因此

$$v_j = \sqrt{\frac{2G_{zt}}{\rho C_w A_w}} \quad (3-25)$$

2. 自由坠落阶段的轨迹计算

在自由坠落阶段中跳伞员可以用各种姿势下降,而且降落伞尚未打开。为了简化轨迹计算,作如下假设:

- 1) 把人-伞系统视为集中在人-伞系统重心处的一个质点,并假设质点作平面运动;
- 2) 不考虑人-伞系统的升力,而且认为系统阻力特征 $(CA)_{zt}$ 是个常数。

为了建立质点的运动方程,取 xOy 为固定坐标系(图3-14)。坐标原点 O 为人-伞系统的离机点, Ox 轴为水平轴指向飞机飞行方向, Oy 轴垂直向下;人-伞系统运动的速度与 Ox 轴的夹角 θ 叫轨迹角,向下为正;从人-伞系统离机开始经 t 秒后,移至 p 点。利用牛顿运动定律可写出质点在速度坐标上的运动方程为

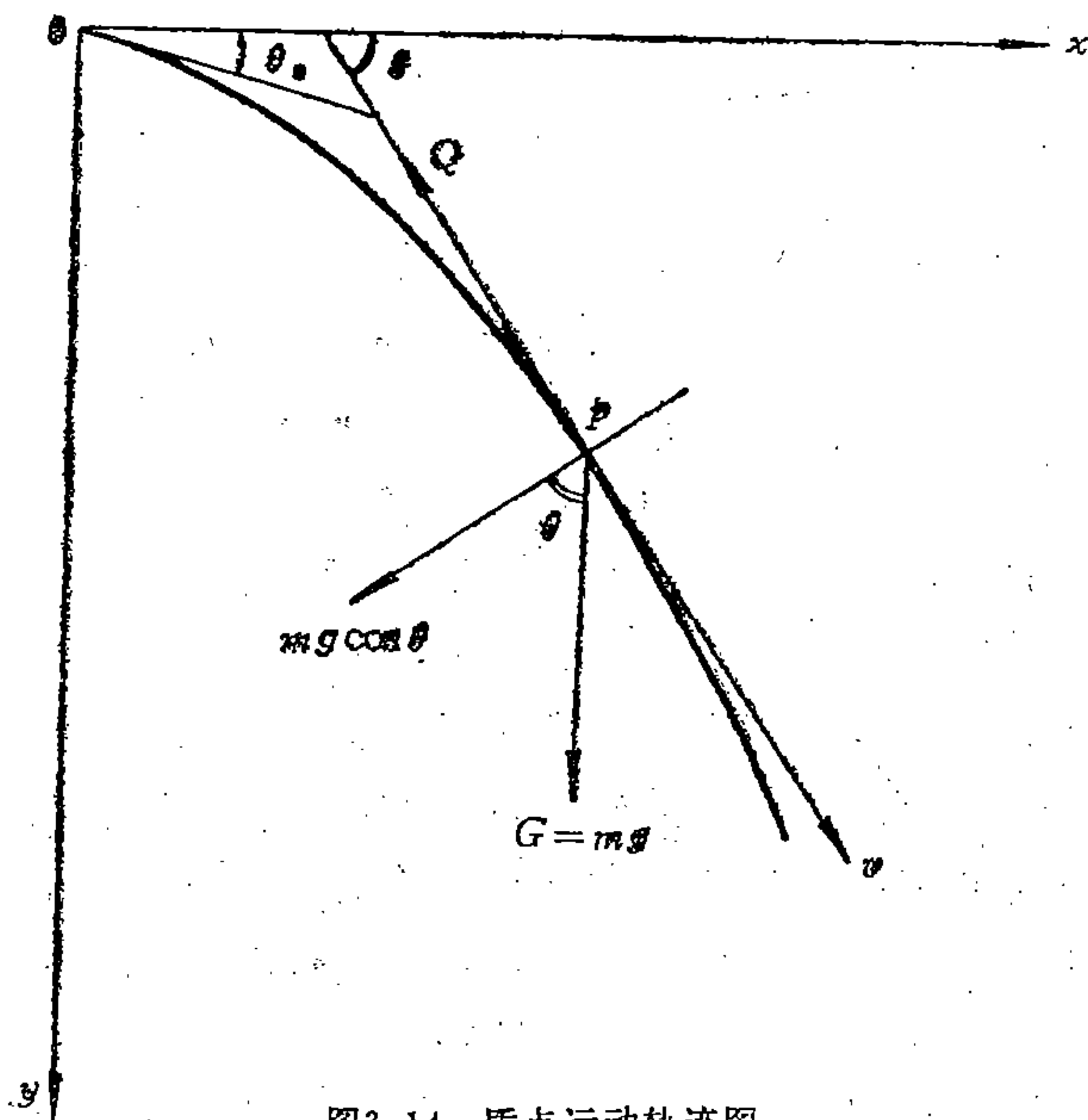


图3-14 质点运动轨迹图

$$m_{zt} \frac{dv}{dt} = m_{zt} g \sin \theta - Q_{zt}$$

$$Q_{zt} = \frac{1}{2} \rho v^2 (CA)_{zt} \quad (3-26)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = g \cos \theta / v \quad (3-27)$$

$$\frac{dx}{dt} = v \cos \theta \quad (3-28)$$

$$\left(\frac{dy}{dt} = v \sin \theta \right. \quad (3-29)$$

由于人-伞系统阻力 Q_{zt} 为

$$Q_{zt} = -\frac{1}{2} \rho v^2 (CA)_{zt} \quad (3-30)$$

式(3-26)可改写为

$$\frac{dv}{dt} = g \sin \theta - \frac{1}{2m_{zt}} \rho v^2 (CA)_{zt} \quad (3-31)$$

式中重力加速度 g 和阻力特征 $(CA)_{zt}$ 为常数,空气密度 ρ 可假设在一个计算步长内为常数。因此可以利用式(3-27)、(3-28)、(3-29)和(3-31)四个一阶微分方程,以时间 t 作为计算步长,采用龙格-库塔法用电子计算机很快就能算出各个时间 t 内的各种参数(v, θ, x, y)。

自由坠落阶段计算结束点的选取是根据开伞方式而定。例如延迟开伞 t_1 秒,则要计算到 $t = t_1$ 为止;如果是用开伞拉绳开伞,则要计算到飞机上的固定开伞拉绳点与跳伞员之间距离 $L = L_K$ (开伞拉绳长)为止。即要将每个时间计算出来的 x, y 值代入下式,满足要求,即停止计算。

$$L = \sqrt{y^2 + (v_f t - x)^2} = L_K$$

式中 v_f 为飞机的飞行速度(假设飞机作水平匀速飞行)。

二、拉直阶段

1. 两种拉伞程序

通常折叠于伞包内的主伞是由引导伞(或稳定伞)将其拉出并拉直的。整个伞系统的拉直是引导伞和人体两者相对运动结果。从理论上来看,这是两个变质量体的相对运动。

伞系统拉直阶段的计算包括拉直阶段轨迹计算及拉直力计算。拉直力是指伞衣充气前,在伞系统拉直过程中作用于伞绳内的张力(通常指最大张力)。以前降落伞开伞速度较低,拉直力并不大,不引起人们注意。随着降落伞开伞速度增加,拉直力逐渐增大。特别在近年来,降落伞上采用了一些减少开伞动载的措施,减小了开伞动载,拉直力就可能超过开伞动载。在这种情况下,拉直力将成为伞系统连接件的主要设计载荷。

无论是拉直力的计算或是拉直阶段的轨迹计算,均与伞系统所采用的拉伞程序有关。目前虽然有各种各样的开伞方法,但从拉伞程序来看,大致可分为以下两种:

1) 顺拉法 先拉出伞衣,然后再循序拉直伞绳和连接带(或先拉连接带后拉伞绳)。不采用伞衣套的备份伞属于这种拉伞程序(图3-15a)。伞绳长拉直的时间 力大

2) 倒拉法 先将伞衣套提起,使其与人体分离,然后从伞衣套中先拉出伞绳,再逐步拉出伞衣。使用短伞衣套的人用伞属于这种拉伞程序(图3-15b)。伞衣底边拉直的时间

为便于了解伞系统质量在人体、引导伞两者之间的转移规律,先分析伞系统拉直状态下的质量分布。图3-16表示拉直状态下,伞系统单位质量(单位长度的质量)沿全长的分布规律。其中伞绳(或连接绳)部分为一常数;伞衣底边处质量密集,因而单位质量有个突峰;伞衣其他部分,如果认为展平状态质量是均布的,那末拉直状态下,沿伞顶到底边,其单位质量应呈三角形分布。把图3-16所示的单位质量分布沿拉伞方向积分即可获得

拉伞过程中引导伞与人体所担负的主伞质量的变化规律，如图3-17所示。

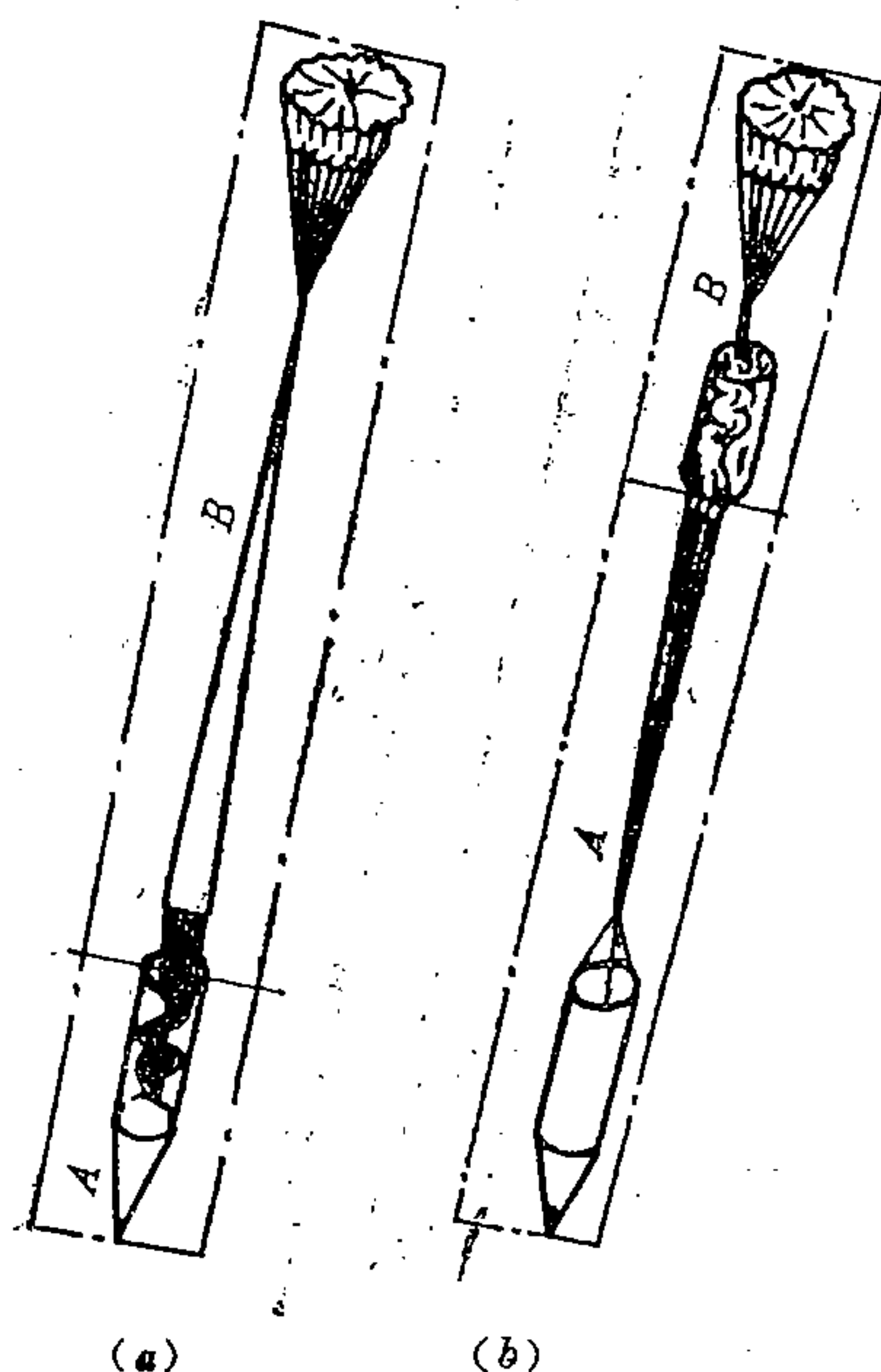


图3-15 两种拉伞程序

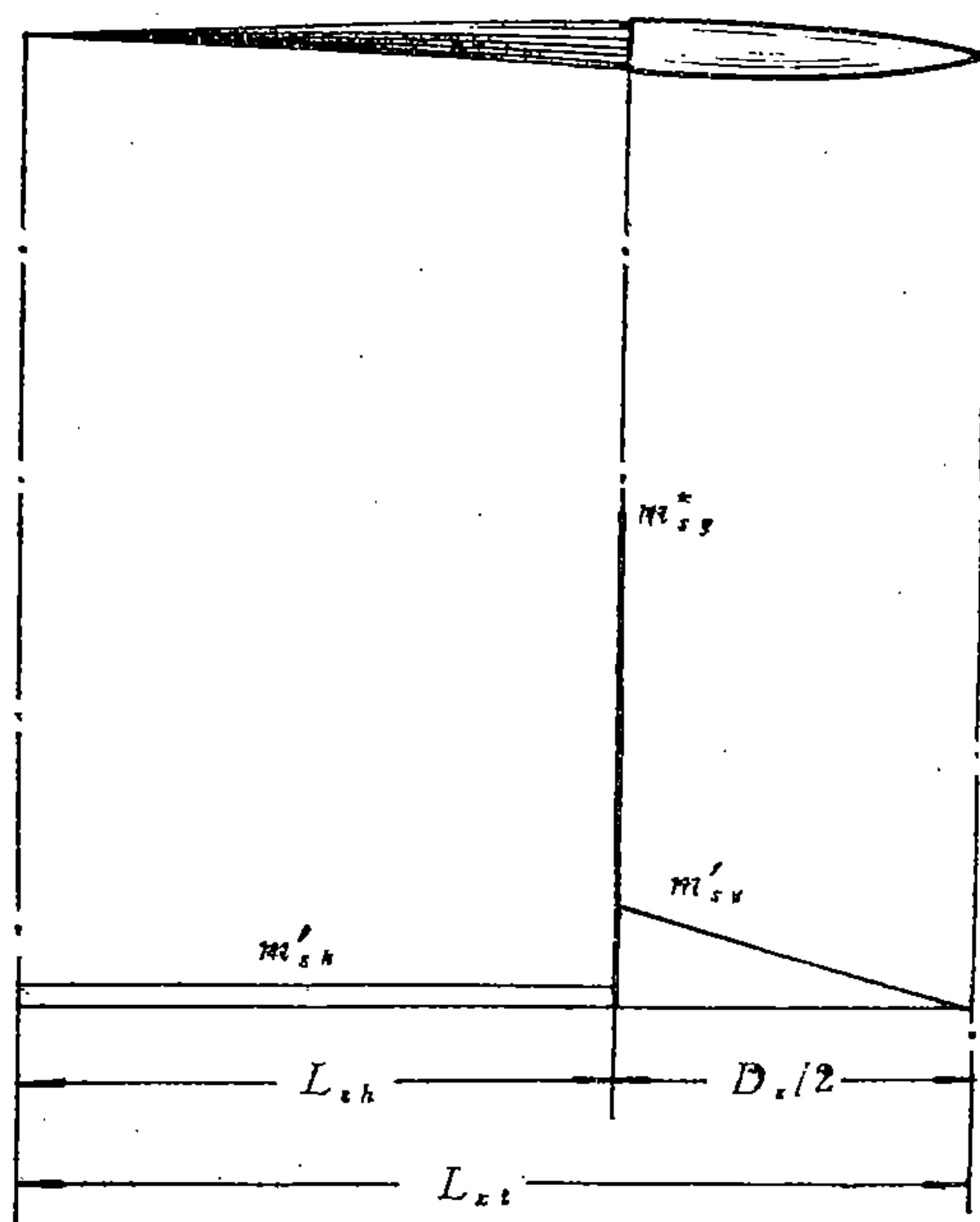


图3-16 伞系统质量分布

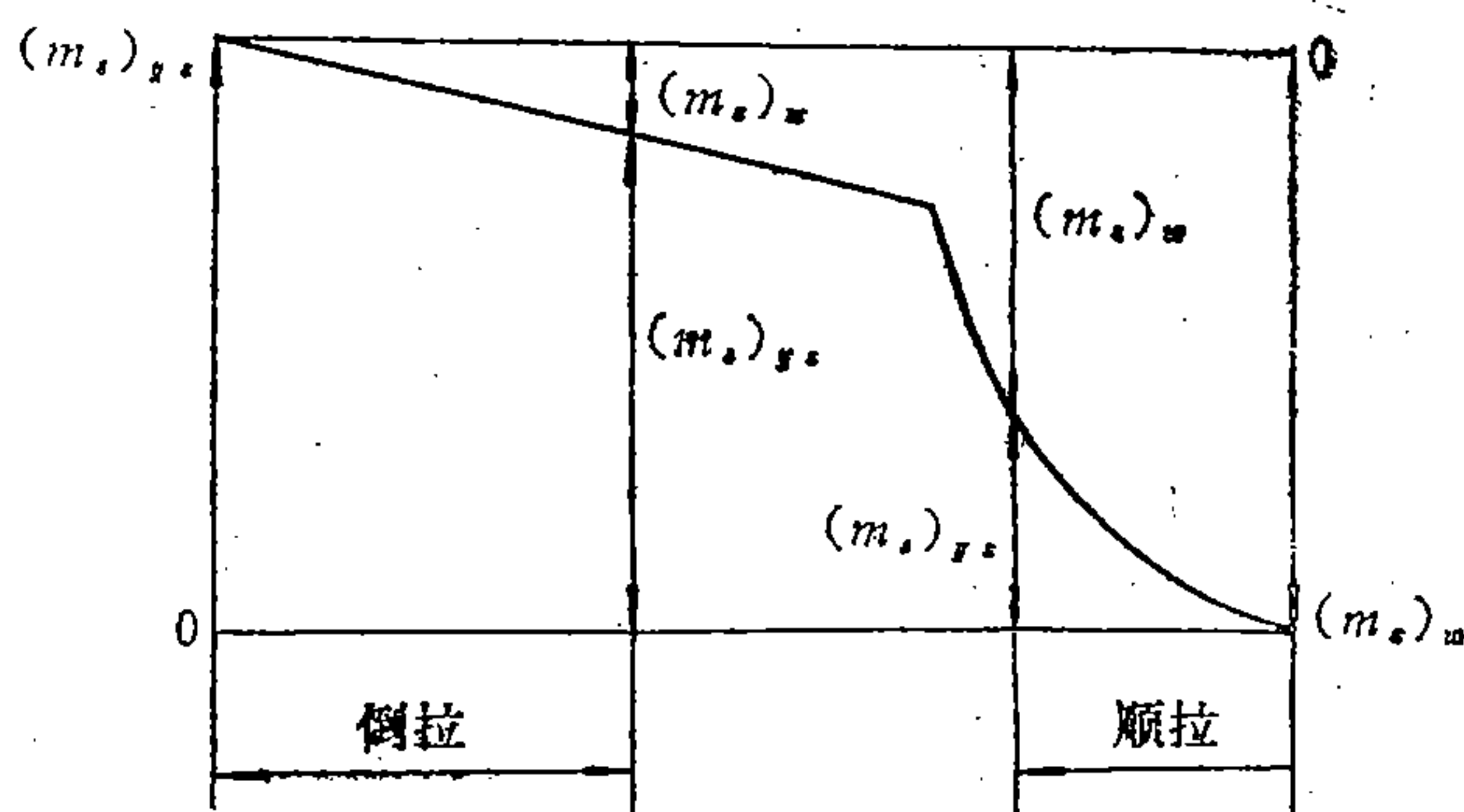


图3-17 伞系统质量变化

对于顺拉法，是引导伞（以引导伞拉伞为例）先拉动伞顶，然后由伞顶至底边逐渐拉出。在此过程中，原来由人体担负的伞系统质量被逐渐转移到引导伞上。从图3-17自右至左是引导伞所担负的主伞质量 $(m_s)_{gs}$ ，由零逐步增大至全伞质量。与此相反，人体所担负的主伞质量 $(m_s)_{sh}$ ，则由全伞质量渐减为零。这就说明：当伞绳全部拉直之前，伞系统的质量逐步由人体的速度减速到引导伞的速度；但在伞绳被拉直瞬间，人伞两者又重新结合为同一速度。在这一瞬间，全部伞系统的质量同时从引导伞速度被加速到人-伞系统的速度。伞系统动量的剧变在伞绳中产生了很大的拉直力。可见在先拉出伞衣的顺拉程序中，拉直力将出现于伞系统（包括伞衣、伞绳、连接带等）全长拉直瞬间。

倒拉法恰与前述的顺拉法相反，自引导伞与人体分离并开始拉伞起，整个主伞系统先是跟着引导伞运动，随着人体不断的拉出伞绳与伞衣，使主伞系统的质量逐步地由引导伞的速度加速到人体的速度。在图3-17中，自左至右，表示引导伞和人体两者所担负主伞质量的变化。可以看到，在伞系统全长拉直瞬间，大部分主伞质量早已跟着人体一起运动了。因此，此时伞绳中不致出现很大的载荷。而当伞衣底边被拉出瞬间，人体负担的主

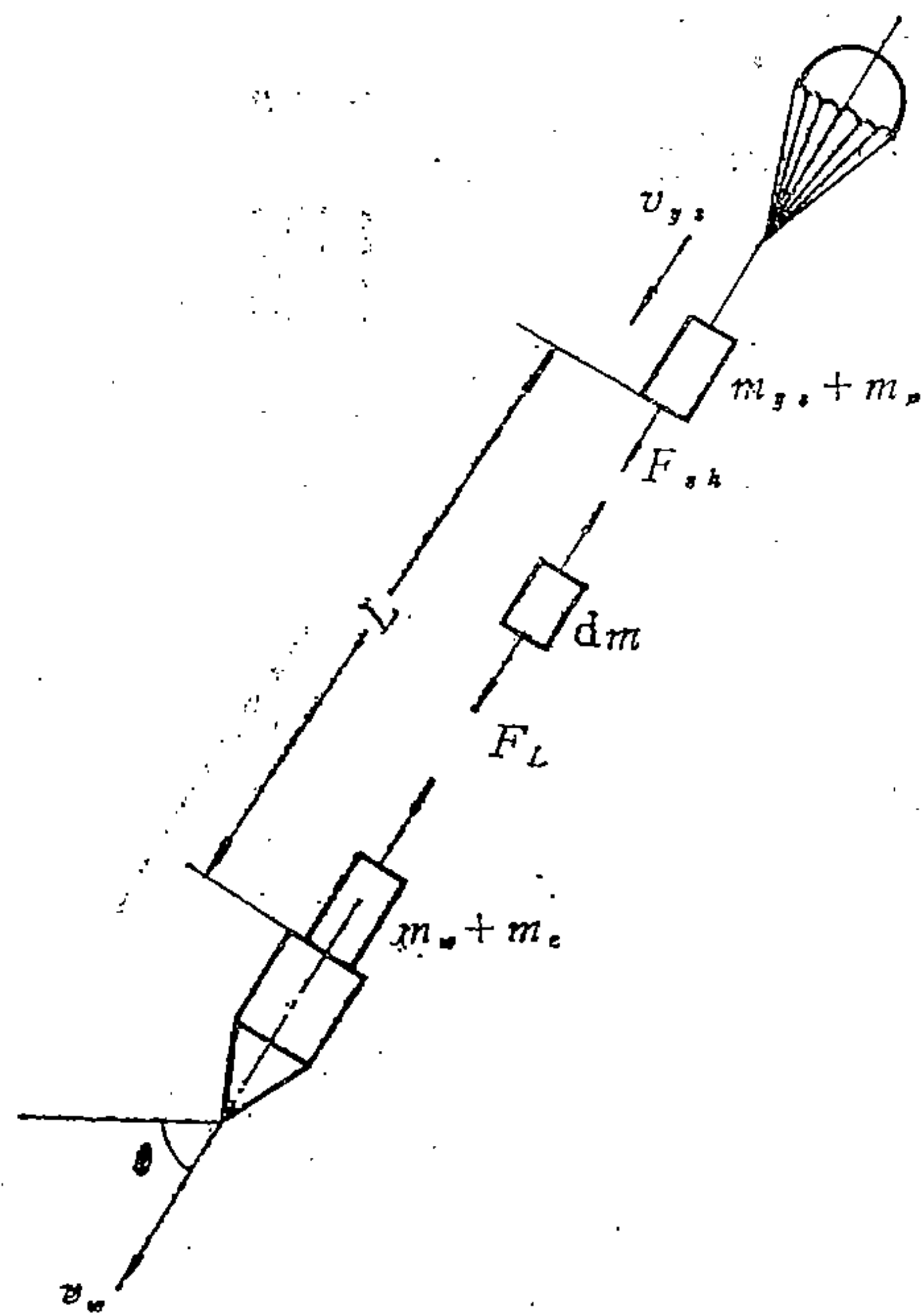


图3-18 倒拉法开伞示意图

断带固定伞绳)。

由图3-18可知,拉伞过程是个变质量体的相对运动。为简化计算,作如下假设:

1) 在拉伞过程中,人体和引导伞在每一瞬时的运动遵循同一条轨迹,轨迹角 θ 按人体计算。

2) 把引导伞、人体和拉直中的主伞系统微元质量 dm 作为三个质点处理。

下面分别列出三个质点的运动方程:

对于人体及已拉出的主伞系统,有

$$\frac{dv_w}{dt} = g \sin \theta - \left(\frac{Q_w + Q_e + F_L}{m_w + m_e} \right) \quad (3-32)$$

式中 $Q_w = \frac{1}{2} \rho v_w^2 (CA)_w$;

Q_e ——主伞系统已拉出部分的气动阻力;

F_L ——伞绳内的张力(拉直力)。

对于拉直中的主伞系统微元质量 dm 可写成如下的动量方程,即

$$dm(v - v_{gs}) = (F_L - F_{sk}) dt \quad (3-33)$$

式中 v 为拉出后微元质量运动速度。在右边项中,忽略了主伞系统微元的自身重力。

由于

$$v - v_{gs} = \frac{dL}{dt}$$

式中 L 为伞系统拉出长度。

所以式(3-33)可改写成

$$F_L = \frac{dm}{dt} \frac{dL}{dt} + F_{sk} = \frac{dm}{dL} \left(\frac{dL}{dt} \right)^2 + F_{sk} = m' \left(\frac{dL}{dt} \right)^2 + F_{sk} \quad (3-34)$$

伞质量变化率最为急剧。根据动量定律,在伞绳中相应地会出现一个拉直载荷的跃升。可见,对于倒拉程序,拉直力往往出现于伞衣底边被拉动的瞬间。

根据上述分析可知,拉直力大小与拉伞程序有关,在同样条件下,顺拉法的拉直力将大于倒拉法。拉直力大小也与拉直速度有关,拉直速度大,拉直力大;与引导伞面积有关,引导伞面积大,拉直力大;与伞绳长短有关,伞绳长,拉直力大。其原因均是人与伞的速度差大。

2. 拉直阶段轨迹计算

先以倒拉法为例,讨论拉直阶段的轨迹计算方法,然后推广用于顺拉法。图3-18表示采用倒拉法时,伞绳拉直过程的动力模型。图中 dm 为拉直中的主伞系统微元质量; $m_w + m_e$ 为人体连同已拉直主伞系统的质量; $m_{gs} + m_s$ 为引导伞、伞衣套连同未拉出的主伞系统的质量; F_{sk} 为伞绳拉出阻力,主要是摩擦阻力(用套圈固定伞绳)或拉断力(用拉

式中 $m' = \frac{dm}{dL}$ 为拉动的伞系统单位长度的质量。

假设伞绳为非弹性, 则

$$v = v_w$$

所以

$$\frac{dL}{dt} = v_w - v_{ys} \quad (3-35)$$

对于引导伞及伞衣套, 则

$$\frac{dv_{ys}}{dt} = g \sin \theta - \left(\frac{Q_{ys} + Q_d - F_{sh}}{m_{ys} + m_s} \right) \quad (3-36)$$

式中引导伞及伞衣套的阻力 Q_{ys} 、 Q_d 可分别表示为

$$Q_{ys} = \frac{1}{2} \rho v_{ys}^2 (CA)_{ys}$$

$$Q_d = \frac{1}{2} \rho v_{ys}^2 (CA)_d$$

式中 $(CA)_{ys}$ 、 $(CA)_d$ 分别为引导伞及伞衣套的阻力特征。

为了消除式 (3-32) 中的 F_L , 可将式 (3-34) 代入, 得

$$\frac{dv_w}{dt} = g \sin \theta - \frac{Q_w + Q_s + m' \left(\frac{dL}{dt} \right)^2 + F_{sh}}{m_w + m_s} \quad (3-37A)$$

假设伞绳无弹性时, 则有

$$\frac{dv_w}{dt} = g \sin \theta - \frac{Q_w + Q_s + m' (v_w - v_{ys})^2 + F_{sh}}{m_w + m_s} \quad (3-37B)$$

拉直阶段的轨迹计算可以根据方程式 (3-35)、(3-36)、(3-37B)、(3-27)、(3-28) 和 (3-29) 六个一阶微分方程组, 以时间 t 为计算步长, 计算出各个时间 t 内的各种参数 (v_w 、 v_{ys} 、 θ 、 x 、 y 、 L)。

由于假设伞绳为非弹性体, 因此只要计算出各个时间 t 内的 v_w 、 v_{ys} 值, 利用式 (3-35) 代入式 (3-34), 将 $m' = m'_{sh}$ (伞绳单位长度之质量), 即可求出各个时间 t 内的拉直力。

在计算过程中应注意 m_s 和 m_e 是随拉直过程而变化的, 须随时进行计算。对于倒拉程序, 图3-17中, 曲线上部的高度 $(m_s)_w$ 即表示人体所担负的主伞系统已拉出质量 m_e , 曲线下部的高度 $(m_s)_y$ 表示引导伞所担负的主伞未拉出质量 m_w 。显然任一时间的 $(m_e + m_w)$ 应保持常数。即为主伞系统的总质量。为了便于计算, 还可把图3-17的曲线写成函数关系。对于倒拉程序, 有

$$m_s = \begin{cases} m'_{sh} \cdot L & 0 \leq L \leq L_{sh} \\ m'_{sh} L_{sh} + m'_{sy} b + (m_{sy} - m'_{sy} b) \times \left[1 - 4 \left(\frac{L_{xt} - L}{D_s} \right)^2 \right] & L_{sh} < L < L_{xt} \end{cases} \quad (3-38)$$

$$m_s = m_{sh} + m_{sy} - m_e$$

式中 $m_{sh} + m_{sy}$ —— 伞绳及伞衣的总质量;

m'_{sy} —— 伞衣底边沿伞绳方向的单位长度质量;

b —— 伞衣底边宽度。

采用倒拉程序时, 伞绳全部拉直并不等于伞系统拉直完毕。在算出伞绳拉直时的参数以后, 还须继续进行拉直计算, 直至伞系统全长拉直 ($L = L_{st}$) 为止。但在计算拉直伞衣过程中, 拉伞阻力应改用拉出伞衣阻力 F_{sy} 。同时, 式 (3-34) 中的伞系统单位长度质量 m' 也应以伞衣单位长度质量 m_{sy}' 代替。

对于顺拉程序, 上述拉直阶段轨迹计算方法, 原理上仍是适用的, 但动力模型有些变化。图3-19所示的顺拉程序与图3-18相比可知, 两者的主伞系统质量分配 m_e 及 m_s 恰好互换, 示力图中张力 F_L 与拉伞阻力 F_{sh} 的作用位置亦互换。因此, 只要对方程式 (3-36)、(3-37) 作相应变化, 则上述的计算方法同样可适用于顺拉程序。对于顺拉程序可用下面的关系式确定质量分配, 即

$$m_e = \begin{cases} (m_{sy} - m_{sy}^* b) \frac{4L^2}{D^2} & 0 \leq L < D_s/2 \\ m_s + m_{sh}'(L - D_s/2) & D_s/2 \leq L < L_{st} \end{cases} \quad (3-39)$$

3. 顺拉法拉直力的计算

由前面分析可知, 采用顺拉法时, 拉直力将出现在伞系统全长拉直瞬间。当伞衣和伞绳全部拉直时 ($L = L_{st}$), 如图3-20所示。人体与引导伞的速度分别为 v_w 及 v_{ys} , 两者之间存在着相对速度, 故伞绳将被继续拉伸, 直至相对速度为零。此时, 伞绳伸长到最大长度 L_{max} 。如果假设拉伸过程无能量损失、伞衣不发生伸长、伞绳弹性模数 ξ 为常数、并忽略伸长过程中伞绳动能的变化, 则在以人体为坐标原点的相对坐标系中, 根据能量守恒定律, 伞衣 (包括引导伞) 动能的变化与气动力所作功之和应等于伞绳吸收的全部弹性变形功, 即

$$\begin{aligned} & \frac{1}{2} m_{sy} (v_{R1}^2 - v_{R2}^2) + (L_{max} - L_{sh}) Q_{sv} \\ &= n \int_{L_{sh}}^{L_{max}} T dL \end{aligned} \quad (3-40)$$

式中 v_{R1} 、 v_{R2} —— 分别为伞绳伸长前 ($L = L_{sh}$) 和伸长最大时 ($L = L_{max}$) 的人体与伞衣之间的相对速度 (很明显 $v_{R1} = v_w - v_{ys}$, $v_{R2} = 0$);

Q_{sv} —— 长条状伞衣和引导伞的气动阻力;

n —— 伞绳数量;

T —— 单根伞绳的张力 ($T = F_L/n$)。

对于一定材料与结构之伞绳, T 是伸长率 ε 的函数。由拉伸试验可知, 对于锦纶制成的伞绳, 其拉伸特性接近线性规律, 即服从虎克定律。即

$$T = \xi \varepsilon \quad (3-41)$$

式中 $\xi = T_d/\varepsilon_d$ 称伞绳的理论弹性模数; T_d 、 ε_d 分别表示伞绳的断裂强度和断裂伸长率, 其值可由特纺材料手册中查得。

由 $\varepsilon = (L - L_{sh})/L_{sh}$ 式微分后得

$$dL = L_{sh} d\varepsilon \quad (3-42)$$

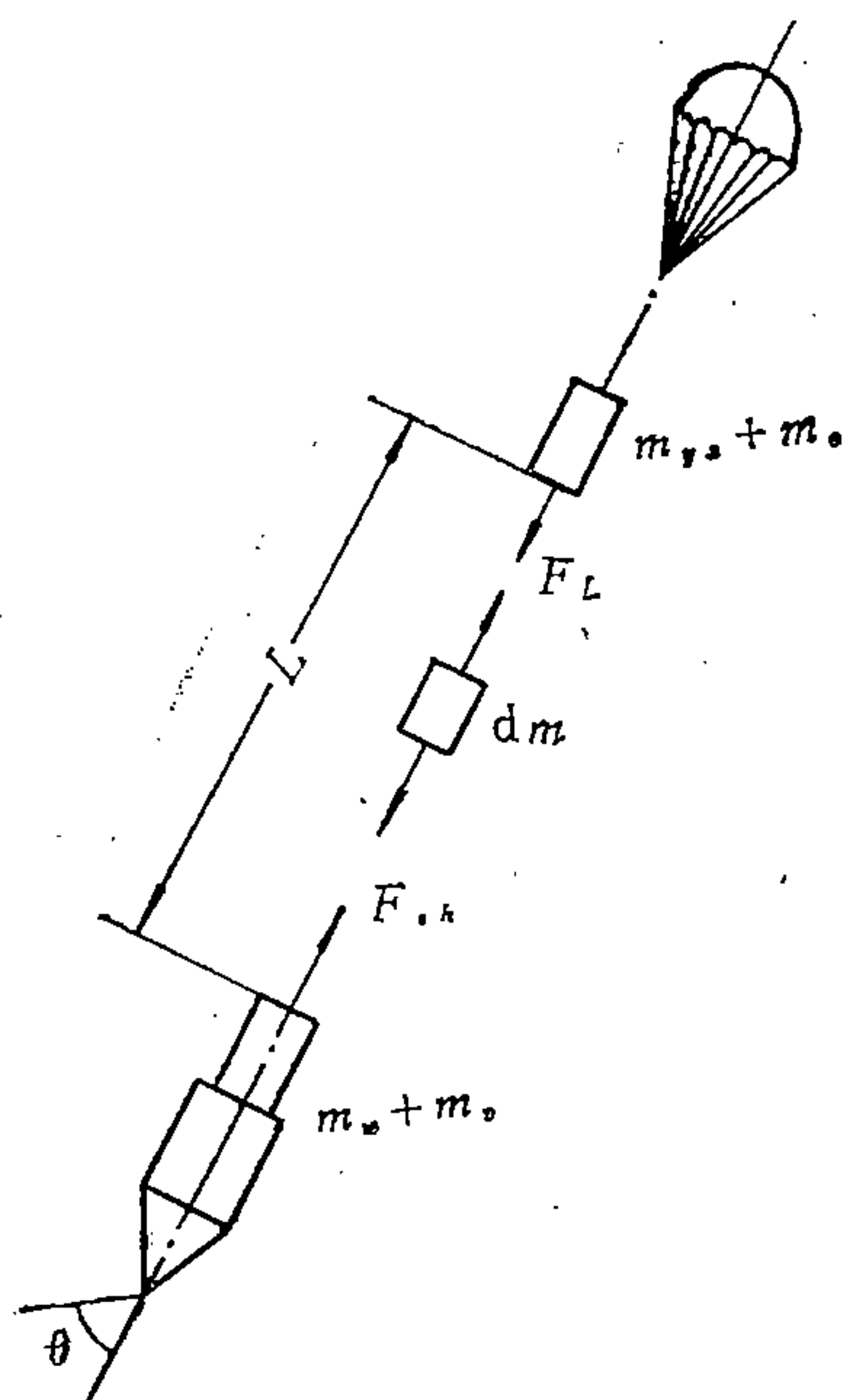


图3-19 顺拉法开伞示意图

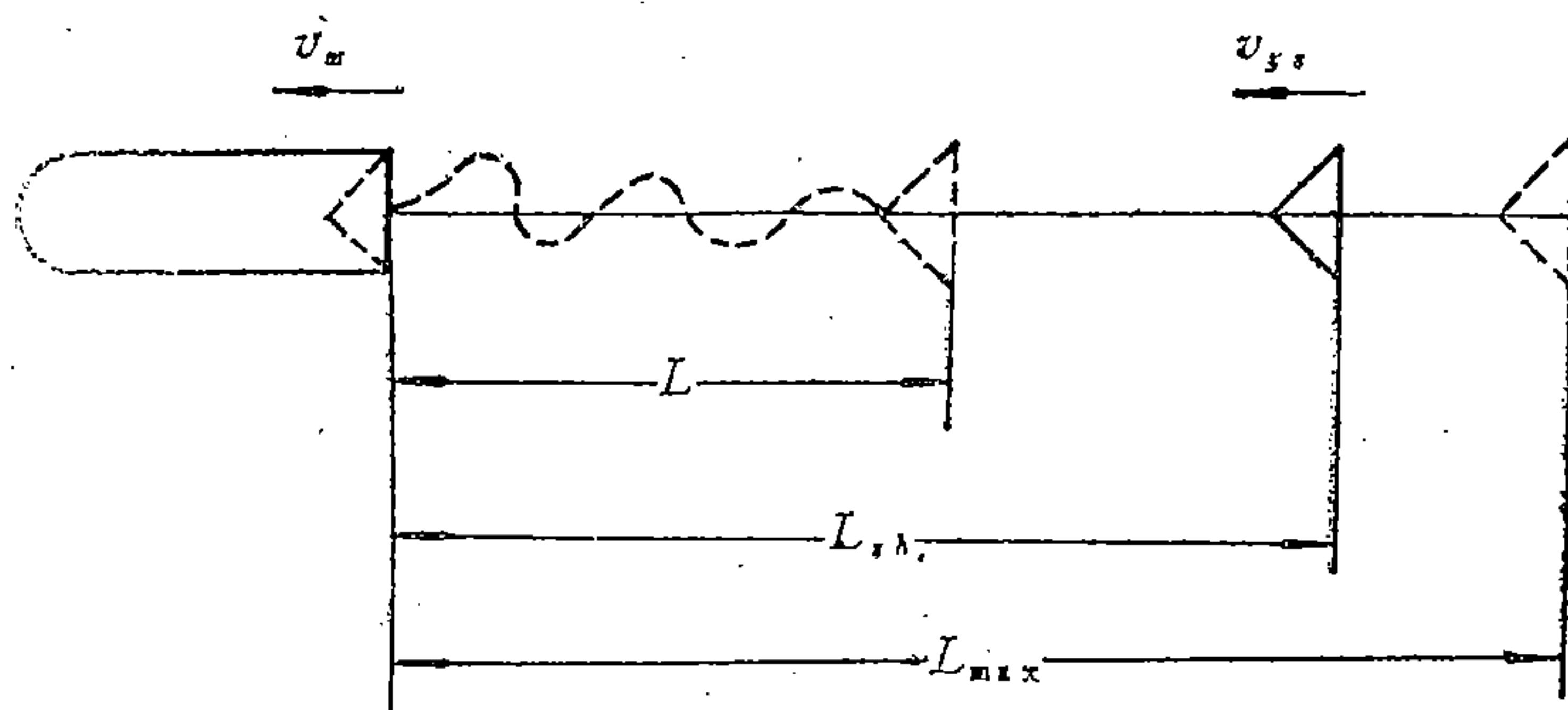


图3-20 伞系统拉直过程示意图

代入式 (3-40) 得

$$\frac{1}{2} m_{sy} v_{R1}^2 + \varepsilon_{max} L_{sh} Q_{sv} = n L_{sh} \xi \int_0^{\varepsilon_{max}} \varepsilon d\varepsilon \quad (3-43)$$

$$\varepsilon_{max}^2 - \frac{2Q_{sv}}{n\xi} \varepsilon_{max} - \frac{m_{sy} v_{R1}^2}{n L_{sh} \xi} = 0$$

$$\varepsilon_{max} = \frac{Q_{sv}}{n\xi} + \sqrt{\frac{Q_{sv}^2}{n^2 \xi^2} + \frac{m_{sy} v_{R1}^2}{n L_{sh} \xi}} \quad (3-44)$$

由于拉直力 F_L 为

$$F_L = n T_{max} = n \xi \varepsilon_{max} \quad (3-45)$$

将式 (3-44) 代入式 (3-45) 得

$$F_L = Q_{sv} + \sqrt{Q_{sv}^2 + \frac{n \xi m_{sy} v_{R1}^2}{L_{sh}}} \quad (3-46)$$

如果忽略伞衣阻力所作的功, 则上式将简化为

$$F_L = \sqrt{\frac{n \xi m_{sy} v_{R1}^2}{L_{sh}}} \quad (3-47)$$

三、充气阶段

1. 充气过程中人-伞系统的运动方程

在充气过程中, 人-伞系统的轨迹计算, 与自由坠落阶段并没有什么大的不同, 只是因为人-伞系统的外形和质量在充气过程中显著地变化, 用理论方法计算这些参数的变化很复杂。因而使轨迹计算也复杂化了。

目前对于充气阶段的轨迹和开伞动载的计算方法很多, 但还没有一种比较完美的方法。本节主要介绍一种目前国内外常用的所谓充气距离法。即以充气距离 s 为自变量并假设充满距离 s_m 为常数的计算方法。为了简化计算, 先作如下假设。

1) 人体和降落伞的运动为双质点的运动, 人体的质量 m_w 集中于其重心处, 伞的质量 m_s 集中于伞衣底边中心。在伞衣充气过程中, 伞的质心相对底边的位置保持不变。

2) 伞系统的示力图如图3-21所示, 忽略人、伞两者的升力。由于全部外力作用于垂直平面内, 故人-伞系统的运动是平面运动。

3) 由于伞的重力远远小于气动阻力, 可以认为充气过程中人、伞两者的轴线始终重

合。

4) 忽略伞系统的弹性影响, 人、伞两者的相对位置保持不变。显然, 两者的速度向量恒等。

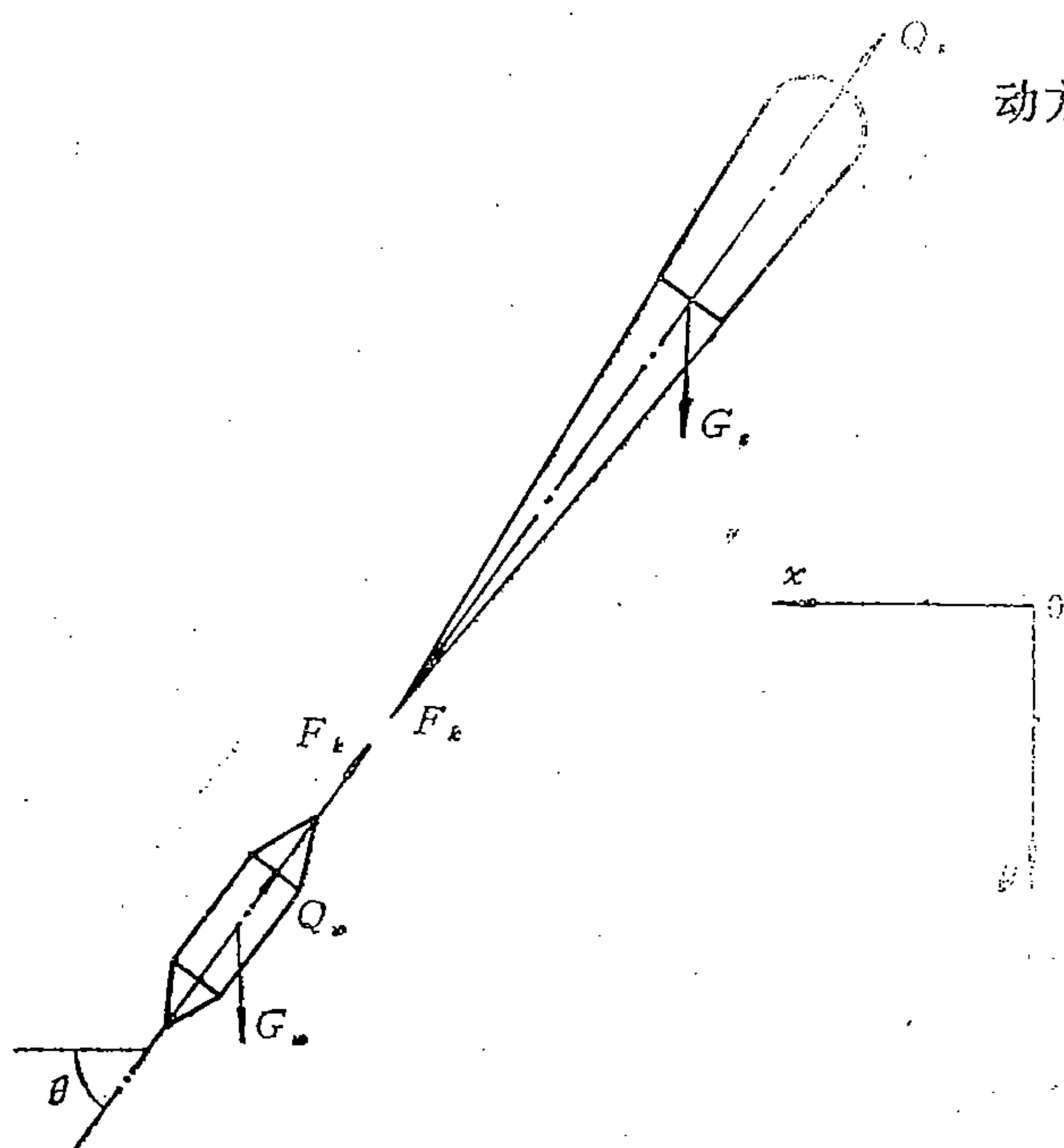


图3-21 伞系统示力图

根据以上假设, 可分别列出人、伞两者的运动方程。

对于人体

$$\frac{dv}{dt} = g \sin \theta - \frac{1}{m_w} \left(F_K + \frac{1}{2} \rho v^2 (CA)_w \right) \quad (3-48)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = g \cos \theta / v \quad (3-27)$$

$$\frac{dx}{dt} = v \cos \theta \quad (3-28)$$

$$\frac{dy}{dt} = v \sin \theta \quad (3-29)$$

$$\frac{ds}{dt} = v \quad (3-49)$$

对于降落伞

$$\frac{d}{dt} [(m_s + m_f) v] = F_K - \frac{1}{2} \rho v^2 (CA) + m_s g \sin \theta \quad (3-50)$$

式中 (CA) 表示降落伞的瞬时阻力特征, 在充气过程中是个变量。其余运动方程与人体相同。将式 (3-50) 改写为

$$\begin{aligned} (m_s + m_f) \frac{dv}{dt} &= F_K - \frac{1}{2} \rho v^2 (CA) - v \frac{dm_f}{dt} + m_s g \sin \theta \\ F_K &= (m_s + m_f) \frac{dv}{dt} + \frac{1}{2} \rho v^2 (CA) + v \frac{dm_f}{dt} - m_s g \sin \theta \end{aligned} \quad (3-51)$$

将式 (3-51) 代入式 (3-48) 得

$$\begin{aligned} \frac{dv}{dt} &= \frac{m_w + m_s}{m_w + m_s + m_f} g \sin \theta - \frac{1}{2} \rho v^2 \frac{(CA)_w + (CA)}{m_w + m_s + m_f} \\ &\quad - \frac{v}{m_w + m_s + m_f} \frac{dm_f}{dt} \end{aligned} \quad (3-52)$$

现在可以利用方程式 (3-52)、(3-27)、(3-28)、(3-29) 和 (3-49) 来求解充气过程中的运动参数, 但必须知道下面几个参数的变化规律: 空气的附加质量 m_f 及其对时间的变化率 dm_f/dt 、充气过程中伞衣阻力特征 (CA) 的变化规律, 也就是伞形的变化规律。当然知道了以上几个参数, 利用式 (3-51) 也同时可求解出充气过程中的开伞动载。因此充气过程中轨迹计算与开伞动载计算是不可分割的。

2. 伞衣阻力特征 (CA) 的变化规律

目前从理论上精确地确定充气过程中伞衣阻力特征 (CA) 的变化规律还缺少可靠的方法。下面介绍根据实验结果而得到的一种方法。图3-22所示的五个典型形状是根据大量的试验照片分析整理出来的。按图中顺序:

过程 (1) 表示空气开始进入折叠伞衣的底边部分; 过程 (2) 表示空气由伞衣底边充至伞衣顶部, 伞衣呈圆柱形; 过程 (3) 表示伞衣顶部内的空气不断聚集, 使顶部直径逐渐增大; 过程 (4) 表示伞衣充满部分不断向伞衣底边扩展; 过程 (5) 表示伞衣完全充满。根据伞衣形状变化的特点, 可把充气过程中五个过程分成两个充气时期: 过程 (1) 和 (2) 合称初始充气时期, 在此时期内, 空气由伞衣底边充向顶部, 伞衣由折叠状态充气成近似圆柱形, 其投影面积为伞衣初始进气口面积; 过程 (3)、(4) 和 (5) 则合称伞衣主充气时期或充满时期, 在此期间内, 伞衣充满部分由伞顶不断向底边扩展, 伞衣进气口不断增大, 直至伞衣完全充满。可以把这一时期的伞衣形状简化成半球和圆锥台的组合体, 如图3-22所示。

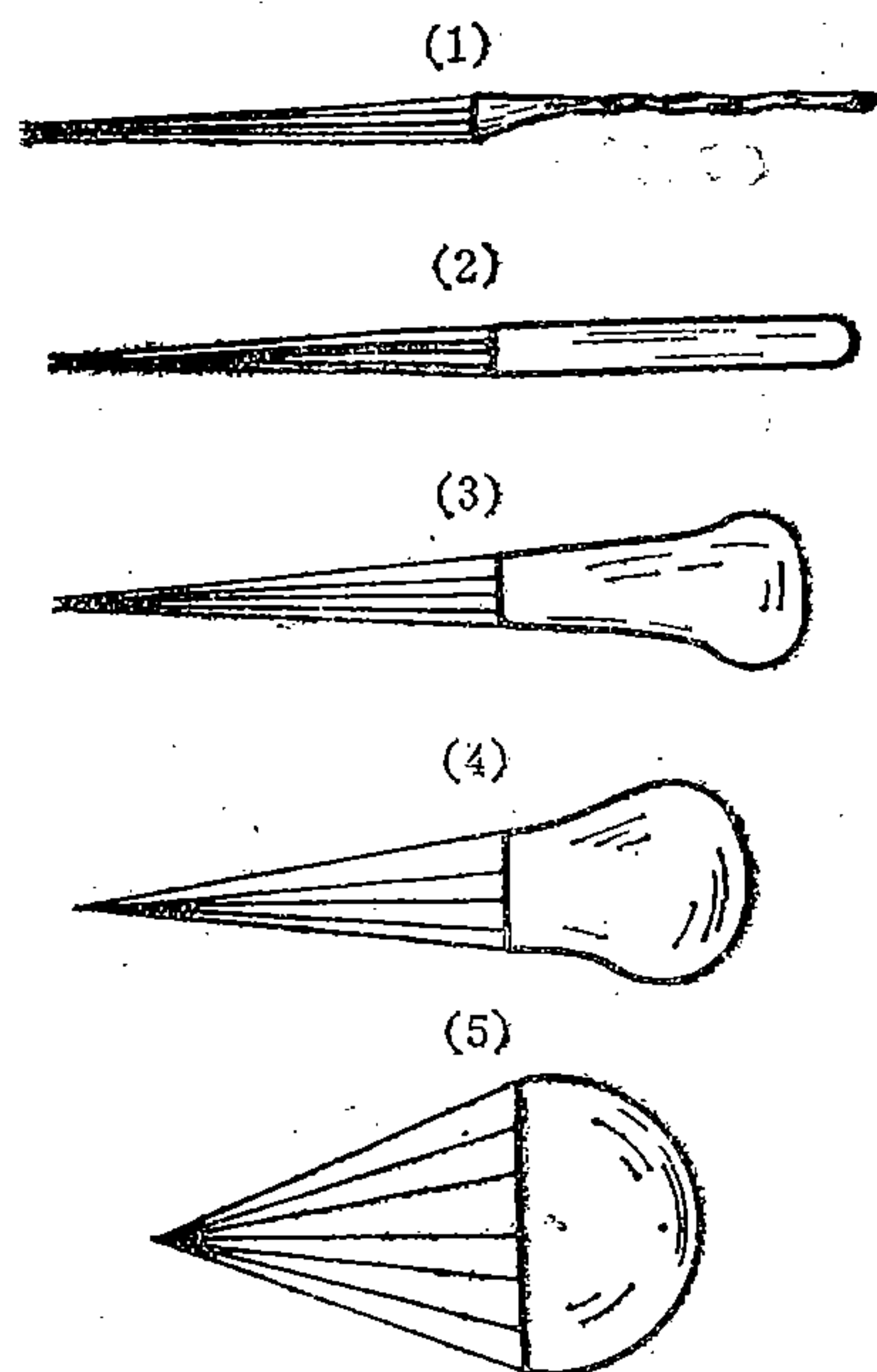


图3-22 典型开伞过程示意图

由于两个充气时期的物理过程不同, 因而充气过程中的伞衣形状变化也各有其独特的规律。下面分别进行讨论。

1) 初始充气时期 根据试验发现, 初始充气时期有下列规律:

(a) 对于一定形式的伞衣, 在初始充气时期参数有下列关系

$$\frac{v_L t_{m1}}{D_s} = \lambda (\text{常数}) \quad (3-53)$$

式中 t_{m1} 为初始充气时间, 常数 λ 主要取决于伞型, 与高度和速度无关。由实验测出, 密织物平面圆形伞的 $\lambda = 1.74 \pm 19\%$, 可以取其平均值为 1.74。

(b) 对于一定形式的伞, 其初始充气时期末的圆柱形伞衣外廓的几何尺寸比例大致是一定的, 同样与高度和速度无关。因此, 若不计阻力系数的变化, 则初始充气时期末的伞衣阻力特征 $(CA)_1$ 与充满伞衣阻力特征 $(CA)_s$ 之比值, 对于一定伞型来说是个常数。通过对大量试验数据的分析整理, 找出了下列关系:

$$\left. \begin{array}{ll} \text{密织物平面圆形伞} & (CA)_1 / (CA)_s = 0.04 \\ 10\% \text{ 的底边延伸伞} & (CA)_1 / (CA)_s = 0.05 \end{array} \right\} \quad (3-54)$$

(c) 根据初始充气时期的阻力特征比较小、时间短、速度变化不太大的特点, 可把人-伞系统在这一时期内所经过的行程 s_1 近似地表示为

$$s_1 = v_L t_{m1} = \lambda D_s \quad (3-55)$$

(d) 另外, 再进一步假设在初始充气时期内, 伞衣阻力特征随充气行程的变化呈线性规律, 如图3-23所示。这一假设是根据伞衣初始充气时期圆柱形伞衣的附加质量及其变化率都很小, 开伞的动载主要是气动阻力构成, 因此只要该时期终了时的阻力特征确定后,

中间过程的变化对动载的峰值及变化规律影响甚微。

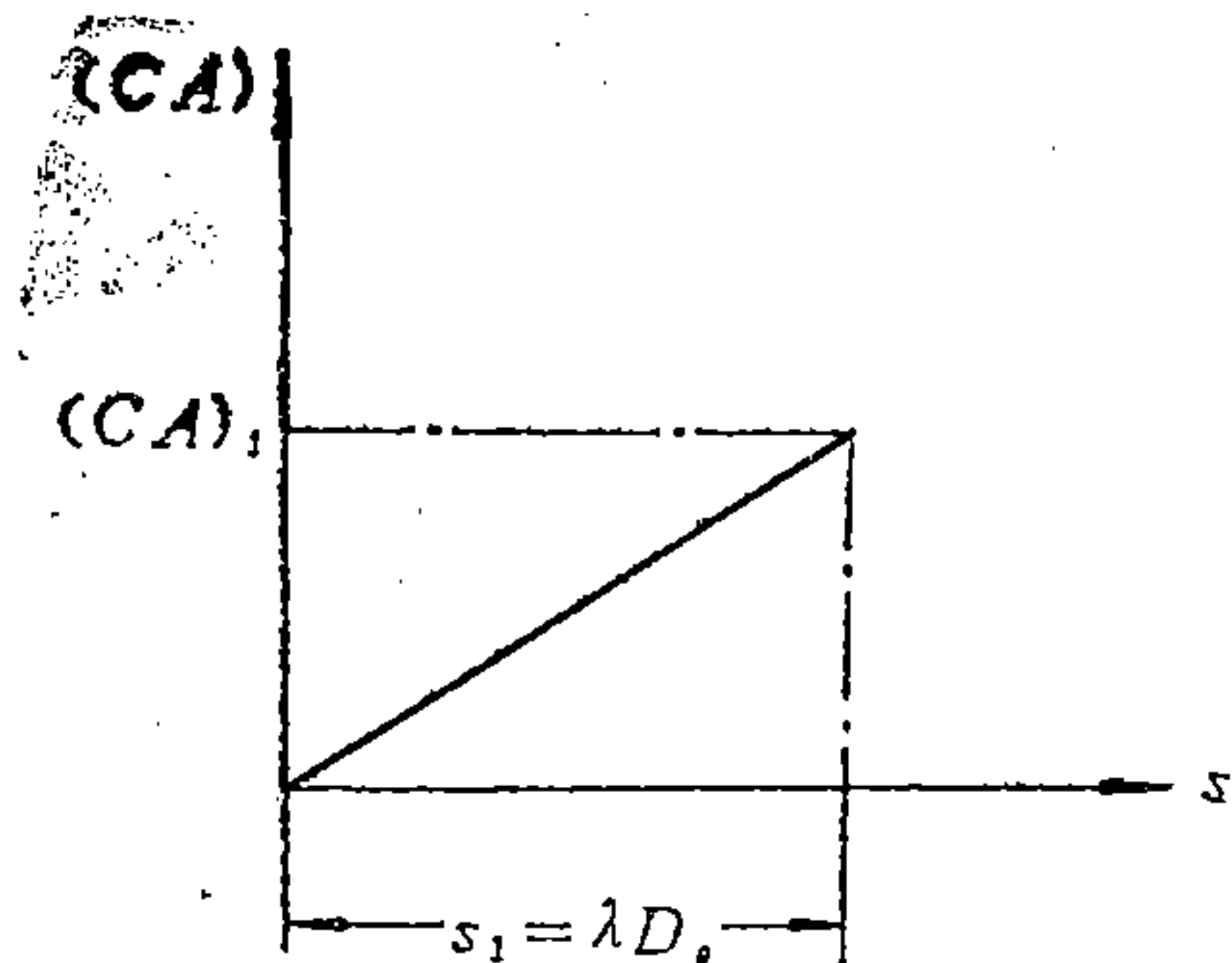


图3-23 初始充气过程中伞衣阻力特征变化情况

综上所述,在初始充气时期,伞衣阻力特征变化规律如图3-23所示。其中参数 $(CA)_1$ 及 s_1 取决于伞型和伞衣展开直径,对于平面圆形伞和底边延伸型可由式(3-54)和式(3-55)确定,并近似地认为伞衣阻力特征 (CA) 在开始充气时为零。

2) 伞衣主充气时期 根据理论分析,对于平面圆形伞伞衣,其主充气时期伞衣阻力特征的变化规律如下式所示。伞型不同表达式略有变化。

$$(CA) = (CA)_1 + [(CA)_s - (CA)_1] \left(\frac{s - s_1}{s_m - s_1} \right)^4 \quad (3-56)$$

因此整个充气时期的阻力特征变化规律为

$$(CA) = \begin{cases} \frac{(CA)_1}{s_1} s & 0 \leq s \leq s_1 \\ (CA)_1 + [(CA)_s - (CA)_1] \left(\frac{s - s_1}{s_m - s_1} \right)^4 & s_1 < s \leq s_m \end{cases} \quad (3-57)$$

或

$$(CA) = \begin{cases} k_1 s & 0 \leq s \leq s_1 \\ (CA)_1 + \beta_1 (s - s_1)^4 & s_1 < s \leq s_m \end{cases}$$

式中

$$k_1 = (CA)_1 / s_1$$

$$\beta_1 = \frac{(CA)_s - (CA)_1}{(s_m - s_1)^4}$$

图3-24表示了上式所代表的伞衣阻力特征随充气行程的变化规律。当然在计算时还必须先确定充满距离 s_m 。

3. 充气距离 s_m 的确定

根据大量试验结果发现充满距离 s_m 与伞衣名义直径成正比,即

$$s_m = \alpha D_s \quad (3-58)$$

式中比例系数 α 与伞型及透气量有关,实验表明,对于大多数密织物伞, $\alpha = 6 \sim 7$;对于有结构透气量的伞(如带条伞、环缝伞等), $\alpha = 8 \sim 10$ 。

4. 附加质量 m_f 和变化率的确定

关于附加质量的概念,前面已经介绍过。降落伞的附加质量为

$$m_f = \frac{4}{3} \pi R^3 \rho \quad (3-15)$$

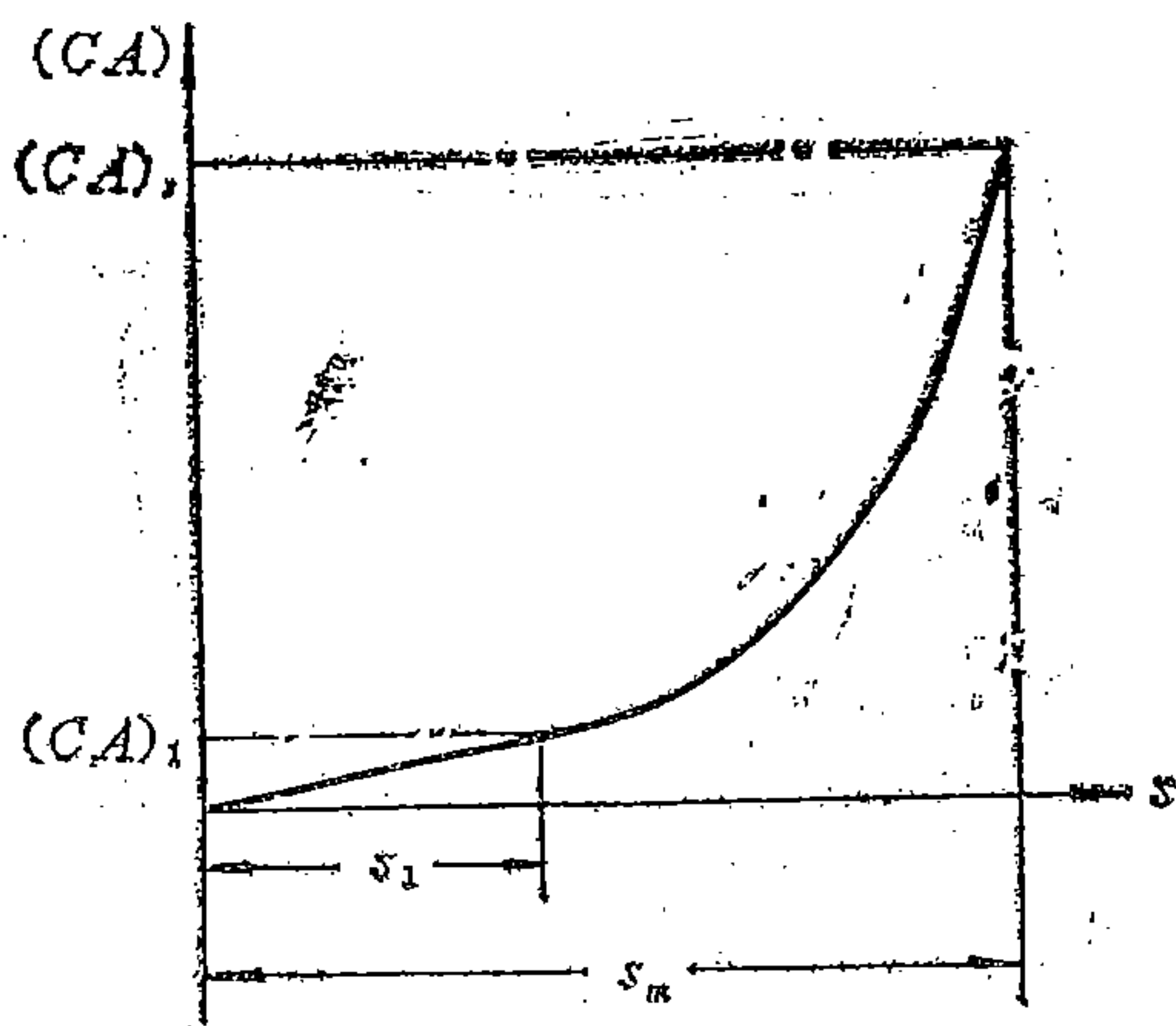


图3-24 充气过程中阻力特征变化规律

为了便于计算, 充气过程中伞衣充气半径的变化规律用伞衣阻力特征 (CA) 随充气距离 s 的变化规律来代替。这样附加质量 m_f 也表示成伞衣阻力特征的函数。由于

$$(CA) = C_{st} \pi R^2$$

这里的 C_{st} 表示以伞衣投影面积为参考面积的阻力系数。因此式 (3-15) 可改写为

$$m_f = k_f \rho (CA)^{3/2} \quad (3-59)$$

式中 k_f 称为附加质量系数。

$$k_f = \frac{4\pi}{3(C_{st}\pi)^{3/2}} = \frac{0.752}{C_{st}^{1.5}} \quad (3-60)$$

应当指出, 阻力系数 C_{st} 在充气过程中, 随着伞衣外形的改变而有所变化。为简化计算可取其平均值。如对于密织物平面圆形伞, 可取 $C_{st} = 1.5$, 则可计算得 $k_f = 0.41$ 。同样, 附加质量的变化率可写成

$$\begin{aligned} \frac{dm_f}{dt} &= \frac{3}{2} \rho k_f (CA)^{1/2} \frac{d(CA)}{dt} \\ &= \frac{3}{2} \rho k_f v (CA)^{1/2} \frac{d(CA)}{ds} \end{aligned} \quad (3-61)$$

式中 $d(CA)/ds$ 可对式 (3-57) 微分后求得

$$\frac{d(CA)}{ds} = \begin{cases} k_1 & 0 \leq s \leq s_1 \\ 4\beta_1(s-s_1)^3 & s_1 < s \leq s_m \end{cases} \quad (3-62)$$

至此, 便可利用式 (3-54)、(3-55)、(3-57)、(3-58)、(3-59)、(3-61) 和 (3-62) 的参数变化规律, 根据运动方程解出开伞动载和全部运动参数。为了便于应用, 现把全部运动方程改写成以充气距离为自变量的运动方程, 并同诸原始参数的变化规律一起综合如下, 即

$$\begin{aligned} \frac{d\theta}{ds} &= g \cos \theta / v^2 \\ \frac{dx}{ds} &= \cos \theta \\ \frac{dy}{ds} &= \sin \theta \\ \frac{dt}{ds} &= \frac{1}{v} \end{aligned} \quad (3-63)$$

$$\begin{aligned} \frac{dv}{ds} &= \left(\frac{m_w + m_s}{m_w + m_s + m_f} g \sin \theta - \frac{1}{2} \rho v^2 \frac{(CA)_w + (CA)}{m_w + m_s + m_f} \right. \\ &\quad \left. - \frac{v}{m_w + m_s + m_f} \frac{dm_f}{dt} \right) / v \end{aligned}$$

$$F_K = (m_s + m_f) v \frac{dv}{ds} + \frac{1}{2} \rho v^2 (CA) + v \frac{dm_f}{dt} - m_s g \sin \theta$$

$$m_f = \rho k_f (CA)^{3/2}$$

$$\frac{dm_f}{dt} = \frac{3}{2} \rho k_f v (CA)^{1/2} \frac{d(CA)}{ds}$$

$$(CA) = \begin{cases} k_1 s & 0 \leq s \leq s_1 \\ (CA)_1 + \beta_1 (s - s_1)^4 & s_1 < s \leq s_m \end{cases}$$

$$\frac{d(CA)}{ds} = \begin{cases} k_1 & 0 \leq s \leq s_1 \\ 4\beta_1 (s - s_1)^3 & s_1 < s \leq s_m \end{cases}$$

式中

$$k_1 = (CA)_1 / s_1$$

$$\beta_1 = \frac{(CA)_s - (CA)_1}{(s_m - s_1)^4}$$

5. 经验法计算开伞动载

经验法基于下列假设:

- 1) 最大开伞动载为充满瞬间伞衣阻力的两倍, 即

$$F_{K_{max}} = 2Q_m = \rho v_m^2 (CA)_s \quad (3-64)$$

- 2) 充满距离与伞衣展开面积 A_s 之间关系可表示为

$$s_m = \alpha D_s = C \sqrt{A_s} \quad (3-65)$$

显然

$$C = 1.13\alpha$$

式中常数 C 与 α 的物理意义相同, 取决于伞型及织物透气量。

- 3) 假定人-伞系统为一个集中在人体重心的质点, 并不计人体的气动阻力。

根据以上假设, 人-伞系统作垂直下降时, 出现最大动载瞬间的运动方程为

$$m_{zt} \left(\frac{dv}{dt} \right)_m = G_{zt} - F_{K_{max}} \quad (3-66)$$

式中 $\left(\frac{dv}{dt} \right)_m$ 为出现最大动载时, 人-伞系统的加速度, 通常 $\left(\frac{dv}{dt} \right)_m < 0$ 为减速度; m_{zt} 、 G_{zt} 分别为人-伞系统的质量和重力。

如用平均加速度来表示瞬间加速度 $\left(\frac{dv}{dt} \right)_m$, 则

$$\left(\frac{dv}{dt} \right)_m = k_a \frac{v_m - v_L}{t_m} \quad (3-67)$$

式中 k_a 为加速度修正系数, 它是出现最大动载瞬间加速度与平均加速度之比值。

若在充气过程中系统的平均速度为

$$v_p = \frac{v_m + v_L}{2} \quad (3-68)$$

则系统充满距离可表示为

$$s_m = k_v \frac{v_m + v_L}{2} t_m \quad (3-69)$$

式中 t_m 为伞衣充满时间; k_v 为速度的修正系数, 用来修正按平均速度计算充满距离 s_m 而引起的误差。

将式 (3-65) 代入式 (3-69) 可得

$$t_m = \frac{2C\sqrt{A_s}}{k_s(v_m + v_L)} \quad (3-70)$$

再从式 (3-67)、(3-70) 代入式 (3-66)，经整理后可得

$$F_{K_{max}} = \frac{G_{zt}}{\sqrt{A_s}} [\sqrt{A_s} - k(v_m^2 - v_L^2)] \quad (3-71)$$

式中 $k = \frac{k_s k_v}{2Cg}$ 取决于伞型、材料及透气量，一般由试验确定。对于同一具降落伞来说， k 值是不变的。例如：救生-7， $k = 0.0056$ ；救生-4， $k = 0.006$ 。

从式 (3-64) 和式 (3-71) 中消去充满速度 v_m ，得

$$F_{K_{max}} = \frac{k v_L^2 + \sqrt{A_s}}{k/\rho(CA)_s + \sqrt{A_s}/G_{zt}} \quad (3-72)$$

因为人-伞系统的重力 G_{zt} 等于其着陆速度时的阻力，即

$$G_{zt} = \frac{1}{2} \rho_0 v_L^2 (CA)_s$$

则最大开伞动载又可写成

$$F_{K_{max}} = \rho_0 v_L^2 (CA)_s \frac{k v_L^2 + \sqrt{A_s}}{k \frac{v_L^2}{\Delta} + 2\sqrt{A_s}} \quad (3-73)$$

式中 $\Delta = \rho/\rho_0$ 为空气的相对密度，根据人-伞系统的开伞高度，可由国际标准大气表查得。

上面介绍的经验算法，主要根据低空试验的某些结果导出的，因而有一定的局限性。但此方法用在同类产品的估算上还比较正确，而且计算简单方便，有一定实用价值。

6. “无限”质量情况下开伞动载的计算

当人伞的单位面积载荷大到一定数值后，可以近似地认为充气过程中系统的速度将保持不变，亦即意味着系统的质量为“无限”大。决定“无限”质量的界限，通常按伞衣负荷 m_u/A_s 值为标准。各种资料介绍的标准各不相同，一般以伞衣负荷 $m_u/A_s = 40 \sim 130 \text{ kg/m}^2$ 为标准。如座椅的减速稳定伞可按“无限”质量处理。

在“无限”质量情况下，充气过程中系统速度变化很小，因而充气过程的计算可大为简化。最大开伞动载可按如下经验公式计算，即

$$F_{K_{max}} = \frac{1}{2} \rho v_L^2 (CA)_s k_d \quad (3-74)$$

式中 k_d 为动载系数（无因次）。由试验证明，对于一定型式的伞衣， k_d 是常值。在亚音速范围内，密织物平面圆形伞， $k_d \geq 2.0$ ；密织物底边延伸伞， $k_d \geq 1.8$ ；波环伞（环帆伞）， $k_d = 1.3$ 。

在“无限”质量情况下，由于充气过程中系统速度基本不变，因此伞衣充满时间可按下式简单关系计算，即

$$t_m = s_m / v_L \quad (3-75)$$

式中充满距离 s_m 可按式 (3-58) 计算。

四、稳降阶段

在伞衣充满后,气动阻力使物-伞系统继续减速直至系统达到稳定下降。这一过程称为稳定阶段。由于伞衣充满后,系统的外形和质量都可以视为不变。因此,只要将 $(CA) = (CA)_s, d(CA)/dt = 0$ 代入方程组(3-63) (将方程组(3-63)改写成以时间为自变量的方程组)中,再用同样方法一直计算下去,直到物-伞系统运动速度 $v = v_{wz}$ 为止。但由于 v 快接近 v_{wz} 时,系统减速很慢,使稳定下降时间很长,在实际使用中没有必要。因此一般计算到 $v = 1.01v_{wz}$ 时即可作为稳定阶段结束。

关于物-伞系统达到稳定下降速度 v_{wz} 之后的下降轨迹计算,只要将稳定阶段计算条件中 $m_f = 0$ 代入,再计算下去即可。

五、减小开伞动载的措施

目前减小开伞动载的具体方法很多,但从原理上来说主要有以下两方面:

1. 减小开始充气时的速度 v_L

1) 延迟开伞。采用延迟开伞的方法是借助于人体本身的阻力。将人体速度降低,使其处于较小的速度下开伞,因而降低了最大开伞动载。延迟开伞方法只适用于高空大速度的情况,对于低空救生伞不能采用此法,因为高度不够。

2) 使用减速伞。采用一具小面积减速伞或一系列这种减速伞,在主伞充气前,按一定时间逐次打开,将人-伞系统的速度迅速减小。

3) 多次开伞。采用收口方法控制伞衣进气口面积,使伞衣在完全张满前呈未张满状态下降。未张满伞衣象减速伞一样将系统由较高的速度减到系统允许开伞速度,然后解除伞衣进气口的控制,使伞衣完全张满。此时由于速度较小,开伞动载也就小了。收口比可根据设计要求进行选择。

2. 延长充气时间

1) 沿伞衣底边缘上导向面,使伞衣底边进气口面积减小,从而使充气时间延长。

2) 伞衣采用大透气量的织物。增大伞衣透气量使开伞动载减小,但也会引起伞衣阻力系数减小。为保证达到规定的着陆速度,就必须相应增大伞衣面积。因此,利用增大伞衣织物透气量的方法来解决减小开伞动载时,应当全面权衡伞衣面积、重量与体积的关系。

采用变透气量织物,就可以很满意地解决开伞动载和阻力的矛盾。由于织物透气量随着压差的增加而增加。这里所说的变透气量的织物是比一般织物更具有随压差而变化的特性。由于降落伞在充气过程中的压力差要比稳定下降时大得多,所以用变透气量织物制造伞衣,可以减小最大开伞动载,而在稳定下降时又不会降低伞的阻力系数。变透气量织物目前国外已经采用。

3) 在伞衣上开洞也可以达到同样的目的。开洞的作用是增加伞衣的结构透气量,以减小最大开伞动载。开洞数量与位置要通过实验确定,以便选择最佳的开洞方案。

第四节 伞衣结构设计

一、设计要求

设计任何一种用途的降落伞，原则上都应满足以下要求：

1) 开伞程序要好 在给定工作条件下，要保证降落伞系统开伞正常，工作可靠，强度足够。首要条件是开伞程序要好。所谓开伞程序好，就是要保证在开伞过程中伞绳拉直后，伞衣才开始充气。开伞程序设计好坏是降落伞安全可靠的关键，这就要求设计员必须具有丰富的实践经验。对于各部件的可靠性，主要是保证每个部件在设计载荷作用下正常地工作。因此，必须进行强度校核。

2) 拉直力和开伞动载不得超过规定指标 拉直力和开伞动载可根据前面介绍的方法进行计算。如不能满足要求，则必须采用前面所介绍的减小开伞动载的方法加以处理。

3) 下降稳定 对稳定性的要求是根据具体情况而定。对于一些航弹伞来说稳定性要求比较高，对于人用伞、投物伞一般要求比较低。要满足对稳定性的要求必须在伞型选择时就要考虑到，但稳定性的要求常常与阻力系数要求有矛盾，必须全面地、合理地加以考虑。

4) 着陆速度不得超过规定指标 根据对着陆速度的要求，可按式(3-2)推导出如下计算公式，即

$$A_s = \frac{1.63 G_{xt}}{C_s v_z^2} - \frac{C_w}{C_s} A_w \quad (3-76)$$

式中 G_{xt} (物-伞系统重力)和阻力系数 C_s 当然是个未知数。但由于伞型已选定， C_s 可选取一个平均值。其次 $G_{xt} = G_w + G_s$ ， G_w 是已知的， G_s 也可以根据同类产品的重量估计一个 G_s 值。

5) 要求降落伞系统重量轻、体积小、包装与使用维护方便。为了达到上述要求，降落伞设计必须合理的选择材料、安全系数和设计合理的结构。

6) 要求工艺性好，用料省。

二、伞绳数量和长度

增加伞绳数量能使伞衣进气口和投影面积增加，从而提高了伞衣的临界充满速度和阻力系数。但数量过大，反而使上述效应减少。因伞绳过多形成“绳罩”，堵住了气流流入伞衣，使临界充满速度下降。也由于“绳罩”作用，伞衣成为近似流线体，使阻力系数减小。当然伞绳增加会使伞衣重量、体积也相应增加。根据实践经验，一般对于面积为几十平方米的大伞，伞绳在伞衣底边处的间距为800到1250mm为宜。对于平面圆形伞而言，伞绳数 n 可按下式计算，即

$$n = 2.5 \sim 3.9 D_s$$

平均可取

$$n = 3.2 D_s \quad (3-77)$$

对于面积只有几平方米的小伞，为了保证伞形，伞绳在伞衣底边处的间距必须减小，常取

$$n = 6 \sim 15 D_s$$

相当于间距为0.5~0.2m。由于小伞常作稳定伞和减速伞用，载荷较大，伞绳数量也有以强度计算来选择的。

对于锥形伞衣，伞绳数量 n 的计算，显然只要将公式中 D_s 用结构直径 D_s （锥形伞的 D_s 即是伞衣底边直径）代替。

最后确定伞绳数量还要根据伞绳与回收物的连接情况。对于人用伞，由于背带系统上有四根连接带，伞绳数最好取被4除尽的偶数；对于投物伞，只要是偶数即可。伞绳数量确定后即确定了伞衣幅数。通常伞绳数量与伞衣幅数相等。

伞绳长度越长对阻力系数、稳定性和临界充满速度越有利。当然伞绳越长会使伞系统重量、体积、成本等增加。因此，设计时必须选取最佳值。目前选取伞绳长度的依据是对阻力系数的影响。图3-25是以伞绳长度 $L_{sh} = D_s$ 的伞衣作为基准，表示增长或缩短（相对于 $L_{sh} = D_s$ ）伞绳后，伞衣阻力系数变化情况。图中纵坐标 ΔC_s 表示阻力系数的增量，按下式计算，即

$$\Delta C_s = \frac{C'_s - C_s}{C_s} \%$$

式中 C_s —— $L_{sh} = D_s$ 时伞衣的阻力系数；

C'_s —— $L_{sh} \neq D_s$ 时伞衣的阻力系数。

从图中可知，投影面积随着伞绳长度增加而增大。当伞绳长度增加到大于伞衣直径后，对伞衣投影面积影响已很小，因而从增大阻力系数的角度来看，伞绳长度与伞衣直径的最佳比值应等于或稍大于1。

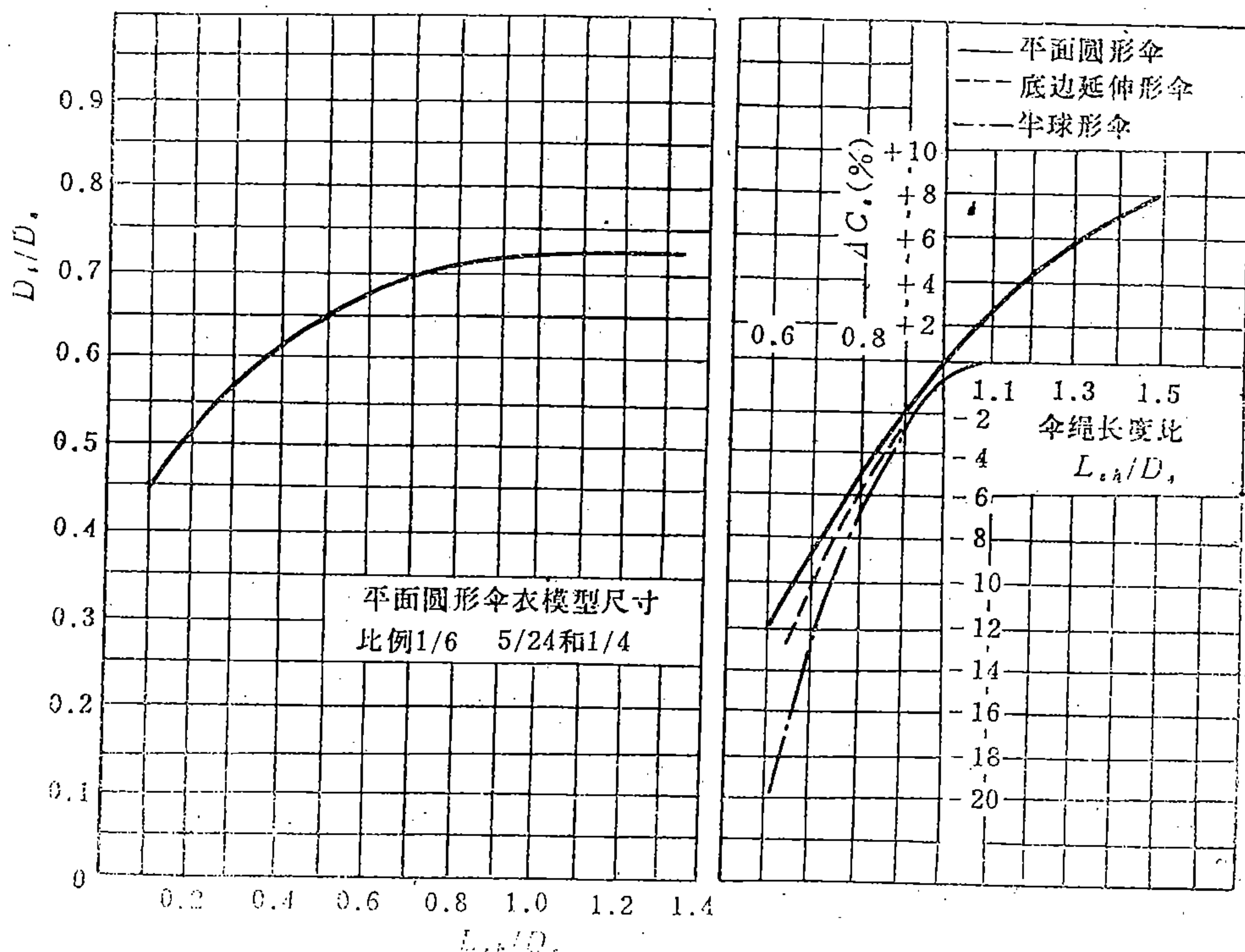


图3-25 伞绳长度对投影面积与阻力系数的影响

为了保证备份伞与主伞不互相干扰。备份伞的伞绳通常取 $L_{sh} = 0.6 \sim 0.7 D_s$ 。使它工作时与主伞不在同一高度上。对于使用时规定先抛主伞的备份伞，则伞绳可取长些。

在某些情况下,除选择适当的伞绳长度外,还要附加连接绳。如阻力伞、稳定伞等,这些伞通常是伞衣面积不大,而它们所连接的减速物体相对比较大。因此在正常的伞绳长度范围内,没有躲开物体的尾流,影响了伞衣的阻力系数、稳定性和开伞的可靠性。

在尾流研究中已证明,在亚音速气流中,伞衣处于减速物体后约3~5倍最大直径的位置上,尾流对伞衣的阻力系数虽还有一些影响,但尾流中的压力和速度分布比较有规则,能保证伞衣的开伞可靠性和稳定性。

三、伞顶孔

对于大多数的圆形伞、导向面伞和带条伞等,由于制造工艺上要求,均开有伞顶孔。伞顶孔大小对伞衣性能的影响,实质上就是伞衣结构透气量对伞衣性能的影响。伞顶孔大能提高伞衣稳定性、减小开伞动载,但阻力系数、开伞特性下降。目前在伞衣设计中,伞顶孔直径 D_i 常在 $0.04 \sim 0.1D_s$ 范围内。因此,对伞衣性能影响较小。确定伞顶孔的尺寸常常是从工艺上来考虑的。例如伞顶孔的周长要保证径向带条不会重叠。特别对于环帆伞来说,在设计中要调整伞顶孔的大小来调整整个伞衣的结构透气量,并保证伞衣幅用料最经济。

四、伞衣幅

当伞衣面积 A_s 、伞顶孔直径 D_i 和伞衣幅数 n 确定后,即可确定伞衣幅尺寸。现以平面圆形伞为例。

根据图3-26可知,伞衣幅的理论尺寸为:

$$\text{伞衣名义直径} \quad D_s = \sqrt{4A_s/\pi}$$

$$\text{伞衣幅顶角} \quad \beta = 2\pi/n$$

$$\text{伞衣幅下底长} \quad a = D_s \sin \frac{\beta}{2}$$

$$\text{伞衣幅上底长} \quad b = D_i \sin \frac{\beta}{2}$$

$$\text{伞衣幅高} \quad h = \frac{(D_s - D_i)}{2} \cos \frac{\beta}{2}$$

伞衣幅的毛件尺寸为

$$\text{伞衣幅下底长} \quad A = a + 2 \left(\frac{x}{\cos \frac{\beta}{2}} + z \tan \frac{\beta}{2} \right)$$

$$\text{伞衣幅上底长} \quad B = b + 2 \left(\frac{x}{\cos \frac{\beta}{2}} - y \tan \frac{\beta}{2} \right)$$

$$\text{伞衣幅高} \quad H = h + y + z$$

式中 x 、 y 和 z 分别为锁缝折边尺寸、伞顶孔和底边翻边。通常伞顶孔用包缝,因此, y 常为零。

伞衣幅分成几块楔形块,则要由伞衣幅高,织物幅宽以及锁缝折边尺寸等综合考虑,以

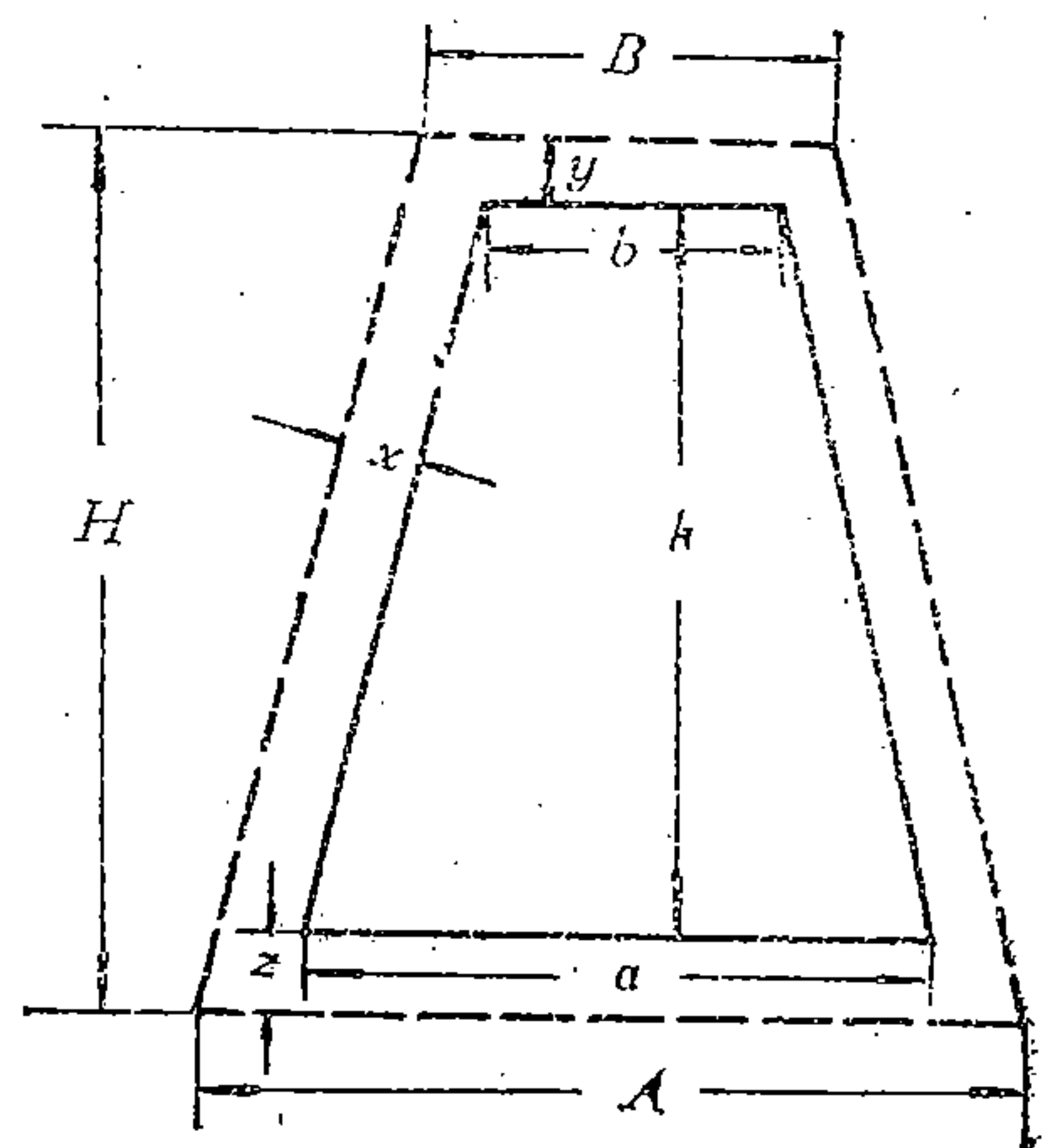


图3-26 伞衣幅毛件尺寸

求最经济合理。常常通过样板设计来确定。

第五节 伞衣强度计算

一、概 述

当伞衣充气时,伞衣表面受到流入空气的动量变化产生压力作用,使伞衣幅向外鼓起。织物的张力沿织物的经线和纬线传递到加强带上。经纬线上力的分配与伞衣曲率半径成正比。在伞顶孔、开缝和伞衣底边处的自由边缘上,力由边缘上的加强带传递。最终伞衣上的载荷由加强带集中传递给连接在伞衣底边上的伞绳,并通过伞绳和吊带向下传递到回收物上。

伞衣的应力有动载和静载两种。从伞绳拉直(即伞衣开始充气)瞬间,到稳定下降瞬间,伞衣承受的是动载荷。其特点是作用时间短,变化急剧。伞衣的危险应力就出现在充气过程中,所以是个动载。伞衣完全充满后,在稳定下降过程中,由于空气密度等因素的不断变化,伞衣中的应力也不是一个常数。但其变动范围与充气过程中相比是很小的,所以通常把稳定下降过程中伞衣的应力看作是静载荷。

伞衣应力分析需要知道:伞衣结构的形状和缝制情况、外载荷的分布和大小以及结构材料的特性。伞衣结构可以从设计图中得到,而伞衣充满形状只能由试验中获得;伞衣外载荷分布的精确数据不易获得,常用平均值代替;而伞衣结构材料的特点是刚度很小,所以不能承受弯曲载荷。外载荷只能由织物和加强带的张力来平衡。

伞衣应力分析的三个基本变量是应力、形状和载荷。这样可以提出两种分析问题的方法。若已知载荷,可以假定一个伞衣形状,求出应力或者试凑一个满足载荷条件的应力分布,求出伞衣形状。如符合实际情况,此应力分布即为所求。前者计算简单,是目前降落伞设计中常用方法。后者计算复杂,但精度较高。

虽然对伞衣应力分析和强度计算进行了很多研究。但到目前为止,还没有一种比较完善的理论分析方法。每一种方法都是根据一些假设和经验(或试验)数据而建立的。所以都有一定的局限性。本节着重介绍比较常用的一种方法。

二、伞衣强度计算的经验方法

1. 伞衣内最大应力的确定

这种方法基于如下的假设:

- 1) 伞衣充满部分呈半球形,如图3-27所示;
- 2) 内外压差沿充满部分的伞衣均布;
- 3) 仅由充满部分的伞衣承受开伞动载。

根据以上假设,伞衣内外压差与开伞动载的关系可表示为

$$\Delta p = \frac{F_{K_{max}}}{\pi r_o^2} = \frac{F_{K_{max}}}{d_w^2/\pi} \quad (3-78)$$

式中 d_w 为最大开伞动载时,伞衣充满部分的展开直径,称为危险截面直径。

根据半球形顶部的假设,充满部分伞衣径向截面上应力为

$$\sigma_{zw} = \frac{1}{2} \Delta p r_{zw} = \frac{d_w}{2\pi} \Delta p \quad (3-79)$$

即
$$\sigma_{zw} = \frac{F_{Kmax}}{2d_w} \quad (3-80)$$

在部分充满伞衣水平截面上的应力与伞衣型式有关, 对于平面型伞衣则有

$$\sigma_{ed} = \frac{F_{Kmax}}{\pi d_w} \quad (3-81)$$

对于锥形伞则有

$$\sigma_{ed} = \frac{F_{Kmax}}{\pi d_w \cos \alpha} \quad (3-82)$$

式中 α 为伞衣锥角。

如果定义 A_w 为伞衣危险截面, 即对于平面型伞衣

$$A_w = \frac{\pi}{4} d_w^2 \quad (3-83)$$

对于锥形伞衣

$$A_w = \frac{\pi}{4} d_w^2 \cos \alpha \quad (3-84)$$

则伞衣内应力可分别表示为:

对于平面型伞衣

$$\sigma_{zw} = \frac{1}{4} \sqrt{\frac{\pi}{A_w}} F_{Kmax} \quad (3-85)$$

$$\sigma_{ed} = \frac{1}{2} F_{Kmax} / \sqrt{\pi A_w} \quad (3-86)$$

对于锥形伞衣

$$\sigma_{zw} = \frac{1}{4} \sqrt{\frac{\pi \cos \alpha}{A_w}} F_{Kmax} \quad (3-87)$$

$$\sigma_{ed} = \frac{1}{2} F_{Kmax} / \sqrt{\pi A_w \cos \alpha} \quad (3-88)$$

2. 伞衣危险截面的确定

根据上面的定义, 伞衣危险截面即开伞动载为最大值时伞衣充满部分的表面积。危险截面 A_w 可以由实验测定。如缺乏实验资料时, 可按下面假设和步骤求取。

由于伞衣单位面积载荷比较小的大伞, 开伞动载出现在充气前期; 而伞衣单位面积载荷比较大的小伞, 开伞动载出现在充气后期接近完全充满瞬间。因此, 可以把伞衣出现最大开伞动载时的情况看成这样一具小伞的充气情况, 这具小伞是伞型、阻力系数和悬挂重量均与大伞相同, 且在同样开伞速度下能得到与大伞同样开伞动载。此小伞的面积 A , 即为大伞的危险截面 A_w 。

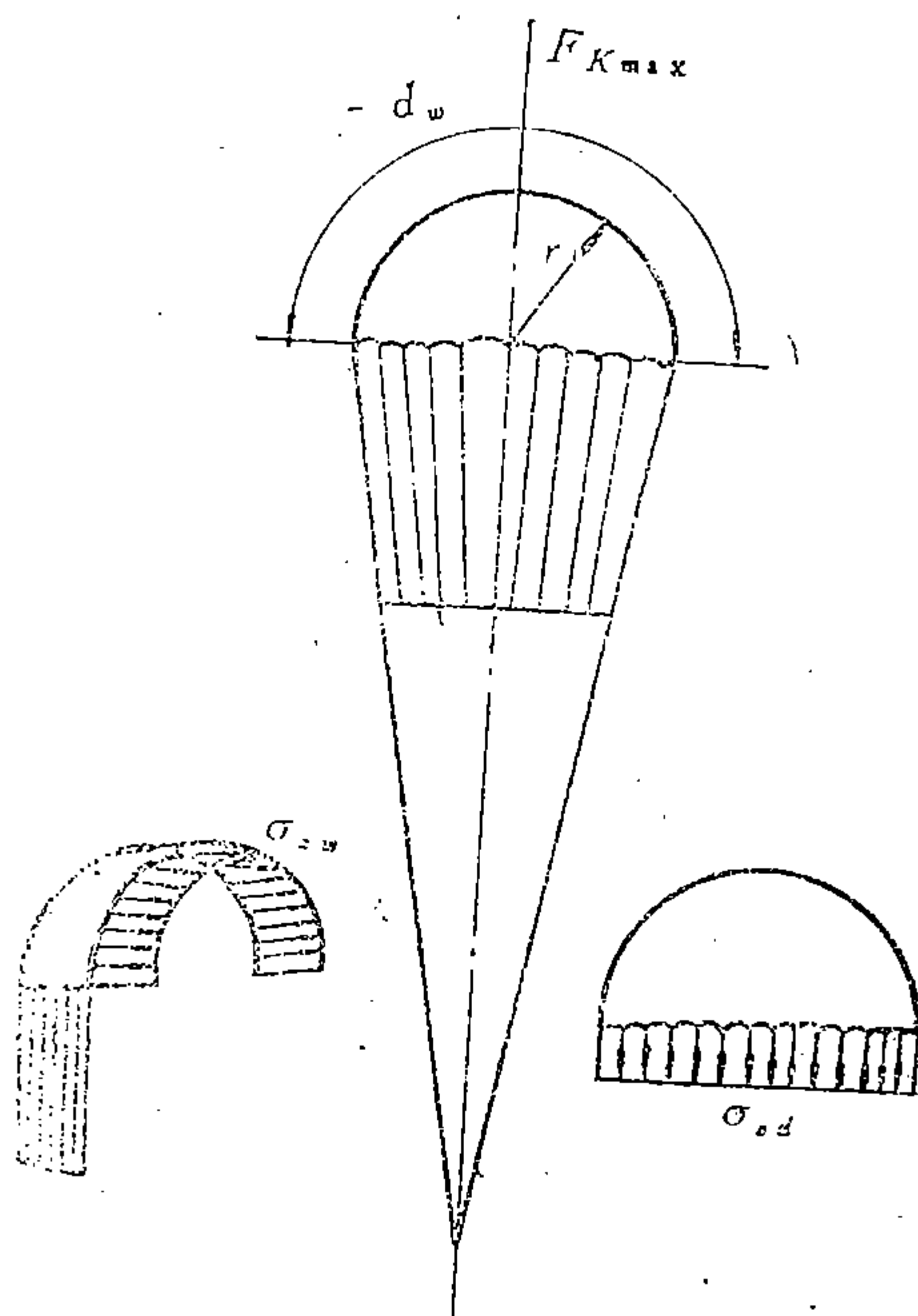


图3-27 伞衣应力图

计算方法如下:

1) 按式 (3-73) 计算出展开面积为 A_s 的最大开伞动载 F_{Kmax} 。

2) 先假设危险面积为 A_{w1} 。单位面积载荷大的伞, 最大开伞动载可用下式计算, 即

$$F_{Kmax} = k_1 \rho v_L^2 C_s A_{w1}$$

所以

$$A_{w1} = \frac{F_{Kmax}}{k_1 \rho v_L^2 C_s} \quad (3-89)$$

式中 k_1 为修正系数。因为式中速度是 v_L 而不是 v_m 。通常先假设 $k_1 = 0.5$, 按式 (3-89) 可计算出第一个假设的 A_{w1} 。

3) 再按式 (3-73) 计算出展开面积为 A_{w1} 的最大开伞动载 F_{Kmax}^* 。计算时要注意两点: 一是其阻力系数仍为 C_s ; 二是系统的着陆速度 v_z 要换算成相应于展开面积为 A_{w1} 的着陆速度 v_{z1} , 由于系统的重量未变, 可按下式换算, 即

$$v_{z1}^2 = v_z^2 A_s / A_{w1} \quad (3-90)$$

式中 v_z 为相应于展开面积 A_s 的系统着陆速度。

4) 如果计算出来 $F_{Kmax}^* = F_{Kmax}$, 则说明上述假设的 A_{w1} 即所求之危险截面。通常一次不能满足, 则可按下式校正系数 k , 即

$$k_2 = \frac{F_{Kmax}^*}{F_{Kmax}} k_1 \quad (3-91)$$

5) 再把 k_2 值代入式 (3-89) 求出第二个假设 A_{w2} , 通常按 A_{w2} 求出之 F_{Kmax}^* 已接近 F_{Kmax} 值。因此, A_{w2} 可作为计算伞衣最大应力的危险截面 A_w 。

3. 伞衣强度计算

将求得的伞衣危险截面 A_w 代入式 (3-85)、(3-86) 或式 (3-87)、(3-88), 即可计算出伞衣中的应力。计算结果显然径向截面上的应力 σ_{zw} 大于水平截面上的应力 σ_{cd} 。因此按下式校验伞衣之强度, 即

$$\sigma_{zw} f_{sy} \leq \sigma_{sy} \quad (3-92)$$

式中 σ_{sy} 为伞衣织物的断裂强度。一般特纺材料手册上给出的 σ_{sy} 是以 50mm 宽的材料试件为标准的, 使用时应注意单位的统一。

伞衣安全系数 $f_{sy} = 1.5 \sim 4.0$, 应根据伞衣织物的种类和性能、伞的用途、结构与制造工艺、使用次数以及保管条件等项因素决定。

三、计算实例

现用平面圆形人用伞为例, 来计算伞衣的强度。已知: $A_s = 84m^2$ 、 $v_z = 5.18m/s$ 、 $(CA)_s = 71.4m^2$ 、开伞高度 $H = 600m$ 、 $k = 0.01$ 、 $v_L = 81.7m/s$ 、 $C_s = 0.85$ 。

1. 伞衣危险截面的确定

按式 (3-73) 计算 F_{Kmax}

$$F_{Kmax} = 1.225 \times 26.89 \times 71.4 \frac{0.01 \times 6674.89 + 9.17}{0.01 \frac{26.89}{0.944} + 2 \times 9.17} = 9588.06(N)$$

按式 (3-89) 计算 A_{w1}

$$A_{w1} = \frac{9588.06}{0.5 \times 1.156 \times 6674.89 \times 0.85} = 2.92(m^2)$$

按式 (3-73) 计算展开面积为 A_{w1} 的最大动载 F_{Kmax}^*

$$v_{z1}^2 = v_z^2 \frac{A_s}{A_{w1}} = 26.89 \frac{84}{2.92} = 773.55$$

$$F_{Kmax}^* = 1.225 \times 773.55 \times (0.85 \times 2.92) \times \frac{0.01 \times 6674.89 + 1.7}{0.01 \frac{773.55}{0.944} + 3.4} = 13884.97 (N)$$

修正 k_1

$$k_2 = \frac{13884.91}{9588.06} k_1 = \frac{13884.97}{9588.06} \times 0.5 = 0.72$$

按式 (3-89) 计算 A_{w2}

$$A_{w2} = \frac{9588.06}{0.72 \times 1.156 \times 6674.89 \times 0.85} = 2.03 (m^2)$$

危险截面 A_w 为 $2.03 m^2$ 。

2. 计算伞衣织物应力

按式 (3-85) 计算 σ_{zw}

$$\sigma_{zw} = \frac{1}{4} \sqrt{\frac{\pi}{A_w}} F_{Kmax} = \frac{1}{4} \sqrt{\frac{\pi}{2.03}} \times 9588.06 = 2981.94 (N/m)$$

按式 (3-86) 计算 σ_{cd}

$$\sigma_{cd} = \frac{1}{2} \frac{F_{Kmax}}{\sqrt{\pi A_w}} = \frac{1}{2} \frac{9588.06}{2.53} = 1497.92 (N/m)$$

四、伞衣孔口圈强度计算

伞衣孔口圈的受力状态与伞衣孔口的结构型式有关。伞衣孔口结构型式一般可分为下面四种：径向辐射加强件（或伞绳）穿过孔口，但其长度小于孔口直径；等于孔口直径或大于孔口直径；和径向辐射加强件不穿过孔口。后两种孔口圈的受力状态基本相同，都是孔口圈受载最严重的情况；而前两种孔口圈的受力不是最严重的情况。下面主要讨论后两种孔口圈的强度计算方法。

如图3-28所示，伞衣充气后，孔口圈在辐射加强件的拉力作用下形成正多边形。多边形的边数与径向辐射加强件的数量（即伞绳数量）相同。孔口圈内力 F_d 与辐射加强件的拉力 T_1 之关系为

$$F_d = \frac{T_1}{2} \frac{1}{\sin \frac{\pi}{n}} \quad (3-93)$$

式中 n 为伞绳数量。

为了确定拉力 T_1 ，取单根辐射加强件及其所附部分伞衣为研究对象，其示力图如图3-29所示。当开伞动载为最大时，伞衣处于部分充满状态。在辐射加强件的顶端作用有载荷 T_1 ，下端则作用有伞绳张力 T_{sh} 。若充满部分伞衣为半球形，则辐射加强件的上半部分为 $1/4$ 圆弧。假定作用在伞衣充满部分上的压力为均布，其合力通过圆弧中心 o ，并略去伞衣质量的惯性力，则辐射加强件两端的载荷关系可通过对圆弧中心 o 点取力矩平衡方程来求得。

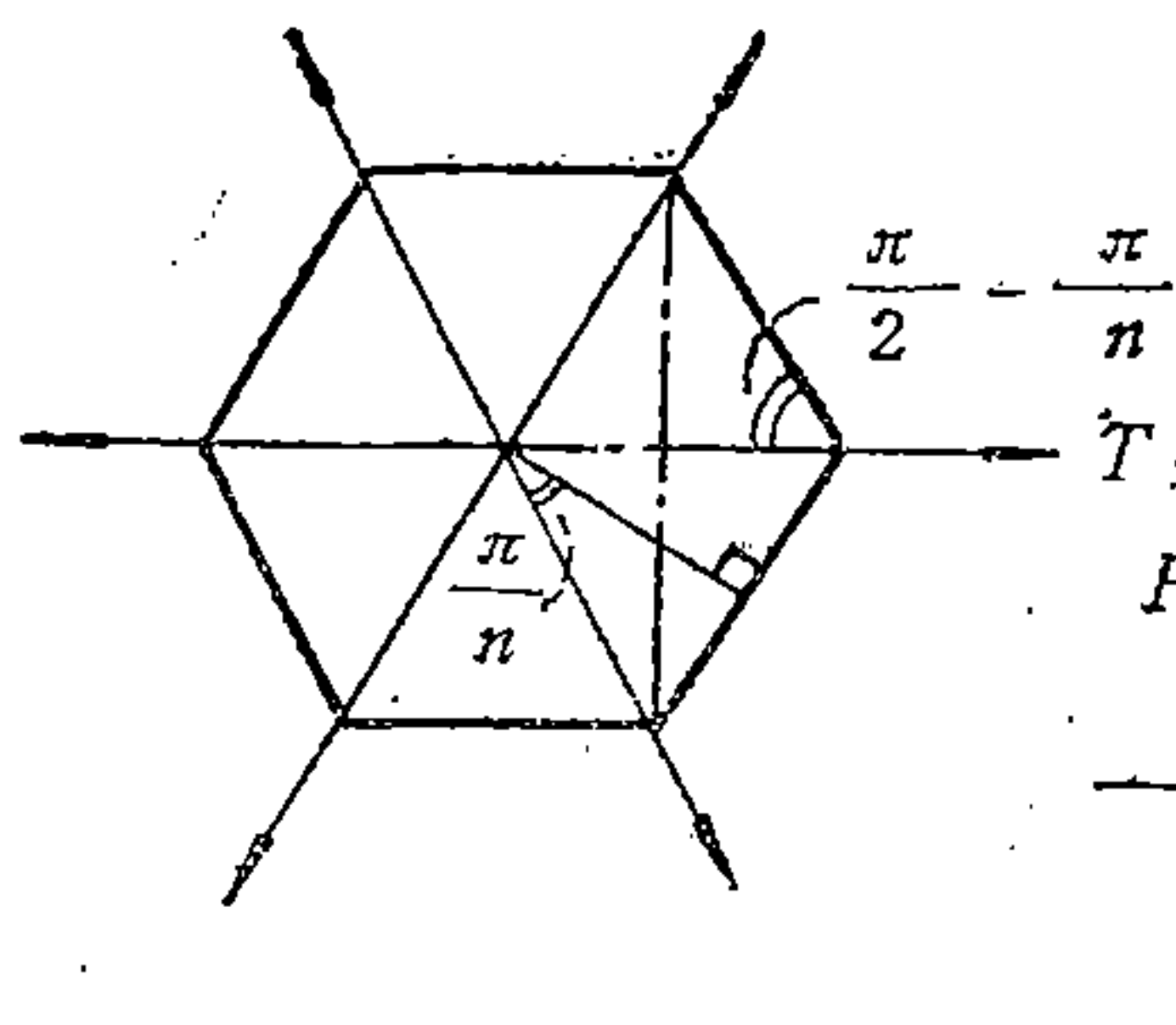


图3-28 伞衣孔口圈受力情况

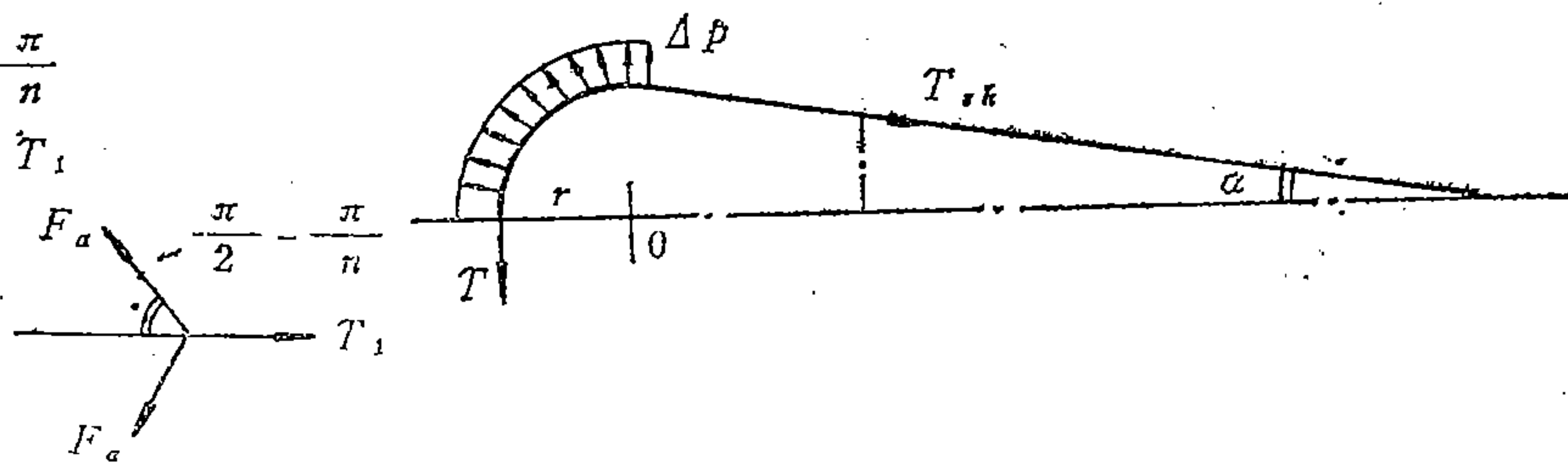


图3-29 单根辐射加强件受力图

或写成

式中 r —— 圆弧半径；

α —— 伞绳汇交角的半角。

单根伞绳的张力 T_{sk} 可表达为

$$T_1 r - T_{sk} r \cos \alpha = 0$$

$$T_1 = T_{sk} \cos \alpha$$

因此

将上式代入式 (3-93)，则得

$$T_{sk} = \frac{F_{K_{max}}}{n \cos \alpha}$$

$$T_1 = F_{K_{max}} / n$$

$$F_d = \frac{F_{K_{max}}}{2n \sin \frac{\pi}{n}} \quad (3-94)$$

若把 $\sin \frac{\pi}{n}$ 展成三角级数

$$n \sin \frac{\pi}{n} = \pi - \frac{1}{3!} \frac{\pi^3}{n^2} + \frac{1}{5!} \frac{\pi^5}{n^4} - \dots$$

取其极限

$$\lim_{n \rightarrow \infty} n \sin \frac{\pi}{n} = \pi$$

因此，对于大多数伞衣而言，可近似取 $n \sin \frac{\pi}{n} = 3$ 。

这样，式 (3-94) 则可简化为

$$F_d = \frac{F_{K_{max}}}{6} \quad (3-95)$$

求出孔口圈的内力 F_d 后，可按下式校验其强度，即

$$F_d f_d \leq p_d$$

式中 p_d —— 孔口圈的断裂强度；

f_d —— 孔口圈的安全系数 ($f_d = 1.5 \sim 3$)。

选取伞衣孔口圈的安全系数 f_d 时应考虑其结构型式、材料特性以及使用条件（如使用次数）等因素。对于后两种孔口结构型式，因其受力最严重，可取 $f_d = 2 \sim 3$ ；对于前两种结构型式，可取 $f_d = 1.5 \sim 2$ 。

五、伞绳强度计算

1. 伞绳强度计算情况与载荷

作为伞衣与回收物的连接部件——伞绳，在降落伞整个工作过程中受载最严重的情况有两种：一种情况发生在伞系统拉直过程中，此时全部伞绳大致处于平行拉伸状态，外载荷是拉直力 F_L ；另一种情况出现在伞衣充气过程中，此时伞衣处于部分充满状态，因而伞绳与降落伞对称轴线有一定的夹角，外载荷则为最大开伞动载 F_{Kmax} 。若 $F_{Kmax} > F_L$ ，则只要计算后一种情况的伞绳强度即可；反之，若 $F_{Kmax} < F_L$ ，则要对上述两种情况计算伞绳的张力，然后取其中较大的张力进行强度校验。

2. 伞绳强度计算

在拉直过程中，单根伞绳的张力可表示为

$$T_{sh} = \frac{F_L}{n \cdot m} \quad (3-95)$$

式中 n ——伞绳数量；

m ——伞绳不同时工作的修正系数，一般取 $m = 0.667$ 。

在充气过程中，若出现最大开伞动载时，伞绳与伞对称轴线之夹角为 α （即汇交角），则每根伞绳之张力 T_{sh} 为

$$T_{sh} = \frac{F_{Kmax}}{nm \cos \alpha} \quad (3-96)$$

由于在伞衣充气过程中， α 角是个变量，所以最大动载时的 α 角不易确定，一般以伞衣完全充满时的 α 角来计算 T_{sh} ，显然这是偏于安全考虑。图3-30所示为充满伞衣的几何形状。由图可知： $\sin \alpha = (0.3 \sim 0.4) D_s / L_{sh}$ 。一般情况取 $L_{sh} = (0.8 \sim 1.2) D_s$ ，则可求出 $\sin \alpha$ 的大致范围为

$$\sin \alpha = 0.33 \sim 0.375$$

即

$$\cos \alpha = 0.927 \sim 0.943$$

若取平均值 $\cos \alpha = 0.935$ 代入式(3-96)，则得

$$T_{sh} = \frac{F_{Kmax}}{0.935nm} = \frac{1.6F_{Kmax}}{n} \quad (3-97)$$

求出单根伞绳的张力 T_{sh} 后，可按下式进行强度计算，即

$$T_{sh} f_{sh} \leq p_{sh}$$

式中 p_{sh} ——单根伞绳的断裂强度；

f_{sh} ——伞绳的安全系数，一般 $f_{sh} = 1.4 \sim 4.0$ 。

六、收口绳强度计算

伞衣底边处的收口绳张力 T_{sk} 可按下式计算

$$T_{sk} = \Delta p r_{sk} \quad (3-98)$$

由图3-31可知，收口绳圆周方向上的平均压差 Δp 的合力必定要与伞绳和伞衣径向带的分力的合力相平衡。因此

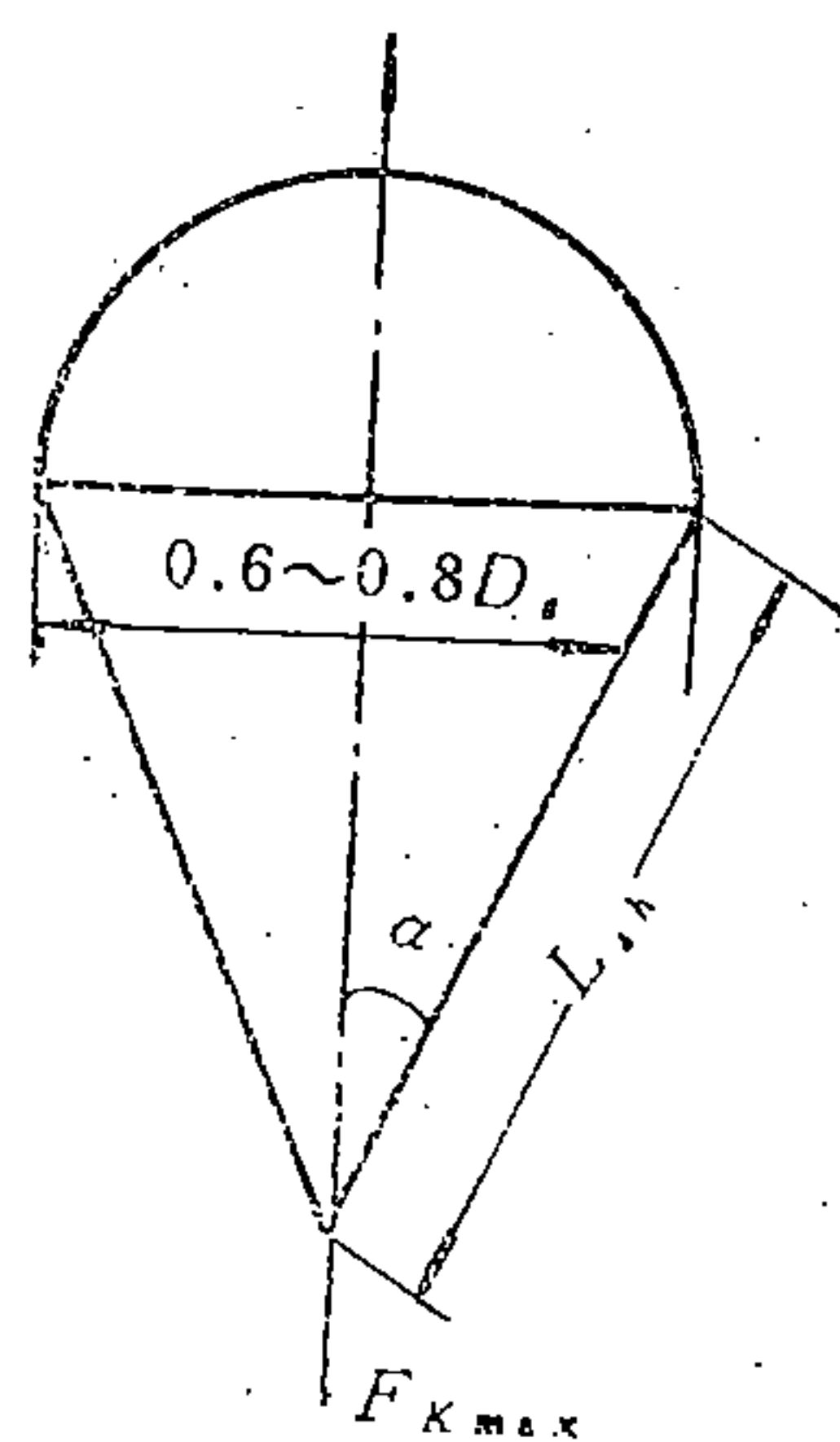


图3-30 充满伞衣几何关系

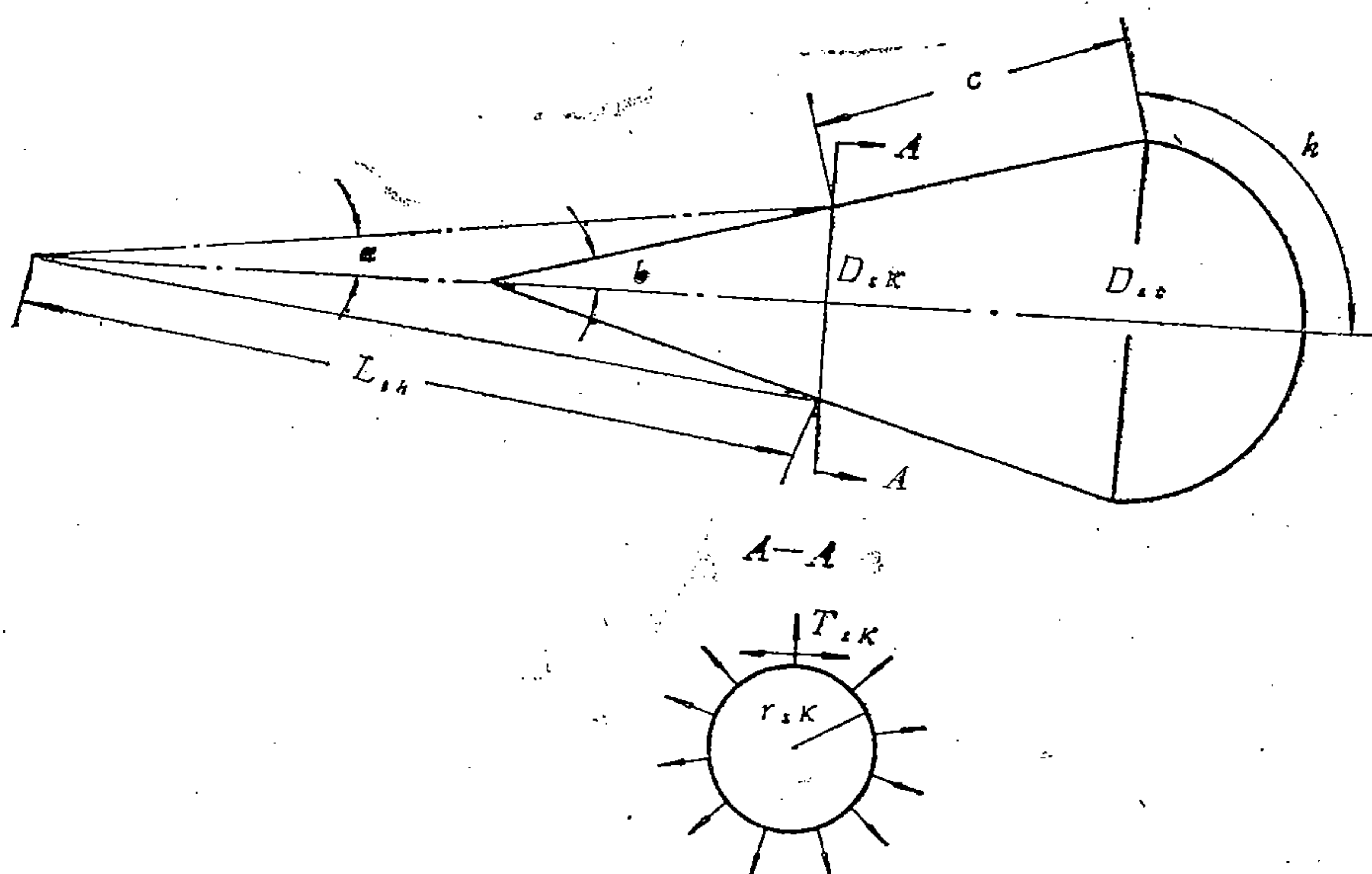


图3-31 收口绳受力分析图

$$\Delta p = (F_K \operatorname{tg} b - F_K \operatorname{tg} a) / \pi D_{k1}$$

代入式 (3-98) 得

$$T_{sk} = F_K (\operatorname{tg} b - \operatorname{tg} a) / 2\pi \quad (3-99)$$

式中

$$a = \sin^{-1} (D_{k1} / 2L_{sk})$$

$$b = \sin^{-1} (D_{k1} - D_{k2}) / 2c$$

$$c = D_{k1} / 2 - h$$

$$h = \pi D_{k1} / 4$$

由于收口伞衣的最大开伞动载通常出现在解除收口以后, 因此式中 F_K 的数值应取收口时期中的最大动载。如用 F_{Kmax} 值, 则计算结果偏于安全。

据资料介绍, 对于环帆伞收口绳的张力 T_{sk} 为

$$T_{sk} = 0.025 F_{Kmax} \quad (3-100)$$

求出收口绳的张力 T_{sk} 后, 可按下式进行强度计算

$$T_{sk} f_{sk} \leq p_{sk}$$

式中 p_{sk} —— 收口绳的断裂强度;

f_{sk} —— 安全系数, 常取 $f_{sk} = 2$ 。

思 考 题

1. 救生伞有哪几种开伞方式?
2. 救生伞开伞过程可分哪几个阶段?
3. 什么是稳定下降速度? 它与着陆速度有何区别?
4. 织物透气量、有效透气量、结构透气量和填满系数是如何定义的?
5. 降落伞开伞动载计算中为什么要考虑附加质量?
6. 锥形伞的阻力系数为什么会比平面圆形伞大?
7. 装有中心绳的伞衣为什么会提高伞衣的阻力系数和充满性能?

8. 收口比是如何定义的?
9. 简述尾流区内速度分布的规律。
10. 物-伞系统在空气中运动时, 伞衣所感受到的速度分布属哪一种速度分布规律?
11. 什么叫临界充满速度和临界闭伞速度, 它们的物理意义是什么?
12. 降落伞在怎样的速度范围内能充满?
13. 改善伞衣充气性能的原理是什么? 具体有哪些措施?
14. 已知人-伞系统质量为90kg, 阻力特征为 0.56m^2 。计算人-伞系统在5000m高度上的极限速度?
15. 试编一个通用的自由坠落阶段(采用绳拉开伞)的计算程序, 求解运动参数。
16. 开伞过程中有哪两种拉伞方式? 它们的拉直力分别出现在什么时候? 哪一种方式的拉直力大?
17. 拉直力的大小与哪些因素有关? 其原因是什么?
18. 试编一个通用的平面圆形伞充气阶段的计算程序。求解运动参数和动载。
19. 所谓“无限”质量情况, 其物理意义是什么?
20. 减小开伞动载的措施主要有哪几方面?
21. 降落伞设计的基本要求是什么?

第四章 弹射动力装置性能计算

第一节 概 述

一、弹射动力装置性能计算内容

弹射动力装置是为弹射座椅提供离机初速的动力部件。弹射时,座椅在弹射动力作用下沿滑轨加速运动,在离机瞬间所获得的速度即为弹射初速。弹射初速是计算座椅弹射轨迹的初始参数。为了计算弹射初速,必须研究弹射机构的运动情况。弹射过载是弹射救生装置的重要参数。如第一章所述,弹射过载值不得超过人体耐受限。弹射过载是由弹射动力产生的,因此,需研究弹射动力装置的动力特性,计算出弹射时人-椅系统所承受的最大过载值、作用时间和过载增长率,以确证弹射时人员的安全性。计算弹射动力装置性能,还可以了解动力装置内燃气压力的变化情况,这对于弹射机构的强度设计是不可缺少的数据。综上所述,弹射动力装置性能计算包括弹射机构运动参数计算、机构内火药燃气压力计算、弹射初速和弹射过载计算等内容。

二、弹射机构运动微分方程

弹射机构的构造如第二章所述,最简单的是由内筒和外筒及其它部件所组成。内筒与座椅相连,外筒通过下部支座固定在飞机上。弹射时,内筒受到火药燃气压力作用,推动人椅向上运动,直到内筒下端离开外筒,压力卸去,此时人-椅系统即获得了弹射初速。

弹射座椅在座舱内是沿导轨运动的。导轨一般平行于椅背以利于人体脊柱受力。弹射机构一般也安装在导轨平面内。导轨与垂直轴夹角 χ 一般为17度左右。由于座椅与弹射机构相连,又都沿导轨平面向上运动,因此座椅的运动即代表弹射机构内筒的运动。

座椅在导轨上运动时,受到弹射动力 pA 、系统重力 G 和导轨对滑轮的支反力 F_A 、 F_B 的作用,如图4-1所示。为了研究沿弹射机构行程 l 方向的运动,我们把重力 G 从重心 C 平移到弹射机构轴线的 C' 点,可得力 G' 和力矩 $M_{C'}$ 。其中 $G' = G$, $M_{C'} = G\overline{CC'}$ 。由于导轨是固定不动的,座椅系统在垂直于导轨的方向上没有运动,因此在此方向上的力应是平衡的。即

$$F_A + G\sin\chi - F_B = 0 \quad (4-1)$$

$$\text{及} \quad M_{C'} - F_A\overline{AC'} - F_B\overline{BC'} = 0 \quad (4-2)$$

当忽略内外弹射筒之间和滑轮导轨之间的摩擦力时。在弹射机构行程 l 方向上,只剩下 pA 和 $G\cos\chi$ 这两个力。现在就可写出在该方向上座椅即弹射机构的运动微分方程,即

$$m \frac{d^2 l}{dt^2} = pA - G\cos\chi \quad (4-3)$$

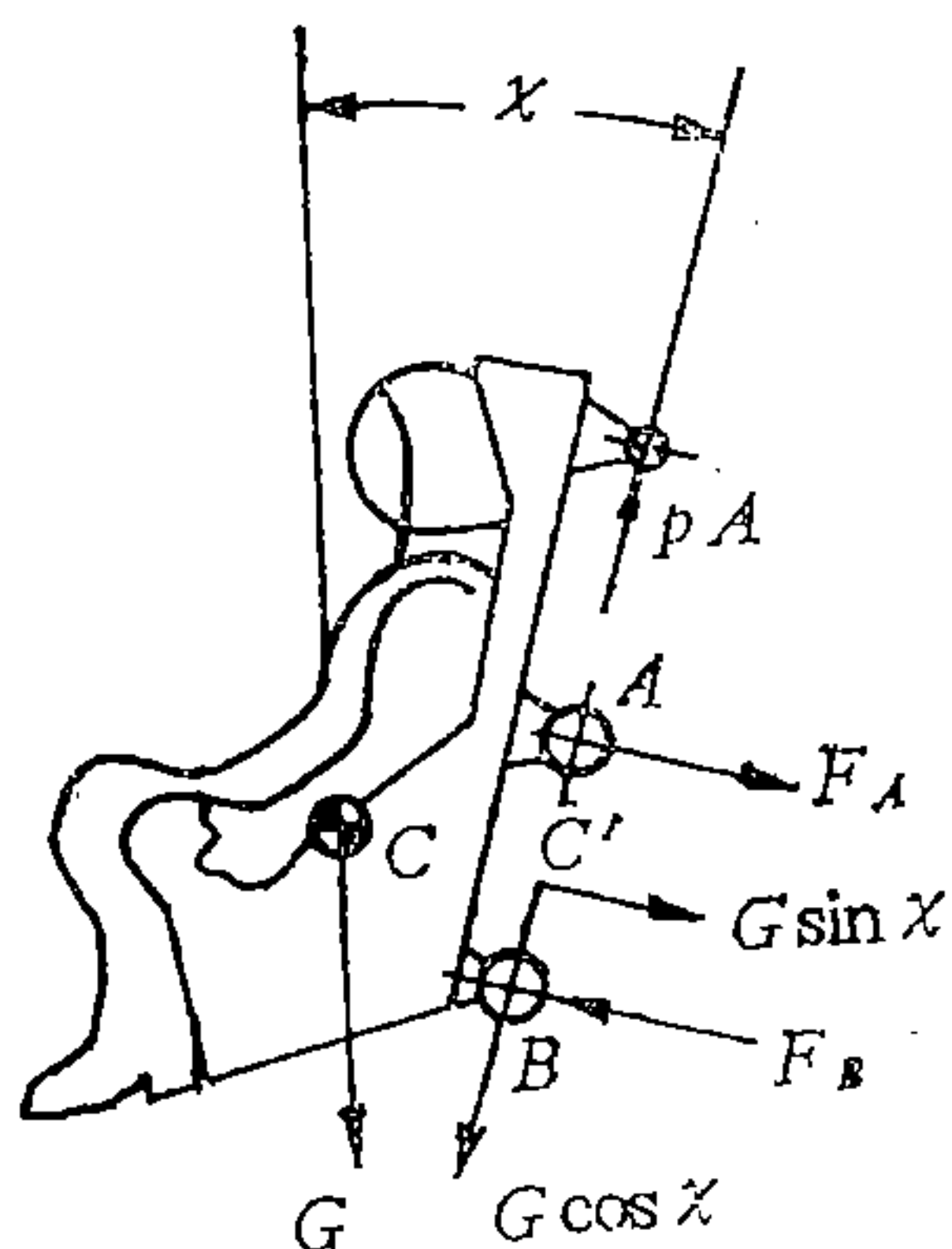


图4-1 座椅在导轨上运动受力图

或

$$m \frac{dv}{dt} = pA - G \cos \chi \quad (4-4)$$

式中 $m = \frac{G}{g}$ ——人-椅系统质量;

l ——弹射机构行程;

v ——座椅 (弹射机构内筒) 运动速度;

p ——弹射机构内火药燃气压力;

A ——弹射机构内筒压力作用有效面积。

从弹射机构运动微分方程可以看出, 当人-椅质量一定时, 加速度 $\frac{dv}{dt}$ 取决于压力 p 和面积 A 。压力 p 是由火药燃烧获得的。在整个运动过程中, p 随时间 (行程) 的变化是很大的。面积 A 对于一级弹射筒是不变的; 但多级弹射机构的压力作用有效面积却是一级级变小的。为了计算燃气压力的变化, 必须对弹射弹火药的燃烧情况进行研究。

第二节 火药的基本知识

一、火药的种类

火药可以分为有烟火药和无烟火药两大类。有烟火药是一种机械混合火药, 黑色火药就是它的典型代表。黑色火药由硝酸钾、硫和炭组成, 它燃烧时会产生很大的烟雾, 并留下不少残渣。机械混合物构成的火药, 由于其结构的特点, 燃烧不是完全有规律的, 特别是在密度很小时则完全没有规律。而且, 这种火药的能量较小, 目前已不用作发射药, 仅用作点火药和传火药。

弹射弹所用的火药属于无烟火药类。目前常用的无烟火药有两种: 一种是硝化纤维; 另一种是硝化甘油。它们又称为胶体火药。它们的特点是燃烧很有规律, 能以平行层进行燃烧, 因此可以通过药柱的形状来控制火药的燃烧面积和燃烧量。

硝化纤维又称硝化棉, 是棉花 (木质纤维) 经硝酸和硫酸的混合酸硝化处理获得的。其外形与普通棉花相似, 能溶解于多种有机溶剂中, 形成胶体溶液。溶剂少温度低时也能形成固态胶体。硝化棉火药是硝化棉胶化而成的; 硝化甘油火药则是用硝化甘油胶化硝化棉而成。硝化棉火药的标准颜色是灰绿色, 质地较硬; 而硝化甘油呈褐色, 比较柔软, 易于弯曲。

二、火药的物理化学特征量

火药的主要物理化学特征量有:

1) 热值 Q_w (kJ/kg) 热值又称爆热, 即燃烧1kg火药, 并将所形成的气体冷却到15°C时所放出的热量。热值代表火药的作功能量。将热值乘以热功当量, 就是火药势, 表示全部热量转变为机械功时火药所能作的功。硝基火药的 Q_w 值约为3350~5000kJ/kg。

3) 比容 w_1 (m³/kg) 即燃烧1kg火药所形成的气体, 在101.32kPa (760mmHg) 压力和273K (0°C) 温度状况下所占有的气体体积。气体体积越大, 它所能作的功也越

多。硝基火药的 w_1 约为 $0.8 \sim 0.97 \text{ m}^3/\text{kg}$ ($800 \sim 970 \text{ dm}^3/\text{kg}$)。

3) 燃烧温度 T_1 (K) 燃烧温度又称为爆温, 即火药燃烧时形成气体瞬间, 气体所具有的温度。 T_1 以绝对温度表示。燃烧温度越高, 气体能量越大, 能作的机械功也越多。硝基火药的 T_1 约为 $2500 \sim 3500 \text{ K}$ 。

4) 火药重度 γ (kg/dm^3) 火药重度即火药重量与体积的比值, 或单位体积内的火药重量。压制的硝基火药 γ 为 $1.56 \sim 1.63 \text{ kg}/\text{dm}^3$; 机械混合火药 γ 在 $1.5 \sim 1.8$ 之间。

三、火药的弹道特征量

火药在定容条件下燃烧时, 决定火药气体最大压力 p_{max} 和压力增加速度 dp/dt 的那些参量, 统称为火药的弹道特征量。这些特征量中有的决定于火药的物理化学特性, 有的决定于火药药粒的形状和尺寸。

火药的主要弹道特征量有:

1) 火药力 f (kJ/kg) 火药力即当 1 kg 火药燃烧所生成的气体, 在温度达到燃烧温度 T_1 时, 并在恒定大气压下使其膨胀所能作的功。该功决定于气体的比容和火药的燃烧温度。

由火药气体比容 w_1 的定义可知

$$p_0 w_1 = R \cdot 273$$
$$R = \frac{p_0 w_1}{273} \quad (4-5)$$

由火药力的定义可得:

$$f = p w = R T_1 = \frac{p_0 w_1}{273} T_1 \quad (4-6)$$

式中 p_0 ——对应于 w_1 的压力 (101.32 kPa);

R ——火药气体常数 ($\text{kJ}/\text{kg} \cdot \text{K}$);

w ——火药气体在压力 p 下的比容 (m^3/kg)。

2) 余容 α (dm^3/kg) 余容即指 1 kg 火药气体中, 火药气体分子本身所占体积的大小。当火药在火炮中燃烧时, 会产生很大的压力, 使气体密度变得很大, 以至气体分子本身容积占据其燃烧容积相当大的一部分。这时, 在物理学气体状态方程中比容 w 应减去单位重量分子所占的体积。所以气体状态方程应修正为

$$p(w - b) = RT \quad (4-7)$$

在物理学中, 对于给定气体, b 为恒量, 可用实验来测定, 它约等于气体分子本身体积的四倍。在弹道学中以 1 kg 火药为单位的气体分子所占体积用 α (即余容) 表示。余容与气体成分有关。在温度为 273 K , 压力为 101.32 kPa 时, α/w_1 的比值为: 氮 1.359×10^{-4} ; 沼气 1.091×10^{-3} ; 氧气 0.89×10^{-4} ; 氢 0.887×10^{-4} ; 一氧化碳 0.886×10^{-4} 。一般可取 $\alpha = 0.001 w_1$ 。对于硝化棉火药可取 $\alpha = 0.00108 w_1$ 。试验证明, 当压力小于 $39 \times 10^4 \text{ kPa}$ 时, 可把余容当作常量。压力大于此值后, 余容将随压力增大而减小。

3) 火药燃烧速度 u (cm/s) 指火药的燃烧线速度, 即火药的燃烧面向火药内部推进的速度。它决定于火药的成分和周围气体的温度和压力。在弹射机构内可以假定燃气温度不变化, 火药燃烧速度 u 只随压力增加而增加。 u 与压力的关系可用线性函数或指数函数表示, 即

$$u = A + Bp \quad (4-8)$$

或 $u = u_1 p^a \quad (4-9)$

式中 p 为压力, A 、 B 、 u_1 和 a 在一定初温下都是常数。在弹射机构内弹道计算中, 采用指数函数形式, 比较符合实际。

在公式 $u = u_1 p^a$ 中, u_1 称为燃速系数, 它表示在 98.1 kPa 压力下的火药燃烧线速度。燃速指数 a 值小于 1。在使用该公式时, 压力参数 p 应是无因次的, 即将压力 (kPa) 除以 98.1 kPa, 因为 u_1 是在 98.1 kPa 压力下的燃烧速度。

火药的初温对燃烧速度有一定影响。温度每相差 10°C , 影响不到 5%。但弹射机构工作温度范围为 -50°C 至 $+50^\circ\text{C}$, 变化达 100°C , 因此燃烧速度的偏差也是很大的。初温对燃速的影响主要表现在 u_1 的变化上, 有时也影响指数 a 值, 但在一般的弹射机构中 a 的变化远小于 u_1 的变化。

以上三个特征量都与火药性质有关。

4) 火药形状 火药的形状和尺寸是决定弹道性质的重要因素之一。调整药粒的形状及尺寸, 可以获得适当的火药燃烧速度和燃烧的规律。根据不同的用途和要求, 火药可以制成片形、棒状、立方形、球形、管状和带状等形状; 大小也各不相同, 小的药粒可以几百粒才装满一个枪弹壳, 大的一粒就上百公斤。作为弹射机构和火箭包里的火药可以看成是固体的推进剂。它们的形状通常是圆柱形, 如图 4-2 所示。

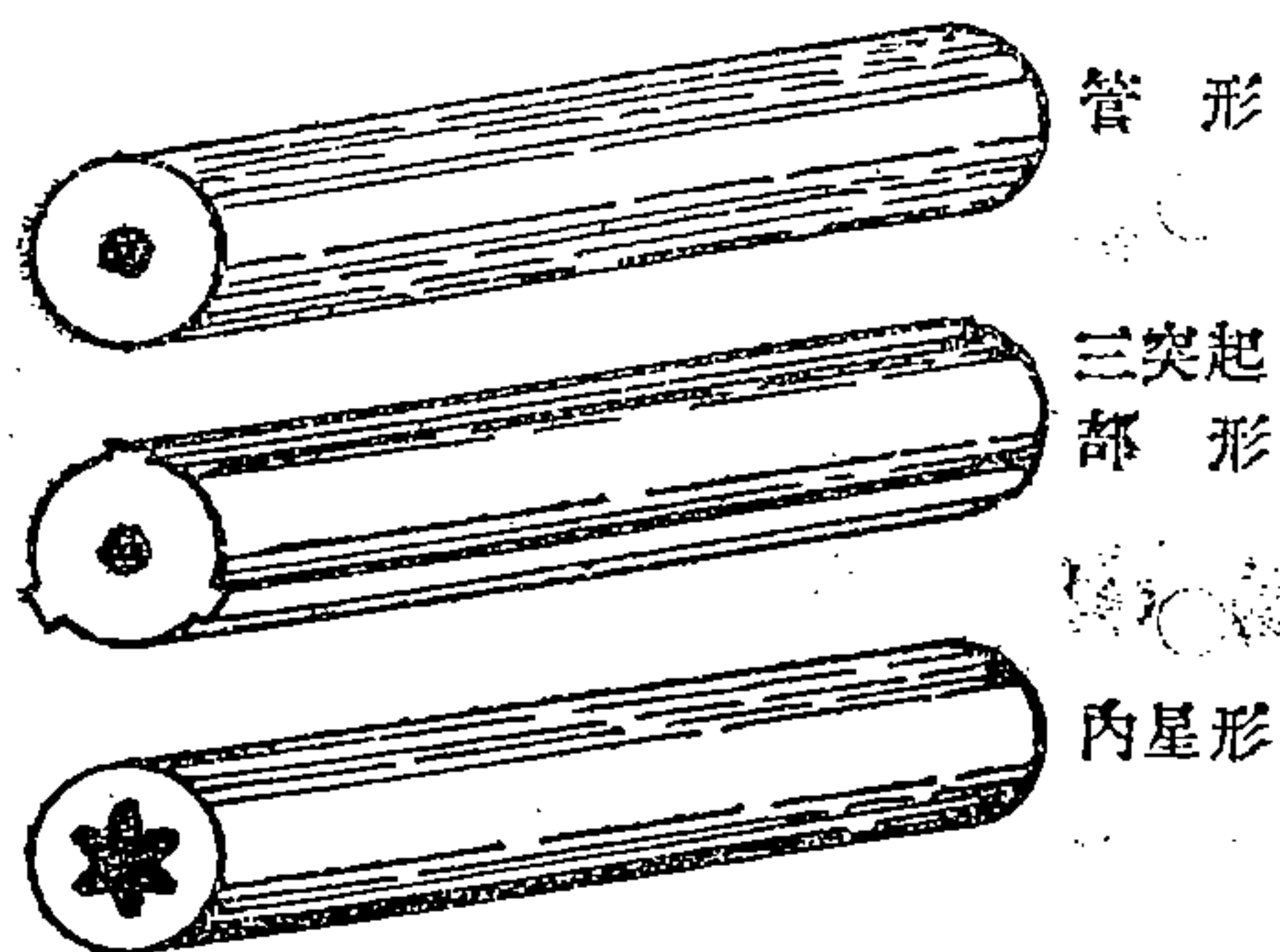


图 4-2 固体推进剂管状装药

根据实用观点, 可以将截面形状不同的药柱分成三类, 每类在燃烧方法上都有明显的特色。这三类就是:

(1) 内、外面燃烧类 最简单的是圆管形药柱, 弹射弹常用这种药柱。它燃烧时内、外面同时燃烧, 当端面不燃烧时, 其燃烧面积总保持为常值, 即

$$A_i = \pi(d + D)h \quad (4-10)$$

式中 A_i —— 一根药柱的燃燃面积;

d 、 D —— 药柱的内、外直径;

h —— 药柱的长度。

当药柱长度 h 远大于其厚度 $\frac{1}{2}(D - d)$ 时, 端面燃烧情况下 h 的变化很小, 在近似估算中也可认为药柱燃烧面积为常值。

图 4-2 中所示三突起部形药柱, 是火箭包药柱。三个突起部的作用是使药柱与燃烧管管壁之间有一个空隙, 当点火时, 药柱内、外面同时燃烧。为使这种药柱燃烧稳定, 常沿药柱长度钻一排螺旋型径向小孔。

(2) 外面燃烧类 实心药柱只在外面燃烧, 如某些要求冲量大的火箭, 其药柱为实心十字形药柱。它的燃烧形式是从外面开始燃烧, 向药柱中心推进。燃烧过程中其燃烧面积不断减少, 因此是一种减面燃烧。

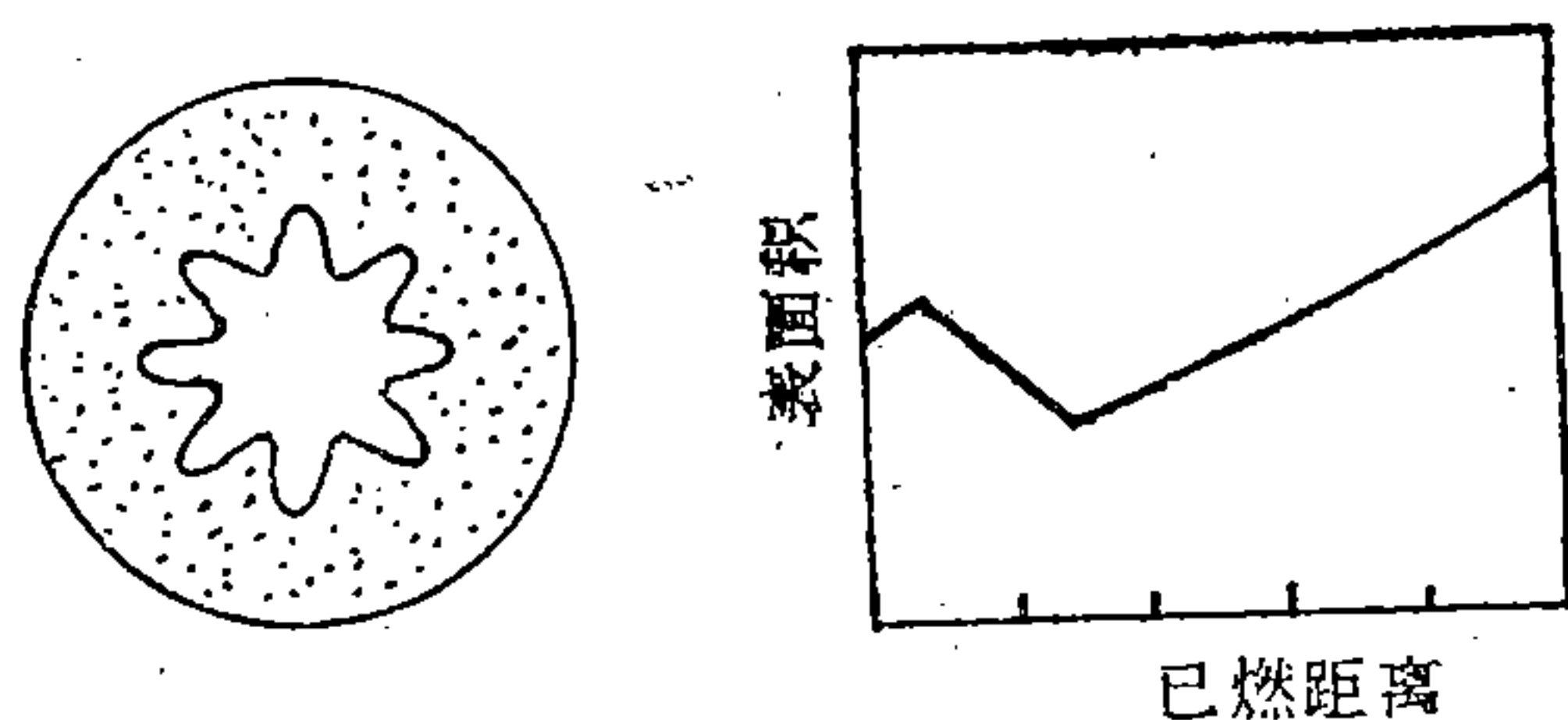


图4-3 星形内孔药柱燃烧面积的变化

(3) 内面燃烧类 如果将药柱外表面涂不燃烧的保护剂,管状药柱就只从内表面向外燃烧。这时燃烧面积是不断增加的,所以是一种增面燃烧。假如药柱内孔做成星形,其燃烧面积将有增有减,如图4-3所示。

综上所述,不同类型的药柱有不同的燃烧规律,应根据火药动力装置工作要求选择和设计药柱类型和截面形状。

5) 火药装填密度 Δ (kg/dm^3) 即装药重量 G_y 与火药燃烧室容积 W_0 的比值。

$$\Delta = \frac{G_y}{W_0} \quad (4-11)$$

对于弹射机构,容积 W_0 是指其起始自由容积。火药装填密度一般为0.1左右。装填密度 Δ 可影响火药燃烧压力和压力增长速度,是火药装填条件的特征量。

第三节 弹射机构内弹道计算

一、弹射时弹射筒内发生的现象

弹射时,弹射筒内发生的现象可以分成几个时期:

1) 前期 弹射时飞行员操纵弹射手柄,拔出弹射机构打火销使撞针撞击弹射弹火帽,底火药击发,底火药的火焰引燃点火药,在高温高压作用下,弹射弹药柱着火,弹射机构内压力增加。这个时期人-椅系统还没有开始运动,火药是在定容积内燃烧的。

2) 第一时期 当弹射机构内火药燃气压力达到一定值后,人-椅系统即开始沿导轨运动。此时压力值 p_0 应满足以下不等式,即

$$p_0 \geq \frac{G}{A} \cos \alpha \quad (4-12)$$

第一时期就是从弹射座椅开始运动起,到火药燃烧结束为止。在这个时期中,一方面火药燃烧不断生成大量燃气,使弹射机构内压力增高;另一方面,弹射座椅向上运动,弹射机构内容积也不断增加,又会使压力下降。

在这个时期的开始,弹射座椅速度还不小,燃气量的增加比弹射机构容积增加得快,所以筒内压力增高,并达到最大值。但弹射筒内压力的增高又使座椅运动加速度和速度增加,筒内容积也迅速增大,虽然火药还在燃烧,生成新的燃气,但容积增加太快,筒内压力就下降了。

这个时期是弹射机构工作主要时期。

3) 第二时期 当火药全部燃烧完后,燃气量就不再增加,但是弹射机构内的压力继续作用在其工作面积上,使座椅继续加速运动。这个时期是定量的高热强压气体膨胀的物理过程。在计算时可以忽略热损失,把它当作绝热膨胀过程。

4) 第三时期 当弹射机构内、外筒分离后,内筒内的气体向大气喷出,外筒的气体在一定距离内也继续对弹射座椅起作用,这个时期称为气体后效作用时期。但这个时期时间很短,作用也不大,实际计算中不必考虑。

弹射机构的工作情况各不相同，有的机构只有第一时期，甚至弹射弹火药没有完全燃尽，弹射机构就分离了。应根据不同工作情况确定计算内容。

二、弹射机构内弹道基本方程

为了推导弹射机构内弹道计算基本方程，采用以下基本假设：

1) 弹射弹的装药在弹射机构的瞬时平均压力下燃烧，并服从几何燃烧定律，即火药以平行层燃烧，且各方向燃烧速度均相等；

2) 燃烧生成物的成分在全部工作期间不发生变化，所以火药力和余容都是常数；

3) 弹射机构的漏气和变形所消耗的能量不考虑；

4) 火药气体移动所消耗的能量不考虑；

5) 不考虑飞机因弹射发生位移所消耗的功及不考虑飞机机动飞行的影响。

弹射机构内弹道基本方程包括以下各方程：

1. 运动微分方程

不考虑摩擦力的弹射机构运动微分方程已如前所述，即

$$m \frac{dv}{dt} = pA - G \cos \chi$$

或

$$\frac{dv}{dt} = \frac{1}{m} (pA - G \cos \chi) \quad (4-13)$$

当考虑摩擦力影响时，可有如下运动微分方程，即

$$m \frac{dv}{dt} = pA - F_f - G \cos \chi \quad (4-14)$$

假设摩擦力 F_f 与压力 p 成比例，即

$$F_f = \left(\frac{k_1}{1 + k_1} \right) pA \quad (4-15)$$

上式代入式 (4-14) 可得

$$\frac{dv}{dt} = \frac{g}{(1 + k_1)G} pA - g \cos \chi \quad (4-16)$$

式中 k_1 为摩擦修正系数； $(1 + k_1)G$ 称为当量重量 G_d 。 k_1 值可以由弹射试验确定。将上式在弹射机构全部运动时间 t_m 中进行积分，即

$$\int_0^{t_m} \frac{dv}{dt} dt = \frac{g}{(1 + k_1)G} \int_0^{t_m} pA dt - g \cos \chi \int_0^{t_m} dt$$

可得

$$v_{K0} = \frac{1}{(1 + k_1)} \frac{g}{G} \int_0^{t_m} pA dt - (g \cos \chi) t_m$$

所以

$$k_1 = \frac{g \int_0^{t_m} pA dt}{G(v_{K0} + g t_m \cos \chi)} - 1 \quad (4-17)$$

式中 v_{K0} —— 弹射机构分离时的速度，即弹射初速；

t_m ——弹射机构工作时间。

可以根据试测得的压力-时间曲线按式(4-17)积分和计算,这样确定的摩擦修正系数可以将弹射速度引起的气动阻力影响包括在内。

2. 能量平衡方程

燃气膨胀做功的能量来自火药燃烧释放的能量。假设某瞬间已燃装药量为 G_y (kg),则这部分火药释放的能量为

$$E = Q_A C_V G_y (T_1 - T) \quad (4-18)$$

式中 Q_A ——热功当量(4.1868kJ/kcal);

C_V ——在弹射机构整个温度范围内火药气体平均定容比热(kcal/kg·K);

T_1 ——火药燃烧温度(爆温)。

火药燃气的能量除用来提高座椅的动能和位能外,还消耗于克服摩擦力做功和热量散失等方面。所以,能量平衡方程可写成如下形式,即

$$Q C_V G_y (T_1 - T) = \frac{G}{2g} v^2 + G L \cos \chi + \int_0^L F_f dL + E_h \quad (4-19)$$

式中 E_h 为散热能量损失。

克服摩擦力做功为

$$\begin{aligned} \int_0^L F_f dL &= k_1 \int_0^L \frac{p A dL}{(1 + k_1)} \\ &= \frac{k_1 G}{2g} (v_{\text{终}}^2 + 2g L \cos \chi) \end{aligned}$$

散热能量损失可以近似认为正比于运动部分的动能,即

$$E_h = k_2 \left(\frac{G}{2g} v_{\text{终}}^2 \right) \quad (4-20)$$

其中 k_2 为散热损失系数,在近似估算中可取 $k_2 = 0.25$ 。

将以上结果代入能量平衡方程可得

$$Q_A C_V G_y (T_1 - T) = (1 + k_1 + k_2) \frac{G v_{\text{终}}^2}{2g} + (1 + k_1) G L \cos \chi \quad (4-21)$$

用式(4-21)可以解出任一瞬间的火药气体温度 T ,它与燃烧的药量 G_y 和行程 L 有关。

为了简化计算,常常采用等温假设。因为对于装填密度很小的弹射机构,火药燃气只在初始自由容积中膨胀时会引起较大的温降;而在此后座椅运动时,虽然弹射机构的容积会显著增加,但由于火药的逐渐燃烧,筒壁被加热的结果,使燃气的温降显著减小,可以认为在弹射机构运动的整个过程中,燃气的温度不发生变化。燃气温度 T 可按下式计算,即

$$\frac{T}{T_1} = \left(\frac{W_{K0}}{W_{\text{cp}}} \right)^\alpha \quad (4-22)$$

式中 W_{K0} ——弹射弹自由容积,即弹壳体积与火药体积之差;

W_{cp} ——弹射机构平均容积,即初始弹射机构容积和行程终了时总容积的平均值;

$$W_{cp} = \frac{1}{2}(W_s + W_{m,x})$$

α —— 指数, 根据试验确定, $\alpha = 0.1 \sim 0.14$ 。

3. 气体生成方程

弹射机构内的燃气压力是由火药燃烧产生的。火药燃烧量越多, 产生气体多, 燃气压力就越大。假设弹射筒内的压力是均匀的, 作用于弹射筒上的压力即火药的燃烧压力。由前述已知, 弹射筒内火药的燃烧速度为

$$u = u_1 p^\alpha$$

设弹射弹药柱共 N 根, 药柱的内、外径分别为 d 、 D , 药柱长度为 h , 当端面不燃烧时, 弹射弹的总燃烧面积为常值, 即

$$A_f = N A_i = N \pi h (d + D) \quad (4-23)$$

端面燃烧时, 应加上端面面积。弹射弹药柱长度 h 远大于药柱厚度, 其燃烧面积变化很小, 约为 $1 \sim 1.5\%$, 所以可以近似认为弹射弹燃烧面积为常数。

燃烧面积乘以燃烧线速度就等于单位时间内火药燃烧体积, 其相应的火药燃烧量为

$$G_{scc} = A_f \gamma u \quad (4-24)$$

以 $\frac{dG_g}{dt}$ 代 G_{scc} , 并将 u 的表达式代入上式, 则得气体生成方程如下, 即

$$\frac{dG_g}{dt} = A_f \gamma u_1 p^\alpha \quad (4-25)$$

式 (4-25) 可用来计算单位时间内燃气的生成量。

4. 燃气压力微分方程

弹射机构内的燃气压力除与燃烧火药量有关外, 还与燃烧温度及容积有关。当采用上述等温假设后, 燃气压力即可根据气体状态方程确定, 即

$$pW = G_g RT \quad (4-26)$$

或

$$p \left[W - \left(\alpha - \frac{1}{\gamma} \right) G_g \right] = G_g RT \quad (4-27)$$

式中 p 、 W 、 G_g 均随时间 t 变化。将以上两式对 t 微分, 就得出燃气压力微分方程, 即

$$\frac{dp}{dt} = \frac{1}{W} \left(RT \frac{dG_g}{dt} - p \frac{dW}{dt} \right) \quad (4-28)$$

或考虑余容 α 的影响, 则

$$\frac{dp}{dt} = \frac{1}{\left[W - \left(\alpha - \frac{1}{\gamma} \right) G_g \right]} \left\{ \frac{dG_g}{dt} \left[RT + p \left(\alpha - \frac{1}{\gamma} \right) \right] - p \frac{dW}{dt} \right\} \quad (4-29)$$

式中 $\frac{dW}{dt}$ 为容积变化率:

$$W = W_{s0} + AL$$

所以

$$\frac{dW}{dt} = A \frac{dL}{dt} = AV \quad (4-30)$$

将式 (4-25) 和式 (4-30) 代入式 (4-28) 和式 (4-29), 可得

$$\frac{dp}{dt} = \frac{1}{W} (RT A_f \gamma u_1 p^a - A p v) \quad (4-31)$$

或考虑余容 α 影响, 则

$$\frac{dp}{dt} = \frac{1}{\left[W - \left(\alpha - \frac{1}{\gamma} \right) G_r \right]} \left\{ A_f \gamma u_1 p^a \left[RT + p \left(\alpha - \frac{1}{\gamma} \right) \right] - p v \right\} \quad (4-32)$$

至此, 弹射机构内弹道计算基本方程已全部推导出。

三、弹射机构内弹道特性计算

弹射机构内弹道特性的计算包括: 弹射机构压力动特性、弹射初速和弹射过载的计算。由前已导出的运动微分方程式 (4-13)、能量平衡方程式 (4-21)、压力微分方程式 (4-31) 和气体生成方程式 (4-25), 再加上容积变化率方程式 (4-30) 就可组成弹射机构动力学计算的数学模型。若采用等温假设, 就不需用能量平衡方程, 而用式 (4-22) 计算 T , 并作为常值代入其他各式中。现将各微分方程列写如下:

$$\frac{dG_r}{dt} = A_f \gamma u_1 p^a$$

$$\frac{dW}{dt} = A v$$

$$\frac{dp}{dt} = \frac{1}{W} (RT A_f \gamma u_1 p^a - A p v)$$

$$\frac{dv}{dt} = \frac{1}{m} (p A - G \cos \chi)$$

$$\frac{dL}{dt} = v$$

以上五个微分方程对应五个未知数: G_r 、 W 、 p 、 v 、 L , 可以用数值解法求解, 计算出这五个参数随时间的变化数值。最简单的计算方法为欧拉法, 此外还可采用龙格-库塔法。

无论何种方法计算, 都需知道各参数的初始值。对于弹射机构即需知道座椅开始运动瞬间的各参数值。当 $t=0$ 时, 座椅尚未运动, 弹射机构运动参数均为 0, 即 $L_0=0$, $v_0=0$,

$$\left(\frac{dL}{dt} \right)_0 = 0, \quad \left(\frac{dv}{dt} \right)_0 = 0; \quad \text{弹射机构容积 } W_0 = W_0, \quad \left(\frac{dW}{dt} \right)_0 = 0; \quad \text{火药燃气压力 } p_0 =$$

$$\frac{G}{A} \cos \chi, \quad \left(\frac{dp}{dt} \right)_0 = \frac{1}{W_0} (RT A_f \gamma u_1 p_0^a - A p_0 v_0); \quad \text{火药燃烧量 } G_{r0} = \frac{p_0 W_0}{RT}, \quad \left(\frac{dG_r}{dt} \right)_0 =$$

$$A_f \gamma u_1 p_0^a, \quad \text{其中 } R = \frac{p_0 W_1}{273}, \quad T = \left(\frac{W_{K0}}{W_{cp}} \right)^\alpha T_1.$$

按计算方法对微分方程组编写计算机程序, 并输入各初始值, 即可计算出随时间变化的各函数值及其导数值。计算中应注意弹射机构的结构特点和弹射弹的药量。套筒式弹射

机构在不同工作段时压力作用面积 A 是突变的；采用辅助弹时应考虑辅助弹燃烧的药量；当弹射弹药量全部燃烧完时， G 值即不再增加， $\frac{dG}{dt} = 0$ 。

将计算结果整理成各参数随时间而变化的曲线，还可进一步做以下计算工作：

- 1) 根据速度-时间曲线，可求得弹射初速 v_{K0} ；
- 2) 根据加速度-时间曲线，可计算弹射过载；
- 3) 根据压力曲线，可计算弹射筒的强度。

四、弹射过载计算

弹射过载是人-椅系统运动加速度与重力加速度的比值。在计算结果数据中取加速度最大值，就可求得最大弹射过载值。从加速度-时间曲线上，根据上升曲线斜率变化可求得最大过载增长率。

关于弹射过载（加速度）曲线的处理，各国有不同的方法。按苏联规定，最大过载值取最大峰值，过载增长率取上升段的平均值。按美国军用规范，弹射过载及增长率用所谓三角形近似法处理。处理步骤大致如下：

已获得的弹射加速度-时间曲线如图4-4所示，横坐标轴表示时间（s），纵坐标轴为加速度（g）。

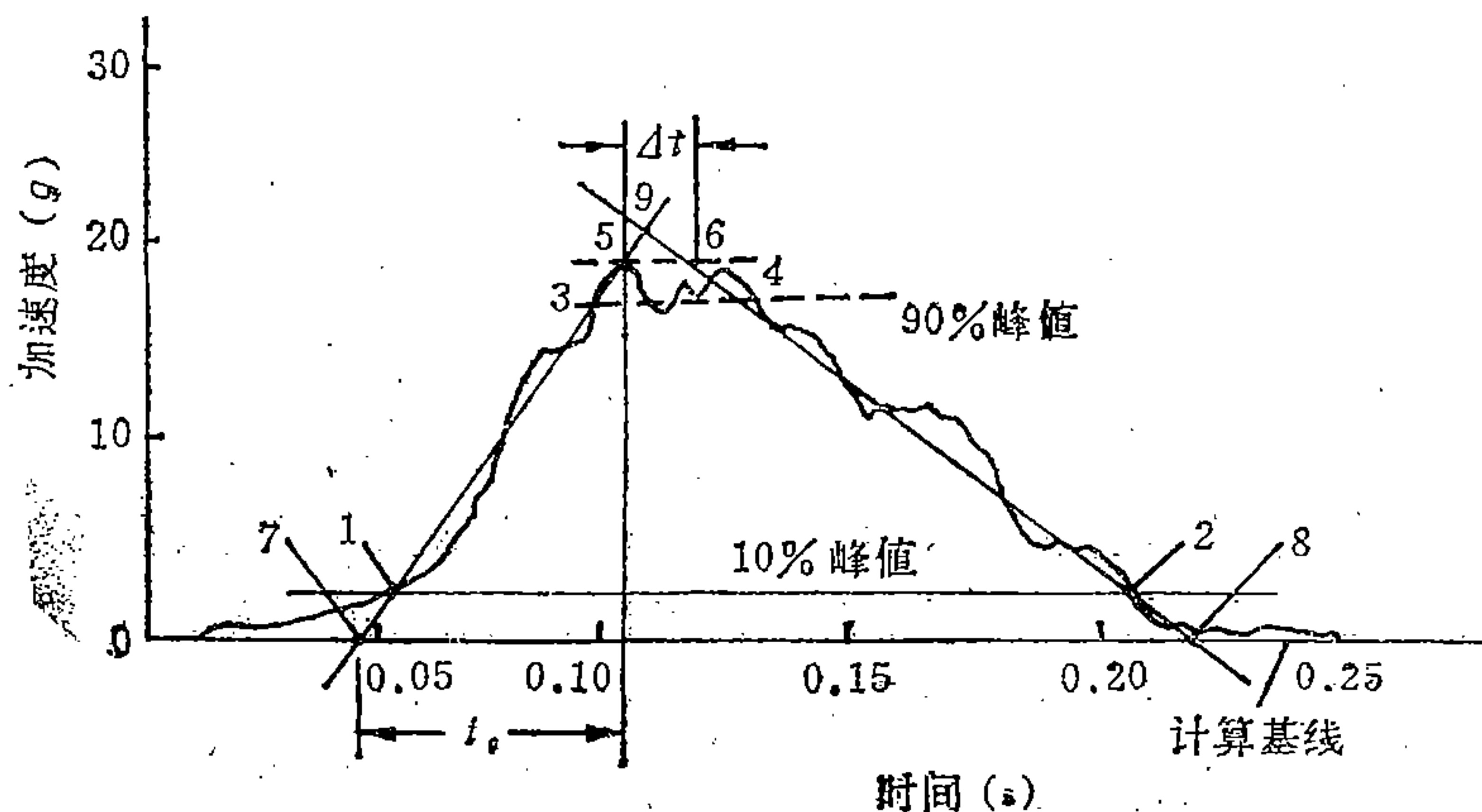


图4-4 弹射过载曲线三角形近似法图解处理

- 1) 以通过0g的横坐标轴为计算基线；
- 2) 找出曲线过载峰值；在相当于10%过载峰值处画一条与基线平行的线，与曲线相交于点1和点2；
- 3) 在相当于90%过载峰值处画一条与基线平行的线，与曲线交于点3和点4；
- 4) 连接1、3和2、4点，形成两条参考线；
- 5) 延长两条参考线，它们相交于点9；如果点9超过峰值，则从峰值画一条平行于基线的线，与两条参考线相交于5、6两点。最大过载值就按梯形平顶计算，图中 Δt 即为最大过载作用时间；
- 6) 如果点9低于峰值，则用三角形近似法，超过三角形顶部部分可忽略不计；
- 7) 两参考线与计算基线相交于7、8两点，7、8两点之间的时间为弹射波作用时间；
- 8) 过载增长率按30ms内平均最大增长率计算；
- 9) 从点7到点5对应的时间 t_r 称为上升时间。

五、动力响应指数

动力响应指数DRI是代表在弹射动力作用下,人体脊柱的最大动态压缩的一个参数。它可以用来作为弹射座椅的生理鉴定指标。动力响应指数是通过一个包含质量、弹性和阻尼的集中参数机械模型来模拟人体受动力载荷的方法计算出来的。这个集中参数模型的动力响应可以用下列方程式计算,即

$$\frac{d^2\delta}{dt^2} + 2\zeta\omega_n\frac{d\delta}{dt} + \omega_n^2\delta = \frac{d^2z}{dt^2} \quad (4-33)$$

式中 δ ——弹性压缩变形 (m);
 ω_n ——模型无阻尼的自然频率 (rad/s);
 ζ ——模型的阻尼比;
 $\frac{d^2z}{dt^2}$ ——对人体的输入加速度 (m/s^2)。

动力响应指数定义为

$$DRI = \frac{\omega_n^2 \delta_{max}}{g} \quad (4-34)$$

对于向上弹射情况,飞行员人体自然频率和阻尼比分别为

$$\omega_n = 52.9 \text{ rad/s}$$

$$\zeta = 0.224$$

当对人体的输入加速度 $\frac{d^2z}{dt^2} = f(t)$ 为已知时,即可按式(4-33)计算出 δ_{max} 值,并求得DRI值。如果把弹射座椅的加速度当作人体的输入加速度,我们就可以从弹射机构内弹道计算结果或弹射试验所测得的加速度曲线,来计算动力响应指数DRI值。

将二阶微分方程式(4-33)改写成两个一阶微分方程,即

$$\frac{dv}{dt} = f(t) - 2\zeta\omega_n v - \omega_n^2 \delta \quad (4-35)$$

$$\frac{d\delta}{dt} = v \quad (4-36)$$

式中 $f(t)$ 为已知的加速度-时间曲线。

这两个一阶微分方程共有两个未知参数 v 和 δ , 因此是可解的。但是由于 $f(t)$ 不是有规律的数学表达式, 因此只能用数值解法求解。对于 $f(t)$ 的处理也可采取不同的方法, 例如分段线性法或图形数据表格化方法。计算时, 可用欧拉法或龙格-库塔法解上述一阶微分方程组, 最后算出 δ_{max} 和DRI值。

动力响应指数目前已作为美国军用规范中的弹射救生生理鉴定指标。它比所谓过载三要素指标更为合理、科学。

六、考虑气体流量损失的计算

火药的初温对燃烧速度有一定影响。因此弹射机构的性能也受火药初温的影响。当外

界空气温度从 -50°C 变到 $+50^{\circ}\text{C}$ 时,弹射初速可能变化 5m/s ,大约相当于常温时初速的 25% 左右。最大过载变化可能达到 $5\sim 7g$,相当于常温时最大过载的 35% 左右。也就是说,如果弹射弹装药量的设计满足了低温低速的要求,则在高温使用时,其弹射过载有可能大大超过人体生理允许的极限值。反之,如果根据高温设计,低温时初速就可能不满足要求。

为了使过载和初速在周围空气温度不同的情况下比较均衡,可以采用温度调节器控制弹射筒内压力。最简单的方法是在弹射机构上开一个排气孔,以排出弹射弹燃烧时所生成的部分气体。这种情况下内弹道计算应考虑气体流量的损失。

由于弹射筒内压力高,排气孔气流一般均为超临界流。根据气体从容器中流出的流速和流量公式,在超临界流时流速等于临界音速,气流流量公式为

$$G_r = g A_r \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\left(\frac{2k}{k+1} \right) p \rho} \quad (4-37)$$

式中 G_r ——从排气孔流出的燃气量;

A_r ——排气孔流通面积;

p ——筒内压力;

ρ ——燃气密度, $\rho = p/gRT$;

k ——绝热指数;

g ——重力加速度。

上式还可改写为

$$G_r = \sqrt{g} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1}} \left(\frac{1}{\sqrt{R}} \right) A_r \frac{p}{\sqrt{T}}$$

令

$$B^* = \sqrt{g} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1}} \left(\frac{1}{\sqrt{R}} \right)$$

则

$$G_r = B^* A_r \frac{p}{\sqrt{T}} \quad (4-38)$$

在工程流体力学中,超临界公式还应用流量系数 μ 加以修正,最后公式为

$$G_r = \mu A_r \left(\frac{B^*}{\sqrt{T}} \right) p \quad (4-39)$$

当 T 为常数时,从排气孔流出的气体流量仅为压力 p 的函数。筒内压力越大,流出的燃气越多。由于气体流出弹射筒,筒内的燃气量和压力都会受到影响,可按下列公式计算,即

$$\frac{dG_r}{dt} = A_f \gamma u_1 p^a - \mu A_r \left(\frac{B^*}{\sqrt{T}} \right) p \quad (4-40)$$

$$\frac{dp}{dt} = \frac{1}{W} \left[RT \left(A_f \gamma u_1 p^a - \mu A_r \frac{B^*}{\sqrt{T}} p \right) - A p v \right] \quad (4-41)$$

式中常数 B^* ,对于空气 $B^* = 0.3965\sqrt{\text{K}}/\text{s}$,对于硝化棉火药气体 $B^* = 0.35\sim 0.3704\sqrt{\text{K}}/\text{s}$,对于硝化甘油火药气体 $B^* = 0.3286\sim 0.3596\sqrt{\text{K}}/\text{s}$ 。流量系数 $\mu < 1$ 。

有排气孔的弹射机构内弹道计算除以上两个微分方程外,其它方程和计算方法均与前相同。

第四节 火箭弹射动力装置

一、概 述

在救生系统中常使用固体火箭作为弹射动力装置，它可以用在弹射座椅上，也可用在分离救生舱上。

固体火箭的构造简单，主要由燃烧室、主装药、点火器和喷管等部件组成，如图4-5所示。

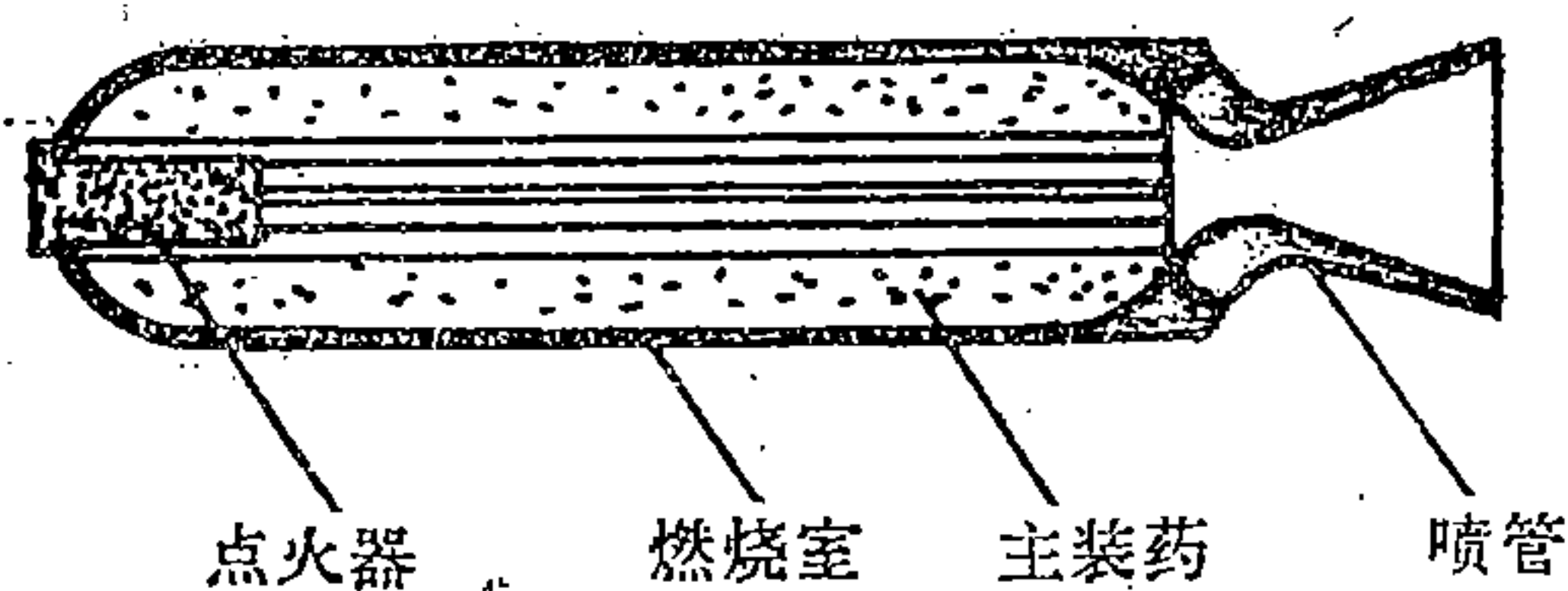


图4-5 固体火箭的组成

燃烧室是贮存推进剂的容器，又是进行燃烧的空间。它应有足够的容量和承受高温高压的能力。燃烧室一般为圆柱形，有的火箭发动机燃烧室呈球形或椭球形。燃烧室大都采用高性能合金钢制成，也有采用铝合金、钛合金或玻璃钢材料的。燃烧室内与高温燃气接触的表面要粘涂隔热材料，以防止壳体材料过热而损坏。

主装药由固体推进剂制成，其中包括燃料、氧化剂和其他组元，是固体火箭工作的能源和工质源。主装药具有一定的几何形状和尺寸，其燃烧表面的变化必须保持一定的规律，才能实现预期的推力方案。为了保证燃烧表面的变化规律，需要对装药表面的某些部分用阻燃层包覆，防止其参与燃烧。

点火器的功用就是点燃主装药，使发动机顺利起动。它由发火管和点火药组成。发火管接受启动信号而发火，然后点燃点火药。点火药燃烧产生最初的高温高压燃烧产物，包围主装药的燃烧表面，将主装药点燃，主装药的推进剂燃烧，产生大量高温高压燃气。燃气进入喷管，膨胀加速，以很高的速度向后喷射出去，从而产生反作用推力。这就是固体火箭的工作过程。

固体火箭发动机的性能和工作参数很多，在此我们仅介绍它的几个主要参数，如推力、工作时间、总冲和比冲等，使读者对它们的物理概念和某些计算公式有初步了解。

二、推 力

火箭推力是火箭发动机的主要性能参数。火箭发动机工作时作用在发动机全部表面（内、外表面）上的气体压力的合力称为火箭推力。如果用 F_n 和 F_w 分别表示内、外表面上气体的作用力，则整个火箭的推力为

$$F = F_n + F_w \quad (4-42)$$

通常以喷管出口的边缘作为内、外表面的分界线。现在来研究如图4-6所示的火箭发动机压力分布图。图中 $c-c$ 为喷管入口截面， $e-e$ 为出口截面， $t-t$ 为喷管临界截面。

根据动量定理，可以求得

$$F_n = m u_e + p_e A_e \quad (4-43)$$

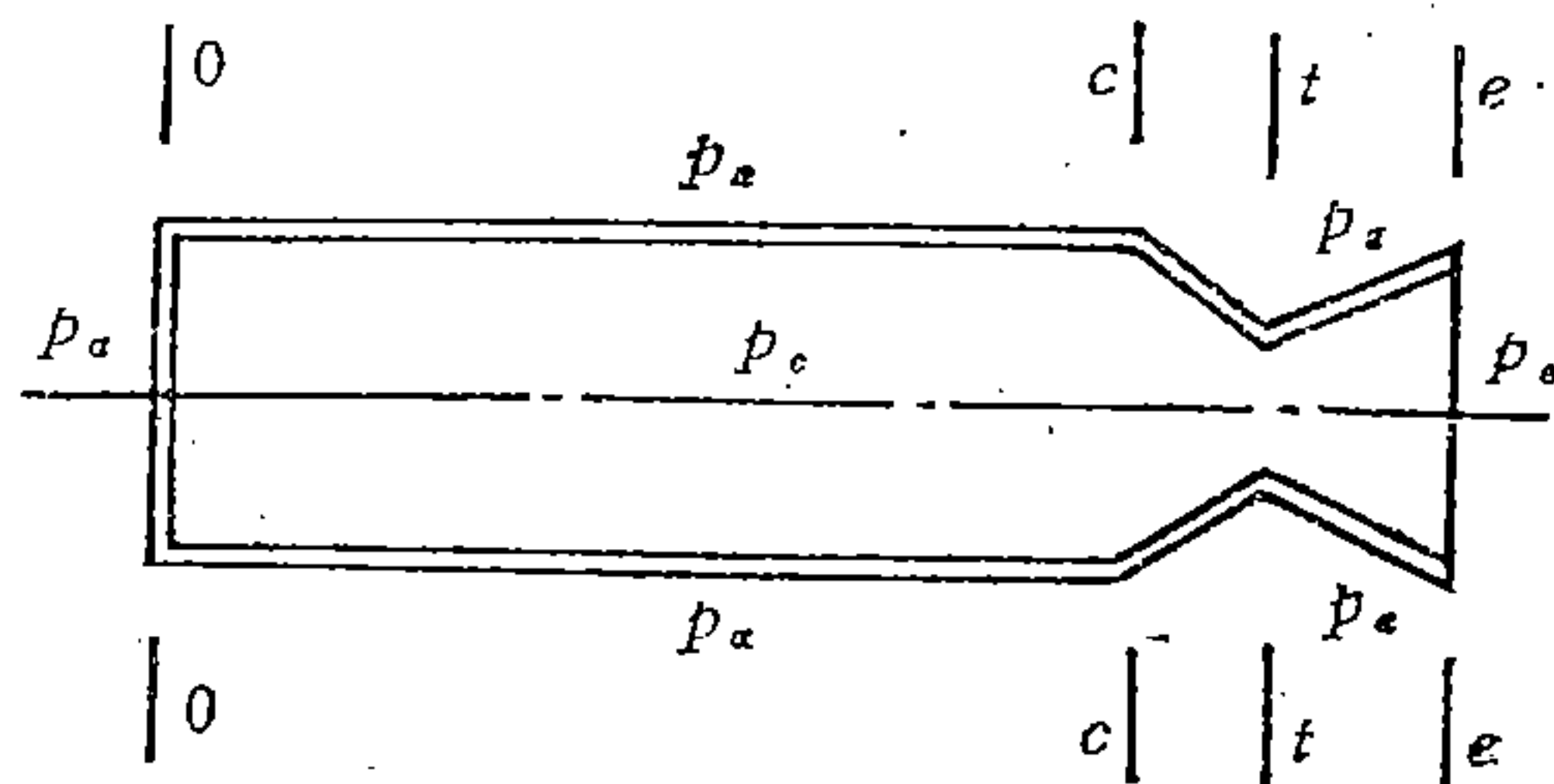


图4-6 火箭发动机压力分布图

式中 $\dot{m}$ ——质量流量 (kg/s) ;

u_e ——燃气流出口速度 (m/s) ;

p_e ——喷管出口处的压力 (Pa) ;

A_e ——喷管出口面积 (m²) 。

由于发动机后端是开口的, 所以作用在发动机外表面的外界大气压力是不平衡的。若外界大气压力是 p_a , 则不平衡力的数值为 $-p_a A_e$, 其方向与火箭轴向推力相反, 故用负号。这样, 内、外表面的合力即推力为

$$F = \dot{m} u_e + (p_e - p_a) A_e \quad (4-44)$$

这就是推力计算公式。

由公式可见, 推力的组成可以分成两项, 第一项 $\dot{m} u_e$ 称为动推力, 其大小取决于燃气的质量流量和喷气速度, 它是推力的主要组成部分, 通常占总推力的 90% 以上。第二项 $A_e(p_e - p_a)$ 称为静推力, 它是由管出口处燃气压力与外界大气压力不一致而产生的。当喷管尺寸一定时, 它与工作高度有关。当喷管出口压力等于外界大气压力时, 静推力这一项就消失了, 此时推力就等于动推力。发动机只有在某个特定高度上工作, 才能满足 $p_e = p_a$, 我们称这种状态为设计状态, 这时的推力称为特征推力 F_T , 即

$$F_T = \dot{m} u_e \quad (4-45)$$

随着工作高度增加, 外界大气压力逐渐减小, 推力则逐渐增大, 这是火箭推力的一个重要特点。当发动机在真空中工作时, 这时的火箭推力称为真空推力 F_v , 其关系为

$$F_v = \dot{m} u_e + p_e A_e \quad (4-46)$$

在一般情况下, $p_e \neq p_a$ 。为了简化公式, 引入参数 u_{ef} , 推力公式简化为

$$F = \dot{m} u_{ef} \quad (4-47)$$

式中 u_{ef} 称为等效喷气速度。由推力基本公式可推导出 u_{ef} , 即

$$u_{ef} = u_e + \frac{p_e - p_a}{\dot{m}} A_e \quad (4-48)$$

三、喷气速度

如前所述, 喷气速度 u_e 对火箭推力有很大影响。为了计算喷气速度, 须研究燃气在喷管中的膨胀流动过程, 我们作如下假设:

- 1) 喷管中的流动是一维定常流;
- 2) 喷管中的膨胀流动过程是理想的等熵流动过程, 忽略燃气对管壁的传热和摩擦;
- 3) 忽略燃气在膨胀过程中的成分变化, 并认为燃气的定压比热是常量。

这样, 燃气流动的能量方程可以写为

$$H + \frac{1}{2} u^2 = H_0 = \text{常量} \quad (4-49)$$

式中 H 表示单位质量气体所具有的焓, H_0 表示气流速度绝热滞止到零时, 单位质量气体所具有的焓, 又称滞止焓。

以下角标 c 表示喷管入口截面, 下角标 e 表示喷管出口截面, 能量方程可以写为

$$H_0 + \frac{1}{2}u_0^2 = H_e + \frac{1}{2}u_e^2 \quad (4-50)$$

一般情况下, $u_0 \ll u_e$, 可以略去 u_0 , 并近似认为 $H_e = H_0$, 于是得

$$u_e = \sqrt{2(H_0 - H_e)} \quad (4-51)$$

由上式可知, 喷气速度主要取决于燃气在喷管膨胀过程中的焓降。

燃气的焓可以用燃气温度和定压比热表示, 即

$$H_0 = C_p T_f \quad (4-52)$$

$$H_e = C_p T_e \quad (4-53)$$

式中 T_f 是燃烧室出口处燃气的总温, 即推进剂的等压燃烧温度。将焓公式 (4-52) 和 (4-53) 代入喷气速度公式 (4-51), 可得

$$u_e = \sqrt{2C_p(T_f - T_e)} = \sqrt{2C_p T_f \left(1 - \frac{T_e}{T_f}\right)} \quad (4-54)$$

根据等熵条件:

$$\frac{T_e}{T_f} = \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}$$

式 (4-54) 可写成

$$u_e = \sqrt{2C_p T_f \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}$$

又由于 $C_p = \left(\frac{k}{k-1}\right)R = \left(\frac{k}{k-1}\right)\left(\frac{R_0}{m}\right)$, 最后可得

$$u_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1} R T_f \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (4-55)$$

或

$$u_e = \sqrt{\left(\frac{2k}{k-1}\right) \frac{R_0}{m} T_f \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (4-56)$$

式中 R —— 燃烧产物的气体常数;

$\overline{m}$ —— 燃烧产物的平均分子量;

R_0 —— 通用气体常数, $R_0 = 8.3144 \text{ kJ/kmol} \cdot \text{K}$;

k —— 燃烧产物的比热比, 通常 $k = 1.1 \sim 1.3$ 。

由上式可知, 喷气速度 u_e 与燃烧温度 T_f 的平方根成正比。采用高能推进剂可以提高燃烧温度, 从而提高喷气速度。但是燃烧温度过高, 会产生喷管材料烧蚀、燃烧产物离解等问题。

燃烧产物的平均分子量 $\overline{m}$ 对喷气速度有影响。平均分子量 $\overline{m}$ 越小, 单位质量推进剂所产生的气体体积越大, 使喷气速度提高。此外, 对于原子数相同的气体, 例如双原子气体, 燃气分子量越小, 则质量比热越大, 在同样的温差下可以得到更大的焓降。

由式 (4-56) 可以看出, 当燃烧产物热力特性已定时, 喷气速度只与压力比 p_e/p_c 有关, 且随压力比的减小而增大。压力比 p_e/p_c 的大小反映了燃气在喷管中的膨胀程度, 压力

比越小，膨胀进行得越充分，有更多的热能转换为动能，可以获得更高的喷气速度。

为了说明燃气热能的利用程度，我们引入极限喷气速度的概念。假定喷管出口压力 $p_e = 0$ ，这时燃气全部热能都转换为喷气的动能，喷气速度达到极限值，称为极限喷气速度，以 u_L 表示，其关系为

$$u_L = \sqrt{2H_0} = \sqrt{2C_p T_f} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_f}$$

实际喷气速度永远达不到极限喷气速度，两者的比值为

$$\frac{u_e}{u_L} = \sqrt{1 - \left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}} \quad (4-57)$$

这里 $1 - (p_e/p_0)^{(k-1)/k}$ 项表示了喷管能量转换过程中热能利用的程度，它在数值上就是喷管的热效率。按照热力学第二定律，它应小于1。因而 u_e/u_L 值也小于1，一般火箭发动机 u_e/u_L 值在0.65~0.75之间。

四、质量流量

质量流量是影响推力大小的重要参数，也是固体火箭工作的主要参数。在稳态工作条件下，喷管的燃气流量也就是推进剂的消耗率。根据质量守恒原理和等熵过程设计，可以推导出质量流量的计算公式如下，即

$$m = \Gamma \frac{p_0 A_t}{\sqrt{RT_f}} \quad (4-58)$$

式中 A_t —— 临界截面 $t-t$ 的流通面积；

Γ —— 燃气比热比 k 的函数。

$$\Gamma = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (4-59)$$

由式 (4-58) 可以看出，质量流量 m 与喷管入口滞止压力 p_0 及临界截面积 A_t 成正比，与燃烧产物的 RT_f 的平方根成反比。比热比 k 的影响较小， Γ 值的变化不大。表4-1 为 Γ 数值表。

表4-1 Γ 数值表

k	Γ	k	Γ	k	Γ
1.14	0.6366	1.20	0.6485	1.26	0.6599
1.15	0.6386	1.21	0.6505	1.27	0.6618
1.16	0.6407	1.22	0.6524	1.28	0.6636
1.17	0.6426	1.23	0.6543	1.29	0.6655
1.18	0.6446	1.24	0.6562	1.30	0.6674
1.19	0.6466	1.25	0.6581	1.31	0.6691

令 $C_D = \frac{\Gamma}{\sqrt{RT_f}}$ ，称为流量系数，则流量公式可写为

$$\dot{m} = C_D p_c A_t \quad (4-60)$$

流量系数 C_D 反映了燃烧产物的热力学性质,主要由推进剂成分决定。在火箭发动机中经常用特征速度 C^* 代替流量系数 C_D , $C^* = 1/C_D$ 。因此

$$\dot{m} = \frac{p_c A_t}{C^*} \quad (4-61)$$

特征速度 $C^* = \sqrt{RT_f/\Gamma}$,是推进剂的性能参数。一般双基推进剂的 C^* 值为1400m/s左右,能量更高的复合推进剂,其 C^* 值可达1500~1800m/s。

最后,我们将 $\dot{m}$ 和 u_e 的表达式(4-58)和(4-55)代入推力公式(4-44)可得

$$F = p_c A_t \left\{ \Gamma \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + \frac{A_e}{A_t} \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right) \right\} \quad (4-62)$$

$$C_F = \Gamma \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + \frac{A_e}{A_t} \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right) \quad (4-63)$$

$$F = C_F p_c A_t \quad (4-64)$$

C_F 称为推力系数,是一个无因次系数。它是表示喷管性能的参数, C_F 越大表明燃气在喷管内膨胀越充分。从公式(4-63)中可以看出, C_F 值主要受压力比 p_e/p_c 和面积比 A_e/A_t 的影响。

五、工作时间和总冲量

固体火箭的性能除推力外,工作时间也是其重要性能。火箭工作时间是指它产生推力的全部时间,即从点火起动产生推力开始,到推力下降为零为止。固体火箭典型的推力-时间曲线如图4-7所示。由于推力开始产生和推力下降到零的瞬时时间难以确定,通常按下述统一标准来计算工作时间:以推力上升到最大推力的10%时为起点;以推力下降到最大推力的10%时为终点。这两点之间的时间间隔即为工作时间 t_a 。10%最大推力这个值可以用其他推力值或压力值来代替。

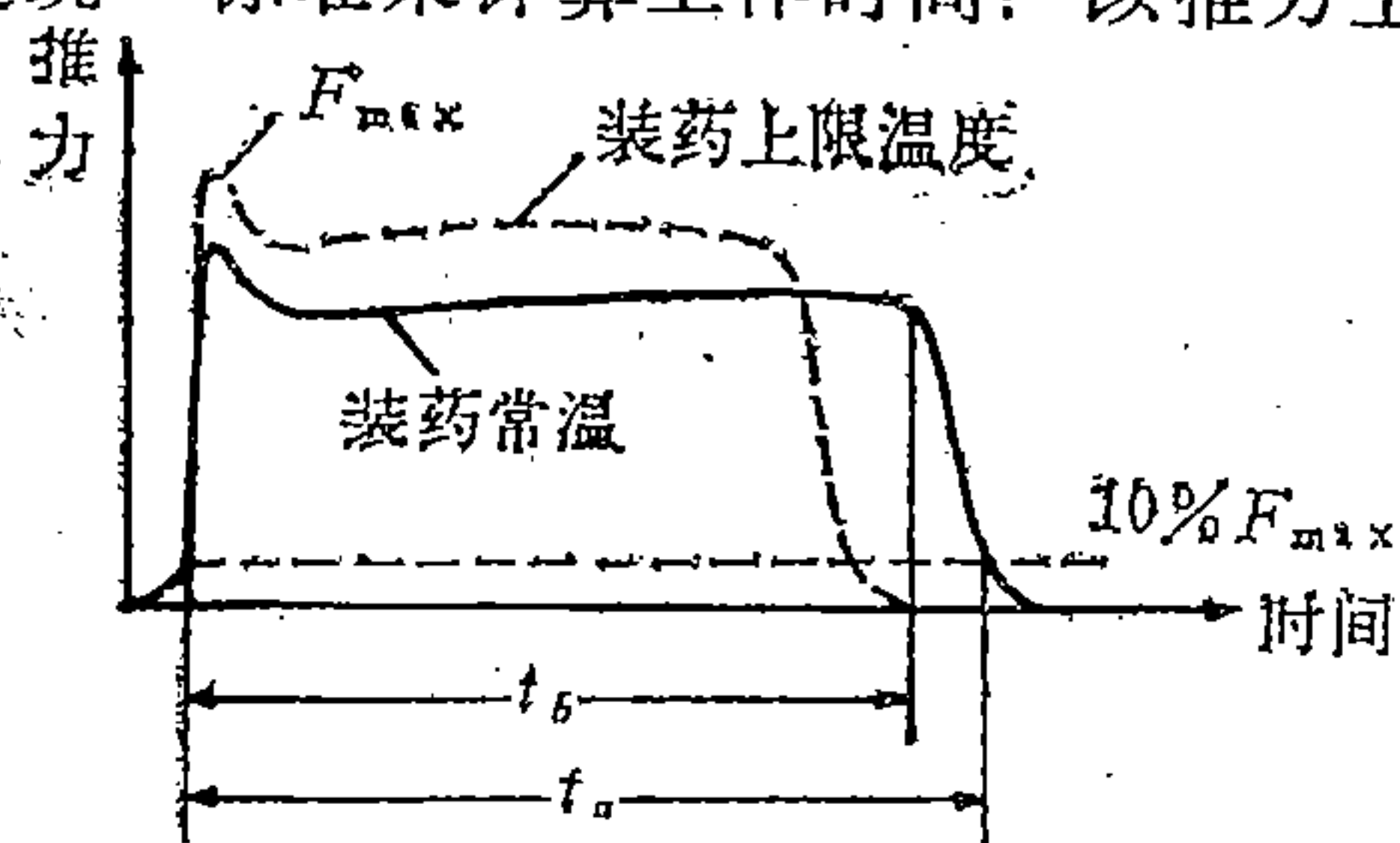


图4-7 固体火箭典型推力-时间曲线

除了工作时间外,还常用到装药燃烧时间 t_b 。它是指从点火起动、装药开始燃烧到装药燃烧层厚度烧完为止的时间,不包括拖尾段(燃烧结束后的推力下降过程)。因此,燃烧时间比工作时间短。

燃烧时间的习惯计算方法与工作时间计算方法相似,其起点即工作时间起点,终点则为推进剂装药肉厚的燃完点。在推力-时间曲线上,在工作段后部和下降前部各作一条切线,两切线夹角的角等分线与推力-时间曲线的交点即计算燃烧时间的终点。

火箭发动机的总冲量(简称总冲)是推力对工作时间的积分,用符号 I 表示,即

$$I = \int_0^{t_a} F dt \quad (4-65)$$

式中推力 F 是随时间变化的。在某些情况下,推力 F 可看作常量,这时总冲就等于推力与工作时间的乘积,即

$$I = F t_a \quad (4-66)$$

在工程应用中还定义了平均推力 $\bar{F}$ ，即

$$\bar{F} = \frac{\int_0^{t_a} F dt}{t_a} = \frac{I}{t_a} \quad (4-67)$$

所以总冲 I 即等于平均推力与工作时间的乘积，即

$$I = \bar{F} t_a \quad (4-68)$$

总冲的单位为 $[N \cdot s]$ ，工程单位制中为 $[kg \cdot s]$ 或 $[tf \cdot s]$ 。

总冲是火箭发动机的重要性能参数。它综合反映了火箭动力工作能力的大小。由于火箭工作用途不同，可以采用不同的推力与工作时间的组合，达到同样的总冲。在弹射救生系统中的火箭动力大多是短工作时间、大推力的。

火箭发动机的比冲量（简称比冲）是燃烧 $1kg$ 质量推进剂所产生的冲量，用符号 I_s 表示。因此比冲等于冲量与消耗推进剂质量之比。在火箭工作段平均比冲可用下式计算，即

$$I_s = \frac{I}{M_p} \quad (4-69)$$

式中 M_p 为推进剂装药质量。

比冲是火箭动力重要质量指标之一。当总冲一定时，比冲高说明火箭的尺寸和重量都比较小，火箭质量好。比冲的单位是 $[N \cdot s/kg]$ 或 $[m/s]$ 。目前固体火箭发动机的实际比冲在 $2100 \sim 2600 m/s$ 之间。

固体火箭发动机的内弹道计算包括燃烧室内的压力和气动流场计算。由于其计算过程复杂，一般由专门的固体火箭发动机内弹道学研究阐述，本课程仅介绍以上内容，供火箭动力应用设计参考。

习 题

计算弹射机构的内弹道特性

1. 原始数据

- 1) 人椅系统 $G = 160kg$ $\chi = 17^\circ$
- 2) 弹射机构 如图4-8所示
- 3) 弹射弹 $N = 7$ $D = 1.6cm$ $d = 0.6cm$ $h = 1.5cm$ $\gamma = 1.6kg/dm^3$
 $\alpha = 0.14$ $u_1 = 0.055cm/s$ ($p = 98.1kPa$ 时)
 $a = 0.75$ $T = 3000K$ $R = 0.3485kJ/kg \cdot K$

2. 计算要求

1) 确定 $t = 0$ 时的各参数及其导数；

2) 编写计算机程序计算出各参数及其导数随时间变化数据，并绘出 $v = v(t)$ ， $n = n(t)$ 和 $p = p(t)$ 曲线图；

3) 确定 v_{k0} 、 n_{max} 、 p_{max} 及工作时间 t_{max} 值。

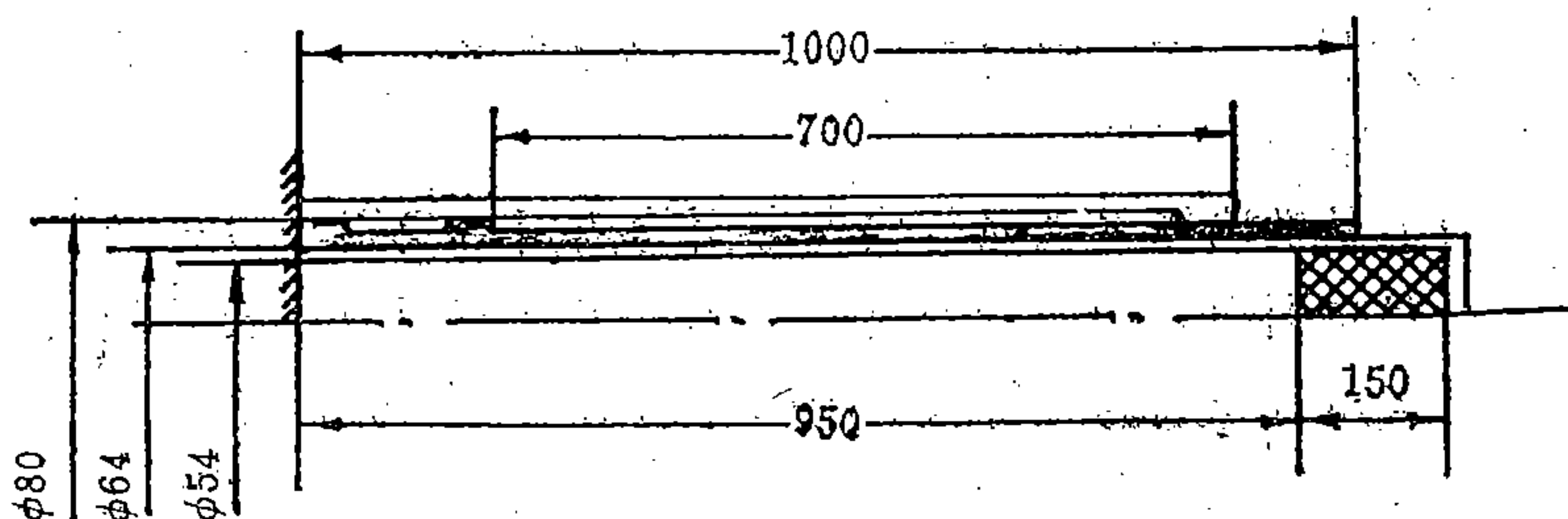


图4-8 弹射机构主要尺寸

第五章 弹射座椅离机后的运动计算

第一节 概 述

弹射座椅各参数的选择，应能实现下列条件：

座椅重心轨迹的高度应能保证安全越过飞机垂直安定面，即座椅重心轨迹必须高出尾翼1.2m左右。

在弹射过程中，以及在座椅离机后的运动过程中，从任意方向作用于弹射座椅上的过载不应超过人体生理所能耐受的极限值。

因此，我们在研究弹射以后的座椅运动的时候，最主要的问题是确定座椅的相对运动轨迹，以及座椅的转动情况。

在本章内，我们将研究座椅的相对运动轨迹和座椅的转动角速度，并确定座椅的运动姿态。对这一问题的研究方法类似于弹射机构的性能计算，可采用数值积分运动方程的方法，建立座椅相对运动轨迹和确定座椅的转动角速度及座椅的运动姿态。为此必须选定计算状态；建立座椅运动的起始条件；确定座椅运动方程；用数值解法求解方程。为了对座椅运动轨迹有一个明确的认识，在本章内还将讨论座椅的各种参数对轨迹的影响。在把握了这种影响规律以后，可以正确选择弹射座椅的各种参数。

一、弹射轨迹计算状态选择

在轨迹计算状态的选择中，主要要求解决三个问题，即如何选择飞机的飞行状态，作为计算状态；如何选择飞机的飞行高度和飞行速度，作为计算高度和计算速度。

我们知道，飞机在各种飞行状态下都有失事的可能。而飞机的飞行状态又对座椅运动轨迹有很大影响，譬如，飞机水平飞行时的弹射轨迹，可以保证座椅安全越过垂直尾翼，但由于飞机作曲线飞行，就有可能使座椅碰及尾翼。因此，为了保证安全，就有必要研究各种飞行状态下的弹射轨迹，但这在实际上是不可能的。而且也是没有必要的。因为在曲线飞行时弹射的情况中，最危险的状态是飞机作垂直机动飞行和盘旋飞行。因此在曲线飞行的情况中，只需考虑垂直机动飞行和盘旋飞行。为了便于计算，还需作出某些假设，这在专门的章节内讨论。

为了提供选择飞机飞行状态方面的依据，我们来看一看飞机失事时的飞行状态情况。

根据美国空军的统计资料，在军用飞机使用中记录了757次空中弹射。在飞行员离机瞬间，这些弹射在飞机飞行状态上的分布情况如表5-1所示。

由表中可以看出，在飞机直线飞行状态（爬升、水平飞行、倒飞和俯冲）的弹射次数共计488次，占统计的弹射次数的64.5%。如果从此数中除去飞行状态不明的离机次数，则直线飞行状态的弹射百分数接近75.5%。

平均认为飞机直线飞行下的弹射次数占70%。这同时表明飞机直线飞行约占全部飞行

表 5-1

弹射瞬间的飞行状态	弹射次数	占总弹射次数的百分数(%)
爬 升	71	9.4
水平飞行	265	35.0
倒 飞	47	6.2
俯 冲	105	13.9
螺 旋	84	11.1
盘 旋	39	5.2
盘旋下降	23	3.04
横 滚	11	1.4
状态不明	112	14.8
共 计	757	100

时间的70%。

由于上述可知,飞机直线飞行状态实际上是研究弹射装置运动相对轨迹最重要的情况。

不难相信,在所有稳定直线飞行状态中,以最大速度和在给定高度上的水平飞行是座椅安全越过垂直尾翼的计算情况。后面将研究飞机在给定高度上以最大速度作水平飞行和垂直机动飞行时的弹射情况。

对于一定的弹射装置(即给定了气动力性能、弹射初速、导轨倾角以及其它等),它在飞机水平飞行状态越过垂直安定面时的轨迹高度取决于弹射瞬间的速压和考虑 M 数影响的系数 k 。 kq_f 的乘积愈大,轨迹就愈低。因为速压 q_f 和 k 值与飞机的飞行高度和速度有关,所以为了计算轨迹,必须选择能够获得上述乘积为最大的飞行高度和速度。

图5-1所示为三种型别飞机的最大飞行速度与高度的关系曲线。如果计算出 kq_f 乘积,则可以看出,1号和2号飞机的计算高度为 $H=0$,而3号飞机的计算高度为 $H=5000\text{m}$ 。

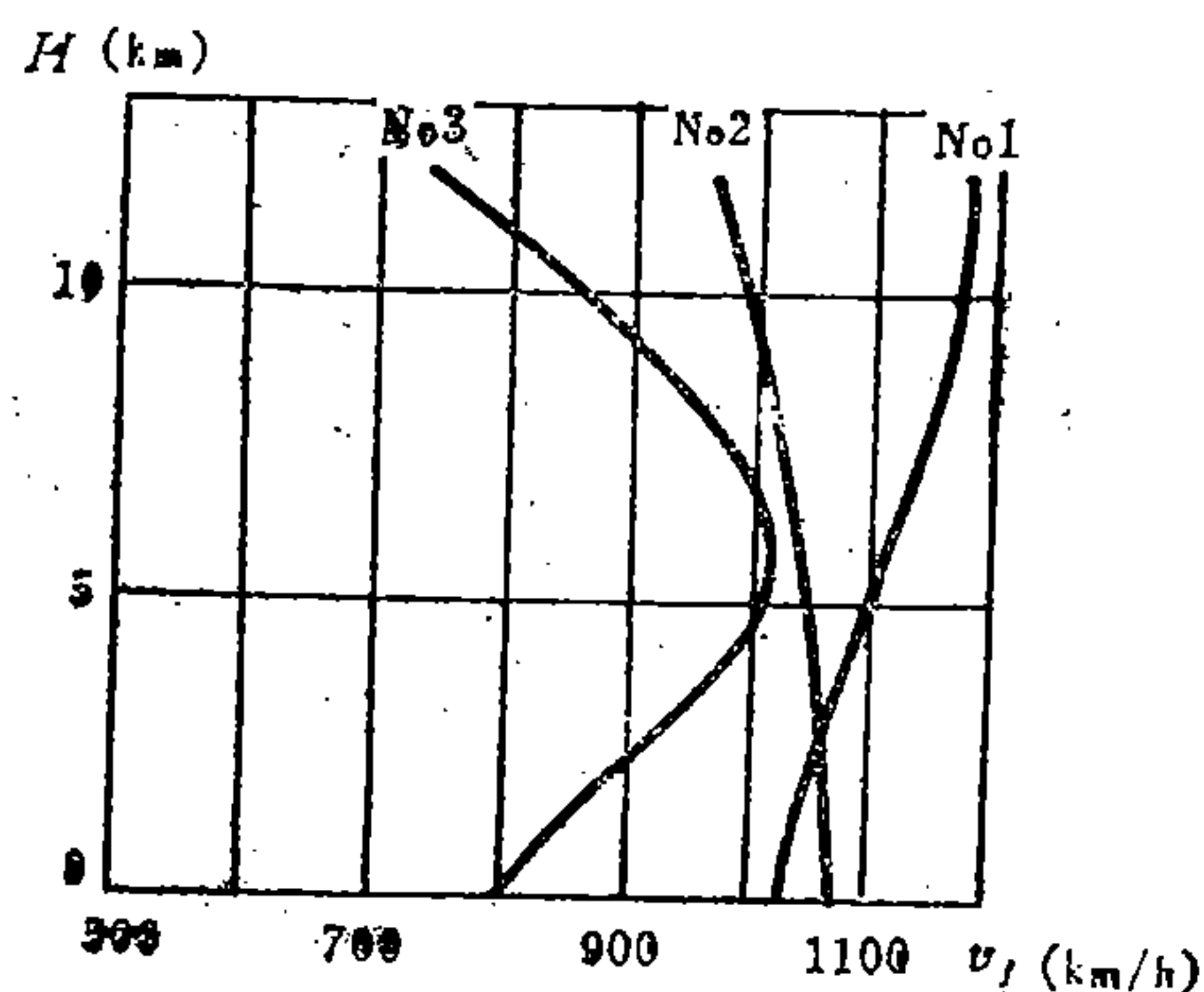


图5-1 三种型别飞机在不同高度上的最大速度

二、基本假设

随着飞机飞行速度的提高和技术的发展,目前已广泛采用火箭推动的弹射座椅。这种弹射座椅的特点是,在座椅与飞机分离以前,先用普通弹射弹作为动力,使座椅获得初始速度,然后单射火箭工作,使座椅继续向上运动。采用单射火箭的座椅,在零高度、零速度条件下,弹射高度可达120m,可保证低空,甚至起飞着陆失事时安全救生。

为了简化计算,作出如下基本假设:

- 1) 飞机沿水平方向作匀速直线飞行,并忽略因弹射引起的扰动;

- 2) 飞机对弹射座椅的气动特性没有干扰影响;
- 3) 座椅作刚体平面运动, 没有偏航力或偏航力矩作用在座椅上;
- 4) 忽略因火箭装药燃烧引起的质量变化;
- 5) 忽略地球的哥氏加速度和曲率的影响;
- 6) 地球的重力加速度为常量 ($g = 9.81\text{m/s}^2$)。

三、坐标系

坐标系如图5-2所示。直角坐标系 oxy , 位于座椅重心运动的平面上, 其原点与座椅离机瞬间的重心位置重合。 ox 轴指向飞机飞行方向, oy 轴垂直向上。该坐标系用于计算绝对轨迹。它相对于地球是固定的。

直角坐标系 $o_1x_1y_1$ 固定于飞机上, 其坐标原点在开始瞬间 ($t=0$ 时) 与固定坐标系 oxy 的原点重合。对于飞机作水平飞行的情况, o_1x_1 轴与 ox 轴共线, 方向向后。 o_1y_1 轴垂直向上, 在开始瞬间与 oy 轴重合。该坐标系用于计算相对轨迹。

在空气动力学中, 研究物体运动时, 常常使用速度坐标系 $o_2x_cy_c$ 。 o_2x_c 轴方向与速度矢量一致, o_2y_c 轴则在垂直对称平面内与 o_2x_c 轴垂直。速度坐标系相对于固定坐标系的位置, 取决于速度矢量与水平面的夹角 θ , 此角称为轨迹角。因为座椅重心轨迹切线方向在变化, 所以这些轴在座椅运动时也转变方向。对于沿轨迹切线的轴, 向着座椅运动的方向认为是正的, 而对于另一轴, 向上方向认为是正的。该坐标系用于确定座椅的空气动力性能。

当研究作用于弹射座椅上的力矩和绕其重心转动的运动时, 采用与座椅固连的坐标系 $o_2x_2y_2z_2$ 。该坐标系的原点, 位于载人座椅的重心处。 o_2y_2 轴位于对称面上, 与通过滑轮的平面相平行, 方向指向头靠。 o_2x_2 轴与 o_2y_2 轴垂直, 方向向前。 o_2z_2 轴符合右手定则。 o_2x_2 轴与 o_2x_c 轴间的夹角称为弹射座椅的攻角 α 。该坐标系用于确定座椅姿态, 由姿态角 ϑ 标志。

据此, 绕 o_2z_2 轴的力矩和角速度如果使座椅攻角增大, 即座椅头靠向后转, 则定义为正值; 反之, 力矩和角速度使座椅攻角减小, 座椅头靠向前转, 则定义为负值。与座椅固连的坐标系相对于固定坐标系的位置, 取决于 o_2x_2 轴与水平面的夹角 ϑ , 此角称为座椅姿态角。

由图5-2可知

$$\vartheta = \alpha + \theta \quad (5-1)$$

显然, 座椅相对于 oxy 坐标系与相对于 $o_1x_1y_1$ 坐标系的运动速度有如下关系, 即

$$v_{x1} = v_f - v_x \quad (5-2)$$

$$v_{y1} = v_y \quad (5-3)$$

式中 v_x, v_y —— 座椅相对于固定坐标系 oxy 的运动分速;

v_{x1}, v_{y1} —— 座椅相对于飞机 (相对坐标系 $o_1x_1y_1$) 的运动分速。

四、初始条件

弹射座椅与飞机分离以前, 由于弹射弹的作用, 获得沿导轨方向的弹射出口速度 v_0 , 其值取决于弹射机构弹射的能量。同时, 座椅还有沿飞机飞行方向的惯性速度 v_f 。因此, 座椅的初始运动速度取决于上述两个分速, 如图5-3所示。

在水平飞行中, 通常认为飞机的基准水平线是沿着飞机运动方向的。当忽略座椅出舱运动过程中的转动运动, 座椅相对垂线的倾角 ϑ_0 将等于座椅安装角 λ 。

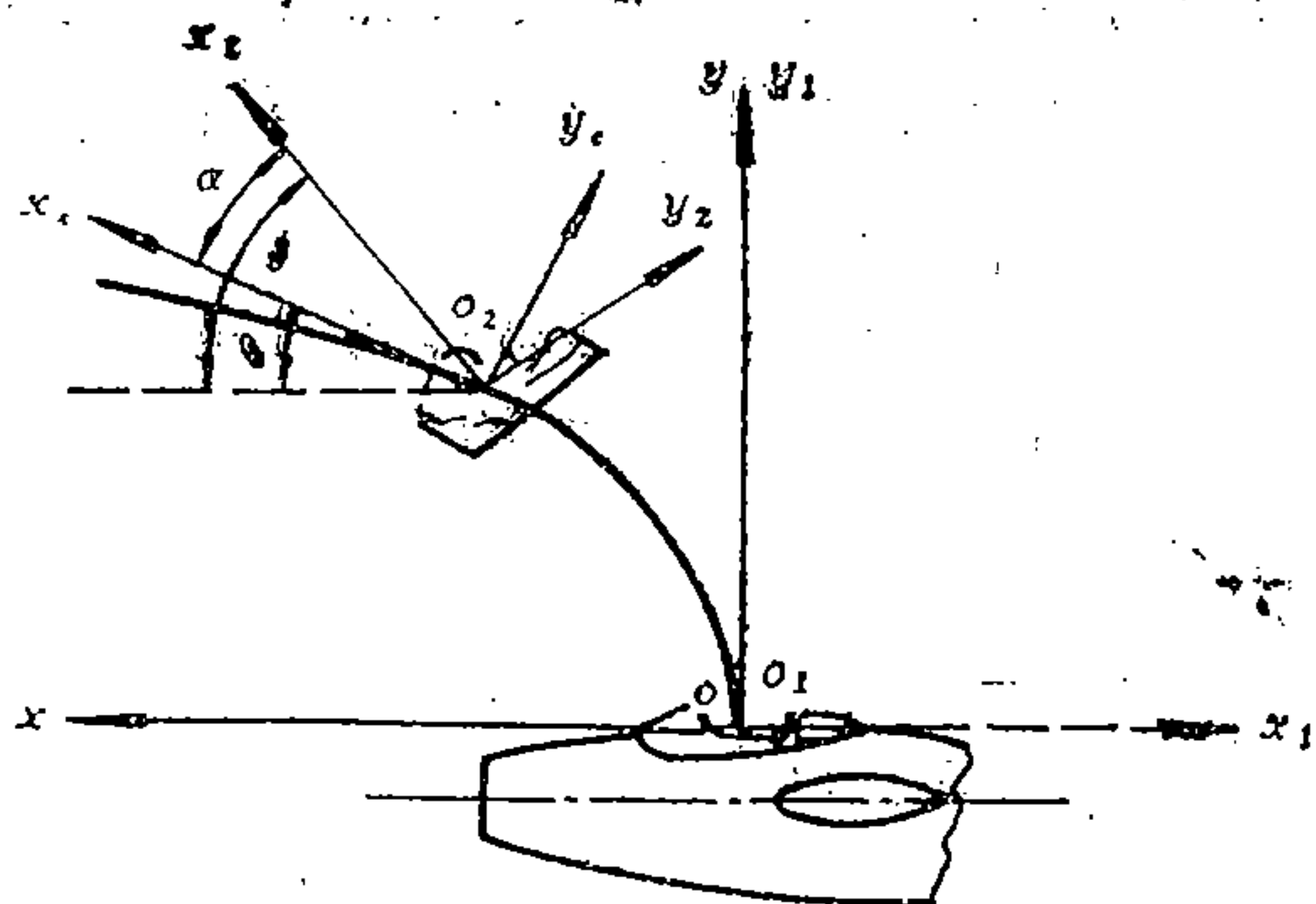


图5-2 坐标系

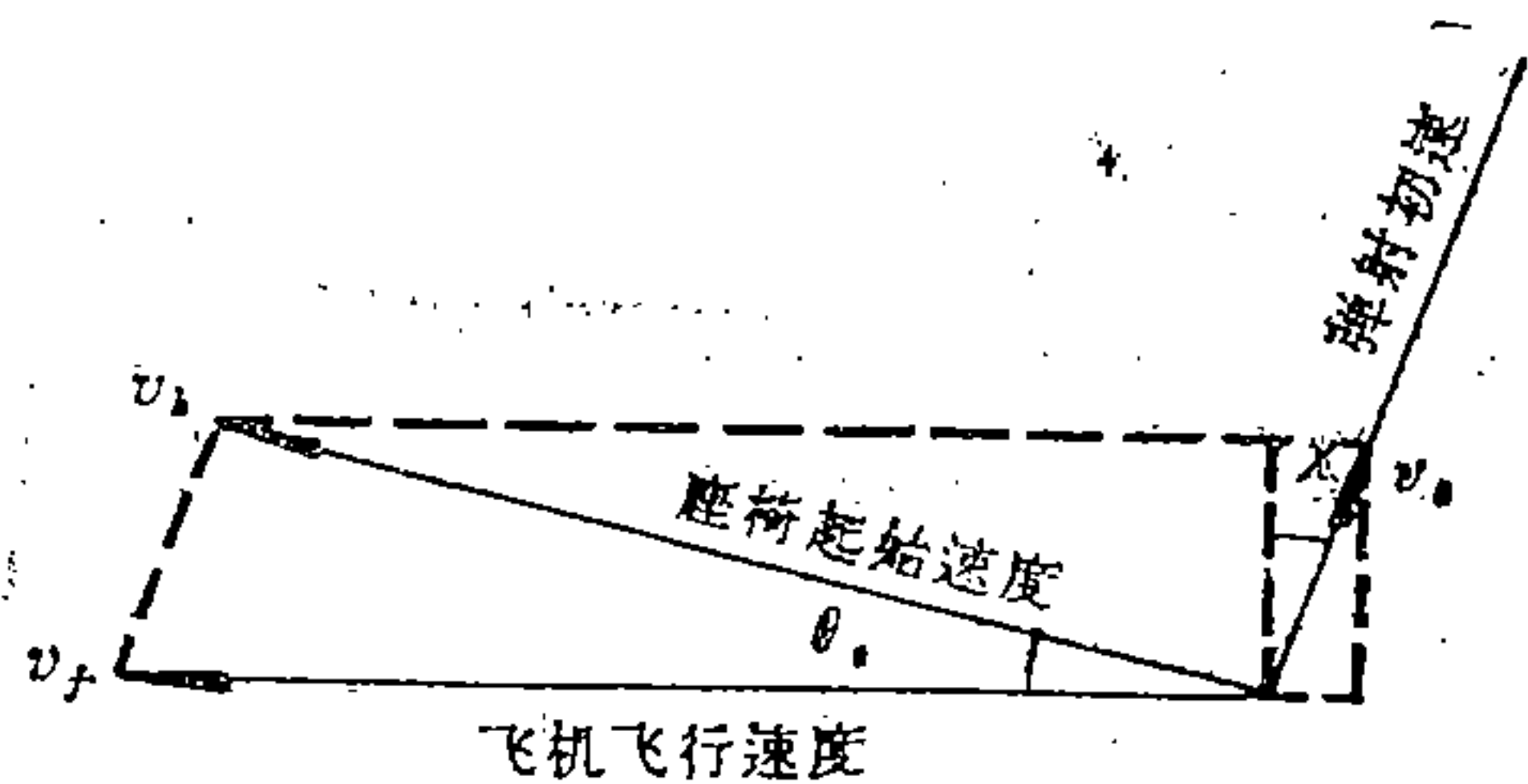


图5-3 速度示意图

现确定弹射座椅的初始运动速度 v_h 、初始攻角 α_0 以及初始轨迹角 θ_0 。

设座椅离机瞬间的弹射出口速度为 v_0 ，其方向与垂线成 χ 角。这时，座椅在固定坐标系内的运动分速，开始瞬间为

沿 x 轴 $v_f - v_0 \sin \chi$

沿 y 轴 $v_0 \cos \chi$

因此，合成速度可按下式求得

$$v_h = \sqrt{(v_f - v_0 \sin \chi)^2 + v_0^2 \cos^2 \chi} \quad (5-4)$$

或者近似地根据幂级数展开得

$$v_h = v_f - v_0 \sin \chi + \frac{v_0^2}{2v_f}$$

由于 v_0 比 v_f 小得多，可忽略最后一项 $\frac{v_0^2}{2v_f}$ ，所以

$$v_h \approx v_f - v_0 \sin \chi \quad (5-5)$$

在开始瞬间（ $t=0$ 时），速度矢量 v_h 相对 ox 轴的倾角可由下式决定，即

$$\sin \theta_0 = \frac{v_0 \cos \chi}{v_h}$$

因为座椅弹射出口速度 v_0 比飞机飞行速度 v_f 小得多，所以角度 θ_0 值也很小，可以认为 $\sin \theta_0 \approx \theta_0$ 。因此

$$\theta_0 = \frac{v_0 \cos \chi}{v_h}$$

在开始瞬间座椅攻角 α_0 ，可由几何关系求得

$$\alpha_0 = \vartheta_0 - \theta_0$$

若设 $\vartheta_0 = \chi$ ，则

$$\alpha_0 = \chi - \theta_0 = \chi - \frac{v_0 \cos \chi}{v_h}$$

根据以上所述，可以近似地确定座椅起始运动速度 v_h 、初始攻角 α_0 以及初始轨迹角 θ_0 。

但是，座椅与飞机分离时，往往由于弹射机构产生的作用力没有通过座椅重心而获得初始角速度 ω_0 。在采用大行程弹射机构时，当弹射座椅脱离导轨，继续沿弹射机构运动时，由于已经作用在弹射座椅上的气动力作用，会增加初始角速度。因此，在研究座椅离机后

的自由运动特性时,必须考虑座椅离机瞬间的初始角速度 ω_0 ,以及初始姿态角 θ_0 。座椅脱离瞬间的初始角速度 ω_0 ,对座椅离机后的自由运动特性影响很大。这将在“弹射座椅运动的稳定性”一章内叙述。

可以认为座椅沿导轨或弹射机构套筒的运动,是在座椅与飞机脱离瞬间同座椅重心相重合的一点上结束。该点通常看作为座椅在所研究阶段的重心运动轨迹的坐标原点。显然,弹射装置在该阶段的运动取决于初始值 v_H 、 θ_0 、 α_0 和 ω_0 。

第二节 作用在弹射座椅上的力和力矩

现研究一种在座椅椅盆下面安装弹射火箭,头靠上安装稳定伞的火箭弹射座椅。这种座椅离机后,在对称平面内作用着下列外力和力矩,如图5-4所示。

一、座椅的气动力

通过全尺寸座椅或座椅模型的风洞试验,可用三分力天平直接测出升力 P 、阻力 Q 、气动力偶矩 M_{z1} ,并以阻力系数 C_x 、升力系数 C_y 、力偶矩系数 m_z 的形式给出。图5-5所示为某一座椅在 M 数为0.7时的气动特性曲线。

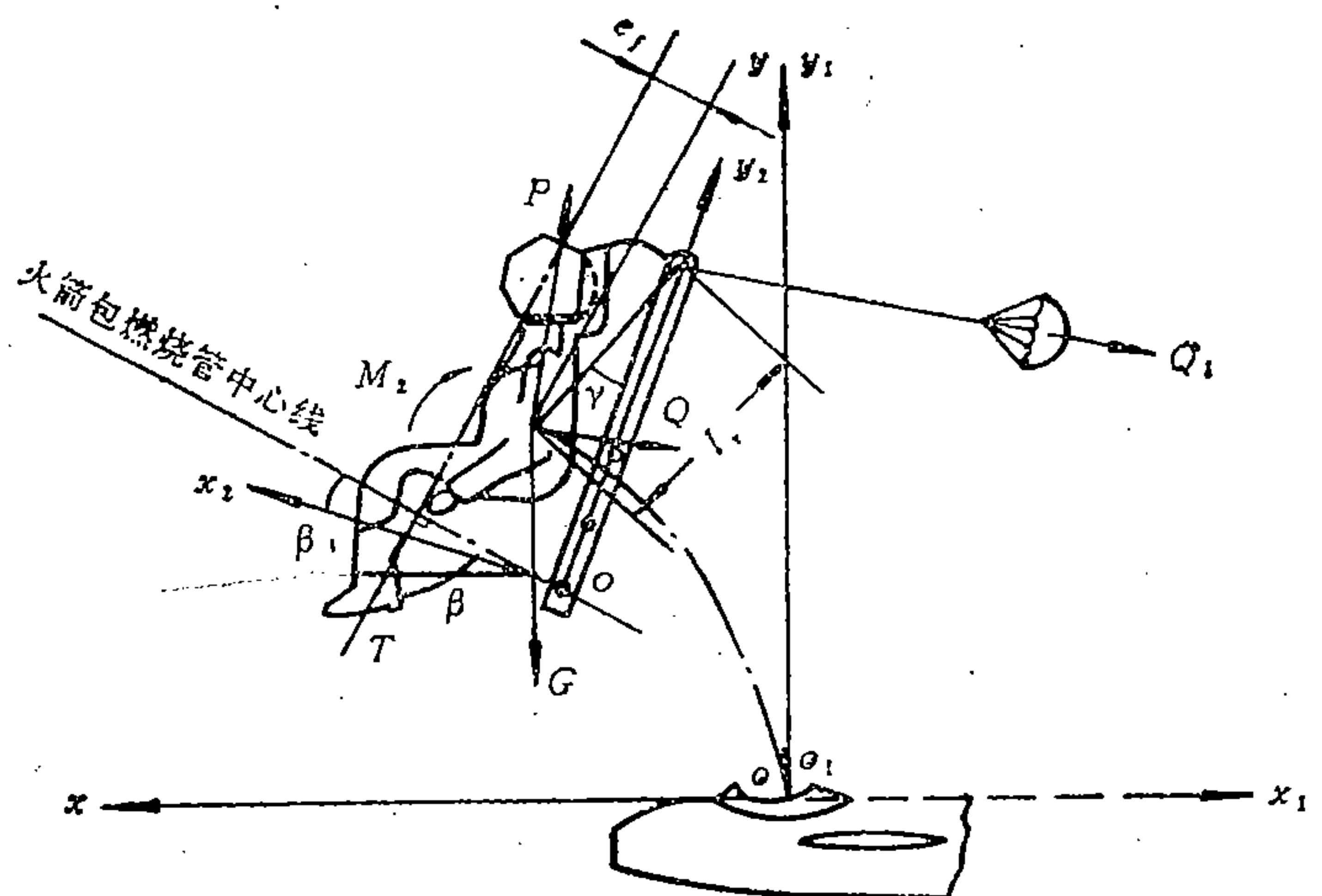


图5-4 作用在座椅上的力和力矩

1. 气动阻力 Q

$$Q = C_x A \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (5-5)$$

式中 C_x ——座椅的阻力系数;

A ——特征面积,取座椅的最大截面积(m^2);

ρ ——弹射高度上的空气质量密度(kg/m^3);

v ——座椅的运动速度(m/s)。

座椅阻力系数 C_x 与座椅攻角 α 、座椅运动

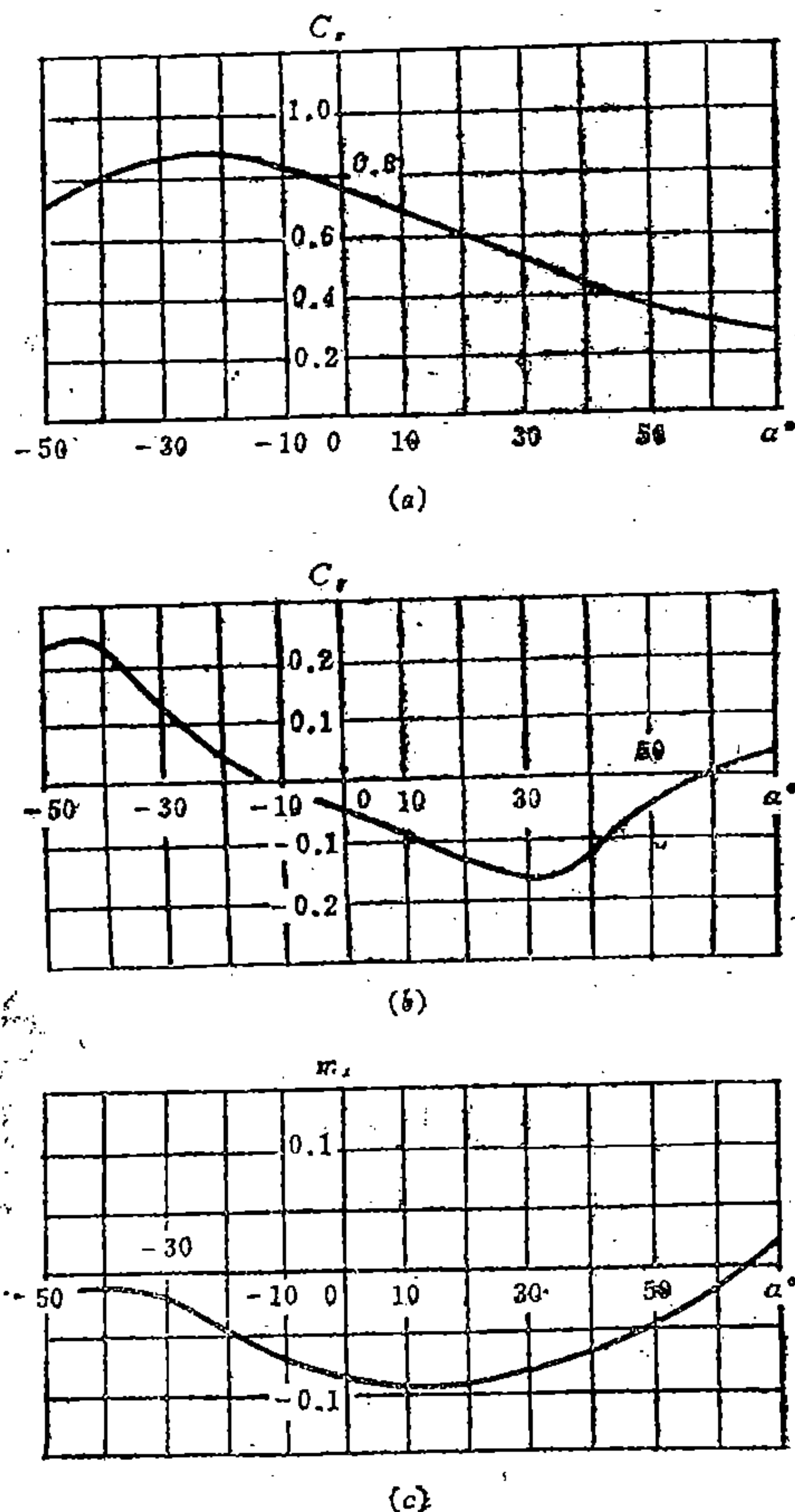


图5-5 座椅气动特性曲线 ($M=0.7$)

(a) 阻力系数 C_x 随攻角 α 的变化曲线

(b) 升力系数 C_y 随攻角 α 的变化曲线

(c) 俯仰力矩系数 m_z 随攻角 α 的变化曲线

速度以及座椅形状有关,而与座椅最大截面积 A 和空气质量密度无关。

当座椅运动速度不大时,座椅运动速度对阻力系数 C_x 的影响很小,可以认为系数 C_x 不受速度影响。但是随着速度的增大($M > 0.6$ 时),阻力系数 C_x 随速度的增加而急剧地增加。这是由于空气压缩性影响造成的。此时必须考虑空气可压缩性对座椅阻力的影响。

在近似计算中,倘若缺乏座椅阻力系数与 M 数关系的高速风洞试验数据,则可以根据由球体($d = 22\text{mm}$)吹风所得的阻力特征曲线进行计算,图5-6所示为用弹道试验取得的球体阻力系数与 M 数的关系曲线。图5-7所示为 M 数对球体迎面阻力的影响。

此时,考虑 M 数影响的座椅阻力特征为

$$(C_x A)_M = (C_x A)_0 K \quad (5-6)$$

式中 $(C_x A)_0$ ——低速时座椅阻力特征;

$K = \frac{C_x}{C_{x0}}$ ——考虑空气可压缩性对阻力影响的修正系数。

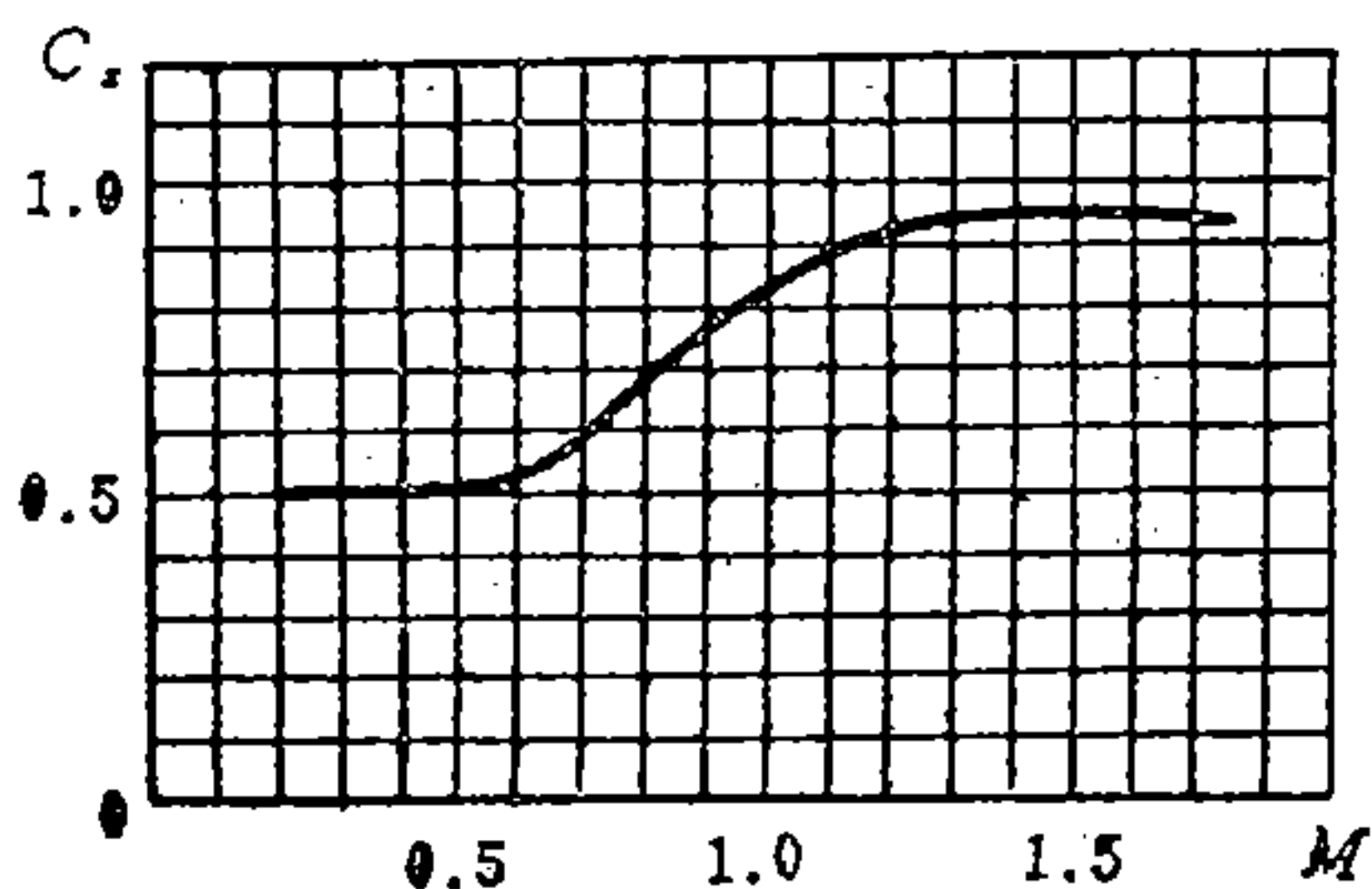


图5-6 用弹道试验取得的球体 ($d = 22\text{mm}$) 的 $C_x = f(M)$ 曲线

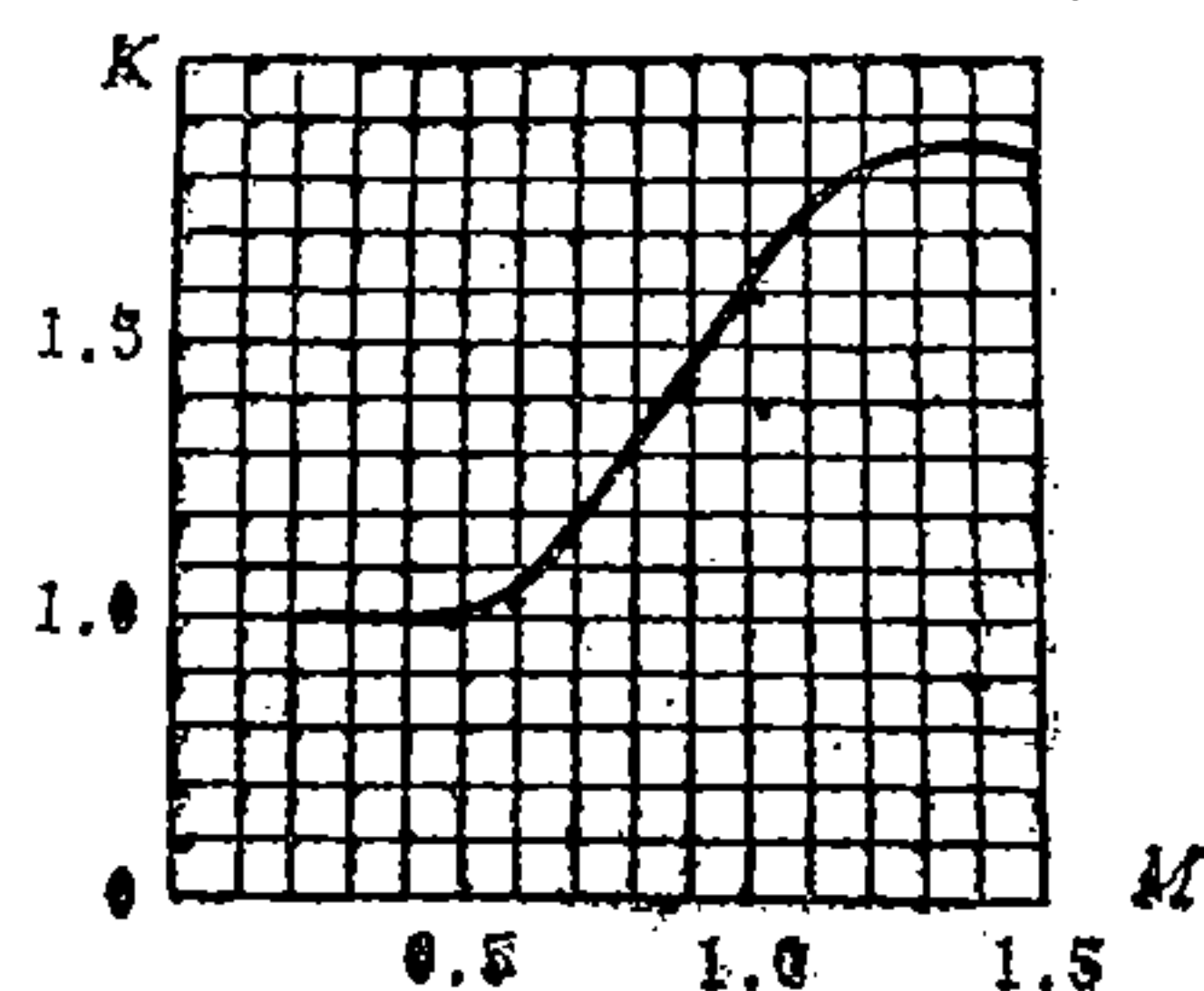


图5-7 M 数对球体迎面阻力的影响

阻力特征 $C_x A$ 的最大值通常在攻角为 $0^\circ \sim 30^\circ$ 的范围内, $C_x A$ 的最小值大约在攻角为 $\pm 90^\circ$ 处。

2. 升力 P

$$P = C_l A \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (5-7)$$

式中 C_l 为座椅的升力系数。

升力系数 C_l 与阻力系数 C_x 一样,与座椅最大截面面积 A 、空气质量密度 ρ 无关,而与座椅攻角 α 、座椅运动速度 v 和座椅形状有关。但速度 v 对升力系数 C_l 的影响较小,在近似计算中可认为升力系数 C_l 与座椅运动速度无关。

由于坐在座椅内飞行员的躯干与大腿形成直角,升力系数 C_l 在攻角 $\alpha = -20^\circ \sim +60^\circ$ 范围内通常为负值。

3. 气动力偶矩 M_{z1}

$$M_{z1} = m_z A L \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (5-8)$$

式中 m_z ——力偶矩系数;

L ——座椅的特征长度(m)。

座椅的特征长度一般取座椅正面投影的最大高度。

气动力偶矩系数 m_z 与座椅攻角 α 、运动速度 v 、座椅形状有关。

速度 v 对力偶矩系数 m_z 的影响较小,在近似计算中可忽略其影响。

在实际工作中，往往要计算重心位置不同的座椅的运动轨迹，而风洞试验给定的气动力矩数据，只是根据某一重心位置确定的。因此，计算时应将风洞试验的气动力矩数据，转换成相对计算状态重心的气动力矩数据。

根据力偶特性和力向一点平移的理论，转换关系如下：

$$\text{设} \quad a = x_T - x_{T0} \quad (5-9)$$

$$b = y_T - y_{T0} \quad (5-10)$$

式中 x_T, y_T —— 计算状态的重心坐标(m)；

x_{T0}, y_{T0} —— 风洞试验时座椅的重心坐标(m)。

$$\text{则} \quad M_z = M_{z1} - P(a\cos\alpha - b\sin\alpha) - Q(asin\alpha + b\cos\alpha) \quad (5-11)$$

式中 M_z —— 计算状态重心处的气动力偶矩；

M_{z1} —— 由风洞试验曲线给定的气动力偶矩；

P —— 气动升力；

Q —— 气动阻力。

作用在座椅上的各种力的总矢量及合力偶都在对称平面内。而同一平面内的力和力偶所组成的每一系统，都可合成为一个不通过重心的合力。

该合力在座椅垂直轴 y_2 上的作用点称为压力中心。因此，作用于座椅重心的气动力矩、迎面阻力和升力可由作用于压力中心的迎面阻力和升力来代替。压力中心的位置应这样来确定，使迎面阻力和升力绕该点的力矩等于相反方向的气动力矩。

假设用 e 表示座椅重心到气动合力作用线的距离，并假定气动力作用线在重心之下通过时，即气动力促使座椅头靠向前转动时 e 为负值。作用于压力中心的气动合力 R 绕重心的气动力矩为 $M_z = R \cdot e$ 。将该表达式同式(5-8)比较，可得

$$m_z AL = e \sqrt{(C_x A)^2 + (C_y A)^2} \quad (5-12)$$

若已知座椅气动特性，就可按式(5-12)确定 e 值。

二、载人座椅重量 G

$$G = mg \quad (5-13)$$

式中 m 为座椅（包括人）的质量(kg)。

三、火箭推力 F

$$F = nG \quad (5-14)$$

式中 n 为火箭推力过载。

火箭推力产生的过载随时间的变化曲线如图5-8所示。

由曲线可知，在0.015s内，过载由1.0增加到14.5，以后几乎保持不变；在火药燃烧完毕时，它又从14.0经过0.025s下降到1.0。因此，在计算座椅轨迹时，可以把火箭推力看作常数。

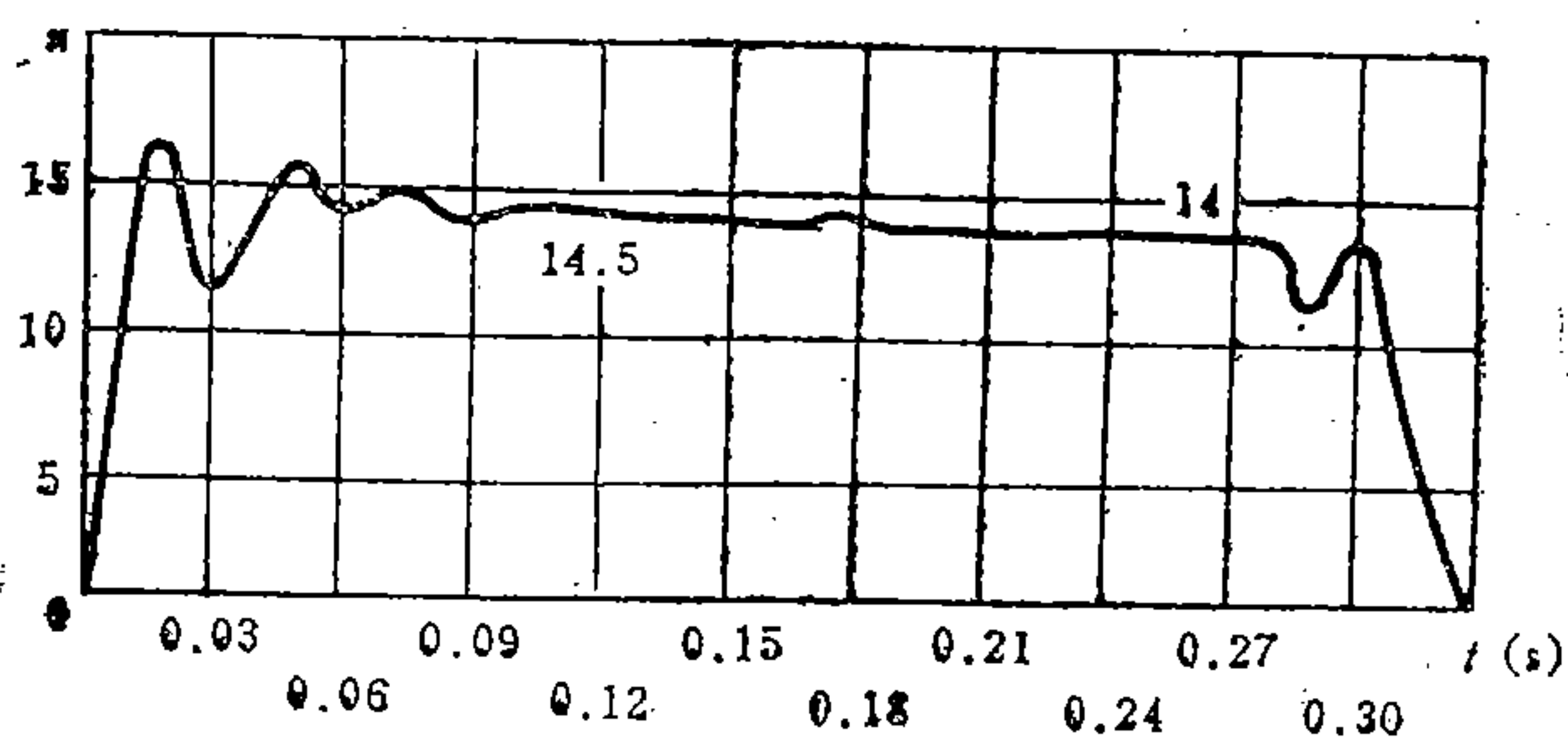


图5-8 火箭推力过载随时间的变化

火箭推力在轨迹切线方向的分量为

$$F_t = F \cos(\beta + \alpha) \quad (5-15)$$

式中 β ——火箭推力线与 o_2x_2 轴的夹角 ($^\circ$) ;

α ——座椅攻角 ($^\circ$) 。

若火箭推力线垂直于通道体中心线, 则

$$\beta = 90^\circ + \beta_i$$

式中 β_i 为火箭包安装角, 即火箭包燃烧管中心线与 o_2x_2 轴的夹角 ($^\circ$), 也即火箭推力线与 o_2y_2 轴之间的夹角 ($^\circ$)。所以

$$F_t = -F \sin(\alpha + \beta_i) \quad (5-16)$$

火箭推力在轨迹法线方向的分量为

$$F_n = F \sin(\beta + \alpha) \quad (5-17)$$

因为

$$\beta = 90^\circ + \beta_i$$

所以

$$F_n = F \cos(\alpha + \beta_i) \quad (5-18)$$

火箭推力力矩 M_T 为

$$M_T = F e_f \quad (5-19)$$

式中 e_f 为火箭推力线到座椅重心的距离, 简称“偏心距”。

火箭推力线在座椅重心前面, 偏心距 e_f 为正值, M_T 力图使座椅向后转动。火箭推力线在座椅重心后面, 偏心距 e_f 为负值, 火箭推力力矩 M_T 力图使座椅顺气流向前转动。

若 $\beta = 90^\circ + \beta_i$, 则火箭的偏心距可由下式确定, 即

$$e_f = [a(1 + \operatorname{tg}^2 \beta_i) - y_T \operatorname{tg} \beta_i - x_T] \cos \beta_i \quad (5-20)$$

式中 a ——火箭包安装位置;

x_T, y_T ——座椅 (载人) 的重心坐标;

β_i ——火箭包的安装角。

由式(5-20)可知, 弹射火箭的偏心距 e_f 决定于火箭包的安装位置、人-椅系统的重心和火箭包的安装角 β_i 。当火箭包的安装位置确定以后 (a 值一定), 偏心距 e_f 仅决定于人-椅系统重心位置和火箭包的安装角。因此, 当人-椅系统重心位置变动时, 为了保证一定的偏心距, 如最佳偏心距 (对弹射轨迹高度最有利的偏心距), 可通过调整火箭包安装角 β_i 来达到。

四、稳定伞阻力 Q_s

$$Q_s = \frac{1}{2} \rho v_s^2 (CA)_s \quad (5-21)$$

式中 $(CA)_s$ ——稳定伞阻力特征;

v_s ——稳定伞与座椅连接点的速度。

由于座椅在对称平面内作平面运动, 座椅在力矩作用下会绕重心转动。此时, 稳定伞与座椅连接点的线速度将对稳定伞的速度发生影响, 使稳定伞相对于轨迹切线偏转一个角度。因此, 稳定伞阻力在轨迹切线方向的分量为

$$- \frac{1}{2} \rho (CA)_s [v - L_T \dot{\vartheta} \cos(\alpha + \gamma)]^2 \quad (5-22)$$

式中 v ——座椅的重心运动速度 (m/s);

L —— 座椅重心到稳定伞连接点的距离(m);

$\dot{\vartheta}$ —— 座椅转动角速度 (1/s);

γ —— 座椅重心到稳定伞连接点的连线与座椅靠背的夹角 ($^{\circ}$)。

稳定伞阻力在轨迹法线方向的分量为

$$\frac{1}{2} \rho (CA) \cdot |\dot{\vartheta} [L, \sin(\alpha + \gamma)]|^2 \dot{\vartheta} \quad (5-23)$$

由稳定伞阻力产生的力矩, 可以相应地写成

$$\frac{1}{2} \rho (CA) \cdot [v - L, \dot{\vartheta} \cos(\alpha + \gamma)]^2 L, \cos(\alpha + \gamma)$$

及
$$- \frac{1}{2} \rho (CA) \cdot |\dot{\vartheta} [L, \sin(\alpha + \gamma)]|^3 \dot{\vartheta}$$

五、俯仰阻尼力矩 $M_{\dot{\vartheta}}$;

座椅的俯仰阻尼反映在俯仰阻尼力矩上。座椅的俯仰阻尼力矩与角速度 $\dot{\vartheta}$ 成正比例。它的方向始终与转动方向相反, 这一力矩只能阻止座椅的转动, 而不能使座椅回到原来的位置。只要座椅刚开始向原来的位置转动, 阻尼力矩便改变符号而阻止这一转动。

阻尼力矩表达式为

$$M_{\dot{\vartheta}} = \frac{1}{2} \rho v^2 A L C_{m\dot{\vartheta}} \dot{\vartheta} \quad (5-24)$$

式中 $C_{m\dot{\vartheta}}$ —— 座椅的俯仰阻尼力矩系数 (s);

$\dot{\vartheta}$ —— 座椅角速度 (1/s)。

六、火箭喷流阻尼力矩 $M_{T\dot{\vartheta}}$;

弹射火箭在工作期间, 由于喷嘴产生的高速高温的射流, 形成了一个气柱, 因此增加了座椅的阻尼特性。在物理意义上与气动阻尼力矩相类似。显然, 火箭喷流阻尼力矩只有在火箭工作期间才产生, 它随火箭喷流的消失而消失。

火箭喷流阻尼力矩是俯仰速度的函数, 与转动角速度 $\dot{\vartheta}$ 成正比, 即

$$M_{T\dot{\vartheta}} = m_{T\dot{\vartheta}} \dot{\vartheta} \quad (5-25)$$

式中 $m_{T\dot{\vartheta}}$ 为火箭喷流阻尼力矩系数 (kg·m·s)。

第三节 座椅运动方程及其解法

一、座椅的运动方程

把座椅离机后的运动看作平面运动, 它是由在座椅对称平面内的重心移动和绕通过重心垂直于对称平面的水平轴的转动所组成。

根据作用于弹射座椅上的力和力矩, 可以在速度坐标系中列出弹射座椅的平面运动微分方程:

$$m \frac{dv}{dt} = -Q - G \sin \theta - F \sin(\alpha + \beta_i) - \frac{1}{2} \rho (CA)_s [v - L_s \dot{\vartheta} \cos(\alpha + \gamma)]^2 \quad (5-26)$$

$$m v \frac{d\theta}{dt} = P - G \cos \theta + F \cos(\alpha + \beta_i) + \frac{1}{2} \rho (CA)_s |\dot{\vartheta} [L_s \sin(\alpha + \gamma)]^2| \dot{\vartheta} \quad (5-27)$$

$$J_z \frac{d\omega_z}{dt} = M_z + F e_f + \frac{1}{2} \rho (CA)_s [v - L_s \dot{\vartheta} \cos(\alpha + \gamma)]^2 L_s \cos(\alpha + \gamma) - \frac{1}{2} \rho (CA)_s |\dot{\vartheta} [L_s \sin(\alpha + \gamma)]^3| \dot{\vartheta} + \frac{1}{2} \rho v^2 A L C_{m_z} \dot{\vartheta} + m_{T_z} \dot{\vartheta} \quad (5-28)$$

由以上三个方程 (5-26)、(5-27) 和 (5-28) 可以求出座椅运动速度 v 、轨迹角 θ 和座椅转动角速度 ω_z 。为了确定每一时刻的座椅气动力系数和座椅的运动姿态, 还要求攻角 α 和座椅姿态角 ϑ 。因此要补充下列关系式, 即

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z \quad (5-29)$$

$$\alpha = \vartheta - \theta \quad (5-30)$$

根据上述方程和补充关系式可求得四个纵向运动参数: 座椅运动速度 v 、轨迹角 θ 、座椅旋转角速度 ω_z 以及座椅姿态角 ϑ 。另外根据式 (5-30) 可以确定座椅攻角 α 。

这样, 在座椅气动力计算时产生的两个问题: 确定座椅对飞机的运动轨迹和确定座椅在轨迹任何一点上的旋转角和角速度, 利用上述含有五个未知数的方程组来求解就足够了。

为了确定弹射座椅相对固定坐标系 oxy 的运动距离, 以及相对飞机的坐标 x_1 和 y_1 与时间的关系, 根据前面所作的假设, 可以列出如下方程, 即

$$\frac{dx}{dt} = v \cos \theta \quad (5-31)$$

$$\frac{dy}{dt} = v \sin \theta \quad (5-32)$$

又因 $v_{x1} = v_f - v_x$ [见式 (5-2)], $v_{y1} = v_y$ [见式 (5-3)], 所以可以写出如下关系, 即

$$\frac{dx_1}{dt} = v_f - v \cos \theta \quad (5-33)$$

$$\frac{dy}{dt} = \frac{dy_1}{dt} = v \sin \theta \quad (5-34)$$

即在任意瞬间有

$$y = y_1 \quad (5-35)$$

$$x = x_{01} - x_1$$

(5-36)

式中 x_{01} 表示在研究的瞬间，原点 o_1 在固定坐标系内的坐标。

在假设飞机作水平飞行的情况下，可写成

$$x_{01} = v_f t$$

(5-37)

横坐标 x_1 是座椅在空气阻力、火箭推力及弹射水平分速的影响下，从弹射瞬间（即从原点 o_1 ）到尾翼所通过的总路程。

二、座椅运动方程的解法

为了解座椅运动方程求出座椅运动轨迹，必须首先知道下列原始数据：弹射座椅的气动特性 $C_x A$ 、 $C_y A$ 和 $m_z A L$ ，座椅俯仰阻尼系数 $G_{m\dot{\theta}}$ 、火箭喷流阻尼力矩系数 $m_{T\dot{\theta}}$ ，弹射机构的弹道特性，弹射瞬间的飞机速度，弹射装置重量，火箭推力，稳定伞气动特性，座椅起始角速度 ω_0 和起始姿态角 ϑ_0 等数据。有了这些数据，就可积分弹射座椅的运动微分方程。

用解析法求解这些方程是不可能的，通常都用数值积分法求解，最常用的是欧拉法。欧拉法求解过程如下：

在开始瞬间($t=0$ 时)，座椅以给定的初始值 v_H 、 θ_0 、 ϑ_0 、 ω_0 运动。利用这些起始值，以及弹射座椅和稳定伞的气动特性曲线，确定气动力数值，并连同其它一些已知数代入方程。由这些方程求出导数值，即

$$\frac{dv}{dt}, \quad \frac{d\theta}{dt}, \quad \frac{d\omega}{dt}, \quad \frac{d\vartheta}{dt}$$

如果时间间隔 Δt 取得很小，以致在此间隔内可设导数值为常数，就可在选取的十分小的时间间隔内计算参数的增量 Δv 、 $\Delta\theta$ 、 $\Delta\omega$ 、 $\Delta\vartheta$ 。此时间间隔終了的新值 v 、 θ 、 ω 和 ϑ ，将等于该时间间隔的初始值与该时间间隔内所得增量之和。这些值将作为下一时间间隔的初始值。这样，该过程可多次重复计算下去。时间间隔取得越小，数值积分法的精确度越高。

在数值积分法中，欧拉法是最常用、最简单的一种方法。可列表或编制程序用计算机进行计算。

第四节 飞机垂直机动飞行状态下弹射

一、垂直机动飞行轨迹为曲线时的弹射

1. 概 述

前面已经研究了在水平直线飞行时的弹射。可是，当飞机失事时，可能需要在曲线飞行状态中弹射，也就是在有很大的加速度（过载）作用于飞机的条件下弹射（当螺旋、盘旋下降、盘旋、横滚）。所以有必要研究作用于飞机上的加速度（过载）如何地影响弹射性质的。

根据分析可以知道，最危险的弹射飞行状况是，从大坡度盘旋、盘旋下降或退出俯冲

的飞机上弹射。因为飞机在弹射后，假如继续作曲线飞行，那么座椅轨迹对飞机来说是非常低的。座椅可能碰上垂直尾翼。图5-9是从退出带不同过载的俯冲着飞机上弹射时，座椅的相对轨迹曲线图。相对轨迹随飞机过载增大而降低。

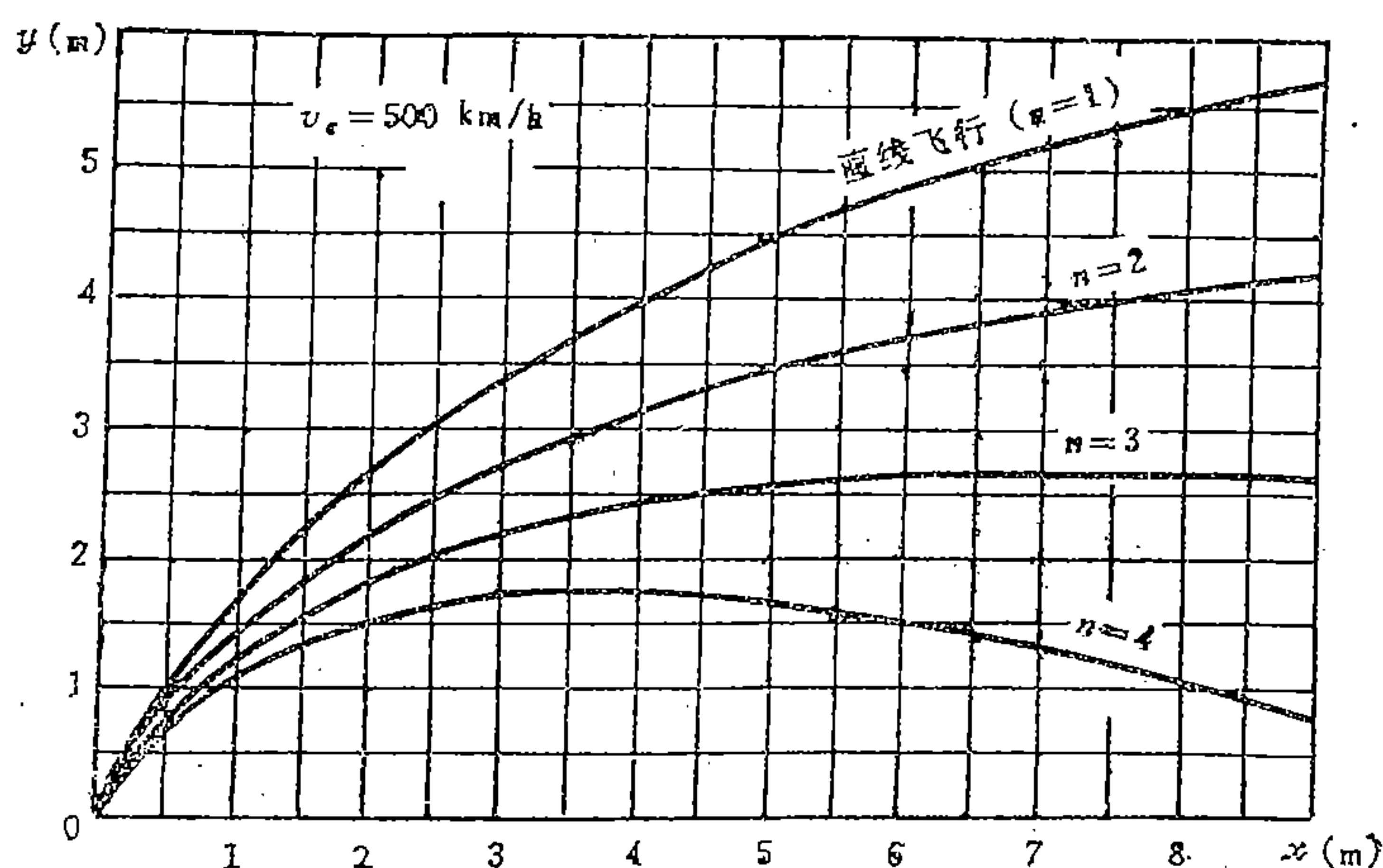


图5-9 从退出带着过度负荷「 n 」俯冲着的或带有过度负荷「 n 」盘旋着的飞机上弹射时，座椅的概略相对轨迹

图5-10表示了退出螺旋、盘旋或盘旋下降过程中弹射时，座椅和飞机的状态。在瞬间A进行弹射，假使飞机从弹射瞬间起作直线飞行（虚线所表示的方向），在瞬间B时，座椅弹射轨迹离飞机尾翼相当高，这样座椅和尾翼就不会相碰。假如飞机在座椅弹出后继续作曲线飞行，那么它就要向靠近座椅轨迹的方向上升，因此便会发生座椅碰撞飞机尾翼的危险。

从下滑、螺旋或横滚的飞机上弹射，与从直线水平飞行的飞机上弹射基本上没有区别。例如，从螺旋着的飞机上弹射，螺旋时飞机的大俯冲角便于座椅远离垂直尾翼。这样使弹

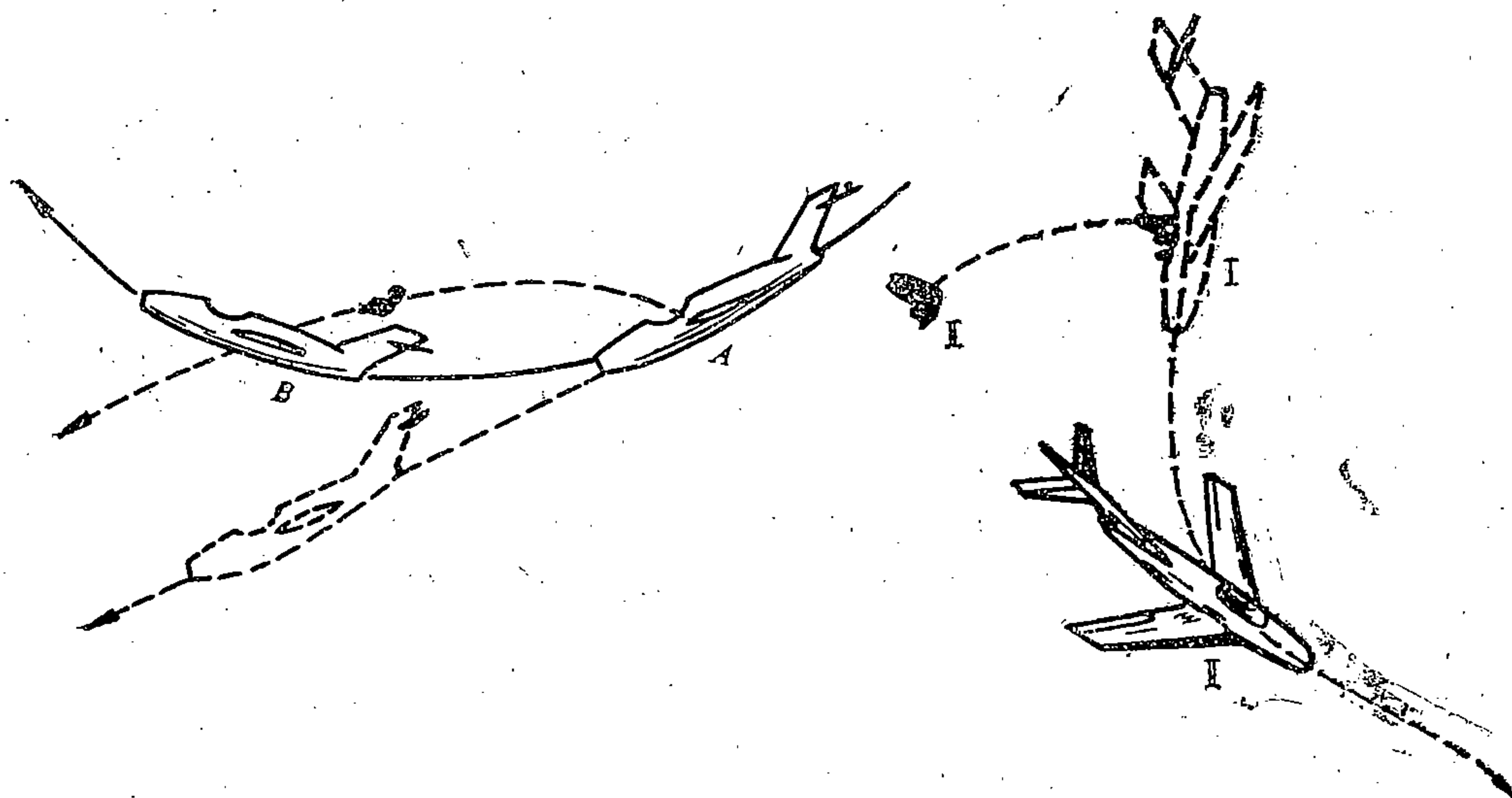


图5-10 在退出螺旋、盘旋或盘旋下降过程中弹射时，座椅和飞机的状态

图5-11 在螺旋状态中弹射时飞机和飞行员的状态。I - 弹射瞬间；II - 弹射后飞机和飞行员的状态，这个瞬间类似直线飞行弹射时座椅在尾翼上的瞬间

射根本没有危险，如图5-11所示。

2. 垂直机动飞行时弹射轨迹计算

在进行垂直机动飞行弹射轨迹计算时，为了使计算步骤简化，假设飞机在一定的飞行速度下弹射时，座椅绝对运动速度随时间的变化与飞机飞行状态无关。在弹射后的不长时间间隔内，当座椅越过飞机时，飞机仍以其在弹射瞬间所具有的同样过载和不变的速度进行曲线飞行。由此得出，飞机在作曲线飞行的这段时间内，飞机攻角也保持不变。并假设无论在水平飞行或曲线飞行中，在同样飞行速度下弹射时，座椅到达飞机垂直尾翼的时间大致相同。

研究座椅在飞机各种可能的运动情况下弹射后的相对运动轨迹，实际上是不可能的。我们仅来研究具有上述特性的飞机和座椅的运动。该计算步骤虽然误差较大，但在估计座椅飞越垂直安定面的轨迹下降程度时，对从理论上分析实际弹射情况这一总的问题来说还是有意义的。

这时，计算步骤如下：先建立在飞机水平飞行状态弹射时座椅的相对运动轨迹，但这时飞机飞行速度应是飞机能够完成所研究的具有给定过载的垂直机动飞行的速度。

而后，对轨迹高度加以修正。该修正由于飞机具有给定过载的曲线运动所引起的轨迹高度变化，同在飞机水平飞行状态下座椅的运动轨迹比较得到的。

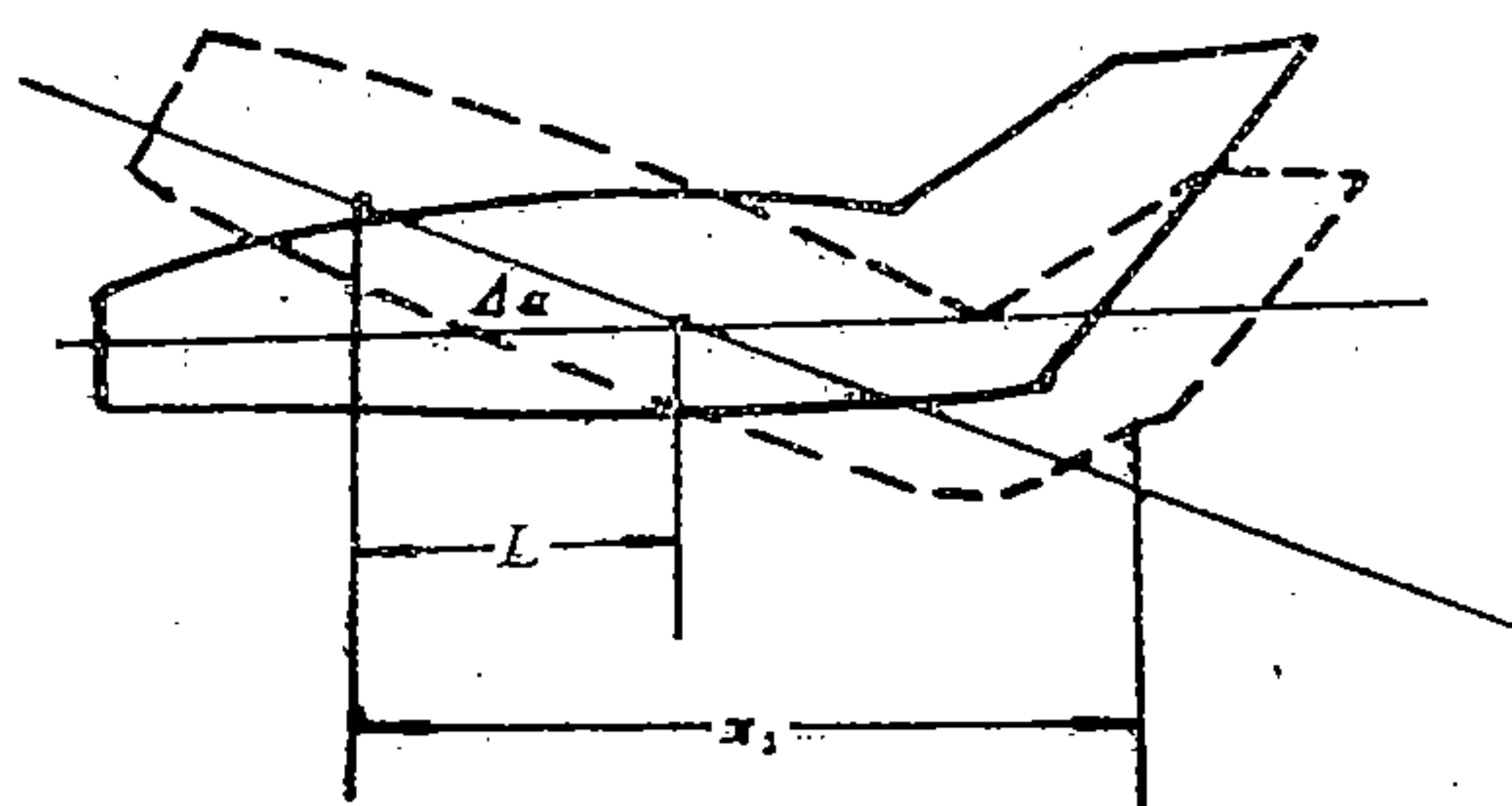


图5-12 攻角的变化，引起飞机轴线倾角变化

把飞机作曲线飞行时弹射的座椅运动轨迹，与水平飞行时弹射的座椅运动轨迹（飞行速度相同）比较起来，由于曲线运动对座椅水平弹射运动轨迹发生影响的因素有：

1) 由于曲线飞行时的攻角相对于飞机水平飞行时的攻角的变化，而引起的飞机轴线倾斜的变化，如图5-12所示。

由于弹射瞬间飞机上有过载 n_{yf} 作用，攻角 α 与水平飞行时不同，使座椅与飞机分离的分离点和垂直尾翼位置都发生变化。

从图5-12可以看出，改变攻角 α 的影响，意味着要在水平飞行的轨迹高度（对应垂直尾翼处）上加二段距离： $L \tan \Delta \alpha$ 和 $(x_1 - L) \tan \Delta \alpha$ ，即

$$x_1 \tan \Delta \alpha \quad (5-38)$$

式中 L 表示从弹射离机瞬间开始，弹射座椅的重心沿 x_1 轴到达飞机重心的距离（如果座椅安放在飞机重心前面， L 为正值；安放在飞机重心后面， L 为负值）。 x_1 表示从座椅与飞机分离瞬间至到达垂尾时座椅重心经过的距离。

当然， $x_1 \tan \Delta \alpha$ 的数值可为正值，也可为负值，这要由作用在飞机上的过载 n_{yf} 来决定。

对向上弹射来说，正值意味着增加轨迹高度，负值意味着减少轨迹高度（相对水平弹射轨迹而言）。

我们知道，飞机作水平飞行时，飞机的升力与飞机重量相等，即 $y = G_f$ 。在机动飞行时，飞机的升力 y 应等于飞机重量 G_f 与作用在飞机上的过载 n_{yf} 的乘积，即 $y = n_{yf} G_f$ ，而升力

$$y = C_{yf} S_f \frac{1}{2} \rho v_f^2 \quad (5-39)$$

式中 G_f —— 飞机飞行重量；

n_{yf} ——作用于飞机上的过载;

S_f ——飞机的机翼面积;

C_{yf} ——飞机的升力系数。

因为飞机水平飞行时的升力系数与飞机机动飞行(有过载作用)时的升力系数不同,即水平飞行条件下

$$C_{yf, \text{平}} = \frac{G_f}{S_f q_f}$$

$$q_f = \frac{1}{2} \rho v_f^2$$

过载作用条件下

$$C_{yf} = \frac{n_{yf} G_f}{S_f q_f}$$

而且飞机的升力系数 C_{yf} 与飞机攻角的关系在失速攻角 α 以前呈线性变化关系。所以,可以写出下列关系

$$C_{yf}' = \frac{C_{yf} - C_{yf, \text{平}}}{\Delta \alpha_f}$$

即

$$\Delta \alpha_f = \frac{C_{yf} - C_{yf, \text{平}}}{C_{yf}'}$$

式中 C_{yf}' 为升力系数 C_{yf} 曲线的斜率。

这样,攻角 α 的改变量 $\Delta \alpha_f$ 可表示为

$$\Delta \alpha_f = \frac{G_f (n_{yf} - 1)}{S_f q_f C_{yf}' \cdot 57.3} \quad (\text{rad}) \quad (5-40)$$

因此,由于飞机攻角变化 $\Delta \alpha_f$,而引起的座椅重心相对轨迹高度的修正量将为

$$y_s = x_1 \tan \Delta \alpha_f \approx x_1 \Delta \alpha_f$$

即

$$y_s = \frac{G_f (n_{yf} - 1)}{S_f q_f C_{yf}' \cdot 57.3} x_1 \quad (5-41)$$

2) 由于曲线飞行的轨迹(航迹角 θ 的变化)引起的飞机轴线倾斜的变化。

根据飞机速度不变的假设,在速度坐标轴上只有向心加速度,飞机沿着轨迹法线的运动方程式为

$$\frac{G_f}{g} v_f \frac{d\theta_f}{dt} = y_f - G_f \cos \theta_f \quad (5-42)$$

式中 G_f ——飞机飞行重量;

v_f ——飞机飞行速度;

y_f ——飞机升力;

θ_f ——航迹角。

由飞行力学知道,存在飞机过载 n_{yf} 时的升力 y_f 可写为

$$y_f = n_{yf} G_f \quad (5-43)$$

故方程(5-42)可写为

$$\frac{d\theta_f}{dt} = g \frac{n_{yf} - \cos\theta_f}{v_f} \quad (5-44)$$

由于所研究的时间间隔较小, 航迹角 θ_f 的变化不大, 可以认为 $\cos\theta_f = 1$ 。又因假设在这一时间间隔内飞机速度 v_f 和飞机过载 n_{yf} 不变, 故积分方程 (5-44) 可得

$$\int_0^t g \frac{n_{yf} - 1}{v_f} dt = \int_0^{\theta_f} d\theta_f$$

$$\theta_f = g \frac{n_{yf} - 1}{v_f} t \quad (5-45)$$

式中 t —— 座椅从离机至到达垂直尾翼所需的时间 (由水平飞行时轨迹计算获得);

θ_f —— 座椅从离机至垂尾所需的时间 t 内的航迹角变化。

因此, 若已知座椅飞到垂直尾翼的时间 t , 按式 (5-45) 就可确定飞机重心轨迹角的变化量。

由于曲线飞行轨迹而引起机轴倾角变化, 对座椅重心相对轨迹高度的修正量将为

$$y_{\theta f} = (x_1 - L) \tan\theta_f \approx (x_1 - L) \theta_f \quad (5-46)$$

将式 (5-45) 代入式 (5-46) 得

$$y_{\theta f} = \frac{g(x_1 - L)(n_{yf} - 1)}{v_f} t \quad (5-47)$$

由方程 (5-47) 可知, 由于飞机航迹角 θ_f 的变化引起的相对轨迹高度变化的修正量可为正值, 也可为负值, 这决定于飞机过载 n_{yf} 值的正负。对向上弹射来说, 正值意味着增加水平弹射相对轨迹高度, 负值意味着降低相对轨迹高度。

3) 飞机重心的曲线运动引起的轨迹变化。

飞机曲线运动时重心的偏移距离是由于飞机飞行速度的垂直分速 v_y 引起的。

飞机垂直分速可写成如下形式, 即

$$v_y = v_f \sin\theta_f \quad (5-48)$$

由于 θ_f 值很小, 式 (5-48) 可写成

$$v_y = v_f \theta_f \quad (5-49)$$

因此, 由于在曲线飞行中飞机重心移动, 对座椅重心相对轨迹高度的修正量将为

$$y_{zz} = - \int_0^t v_y dt = - v_f \int_0^t \theta_f dt \quad (5-50)$$

式 (5-50) 中取负号, 是因为在正的飞机过载下, 对座椅重心相对轨迹高度来说, 将降低轨迹高度。

把式 (5-45) 代入式 (5-50), 积分后得

$$y_{zz} = - \frac{g}{2} (n_{yf} - 1) t^2 \quad (5-51)$$

从式 (5-51) 可知, n_{yf} 为正值时, 将降低相对轨迹高度, 当 n_{yf} 为负值时, 将增加相对轨迹高度。

4) 由于飞机过载所产生的座椅惯性力, 对弹射机构的内弹道性能的影响, 使弹射出口速度发生的变化, 引起水平弹射相对轨迹的变化。

显然, 弹射出口速度的变化量 $\Delta v_{\bullet}$, 所引起的相对轨迹高度的变化量, 可近似地认为

$$y_{\Delta v_0} = \Delta v_0 t \quad (5-52)$$

式中 Δv_0 为飞机过载引起的弹射出口速度变化值。

$$\Delta v_0 = (v_0)_{n_{yf}} - (v_0)_{n_{yf}=1}$$

$y_{\Delta v_0}$ 值可能是正的,也可能是负的,这取决于弹射机构的型别。

综上所述,关于座椅重心的相对运动轨迹高度修正量的最后公式为

$$\Delta y = \frac{g}{v_f} (x_1 - L) (n_{yf} - 1) t - \frac{g}{2} (n_{yf} - 1) t^2 + \frac{G_f (n_{yf} - 1)}{S_f q_f C_{\alpha}^{\alpha} \cdot 57.3} x_1 + \Delta v_0 t \quad (5-53)$$

为了作出飞机在曲线飞行时弹射的座椅重心运动的轨迹,必须根据不同的 x_1 和时间 t ,算出对应于不同的时间 t 和 x_1 时的水平飞行弹射轨迹的修正量。然后作出所需曲线。

示例:

假设飞机在接近地面以水平飞行速度 $v_f = 800 \text{ km/h}$ 进行过载值 $n_{yf} = 2.5$ 的垂直机动飞行。从座椅重心到垂直安定面的距离 $x_1 = 8 \text{ m}$,从飞机重心到座椅重心的离距 $L = -2 \text{ m}$ 。飞机质量 $G_f = 6000 \text{ kg}$,机翼面积 $S_f = 25 \text{ m}^2$ 。

升力系数对攻角的导数 $C_{\alpha}^{\alpha} = 0.065$ 。首先作出在飞机水平飞行时座椅重心的运动轨迹。飞行速度 $v_f = 800 \text{ km/h}$,高度 $H = 0$,载人座椅质量 $G = 160 \text{ kg}$,弹射出口速度 $v_0 = 20 \text{ m/s}$,座椅安装角 $\alpha = 20^\circ$ 。

求出座椅到达垂直安定面的时间 t (即通过从座椅离机点到垂直安定面的距离)。这一时间等于 0.3 s 。现按上述各式求得因飞机垂直机动飞行而引起的轨迹高度修正量。按式(5-47)求出因飞机飞行轨迹弯曲而使机轴倾角变化所引起的轨迹高度修正量,即

$$y_{\alpha} = \frac{g(8+2)(2.5-1)}{v_f} t$$

$$y_{\alpha} = 0.665t = 0.20 \text{ m}$$

按式(5-51)求出飞机重心向上移动所引起的座椅轨迹高度修正量,即

$$y_{zz} = -\frac{g}{2} (2.5-1) t^2 = -7.35t^2 = -0.665 \text{ m}$$

按式(5-41)求出在曲线飞行中因飞机攻角变化而引起的座椅轨迹高度的修正量,即

$$y_{\alpha} = \frac{6000 \times 16 \times (2.5-1)}{25 \times 223^2 \times 0.065 \times 57.3} \times 8 = 0.25 \text{ m}$$

最后,按式(5-52)确定当有飞机过载时因弹射出口速度改变而引起的座椅重心轨迹高度的修正量。

假设根据实验或计算的数据,当 $n_{yf} = 2.5$, $\Delta v_0 = -1 \text{ m/s}$ 时,则

$$y_{\Delta v_0} = -1.0 \times t = -0.3 \text{ m}$$

因此,轨迹高度的总修正量将为

$$\Delta y = 0.2 - 0.665 + 0.25 - 0.3 = -0.515 \text{ m}$$

为作出曲线飞行中弹射时座椅重心的运动轨迹,必须对许多 x_1 值进行类似计算。

第五节 各种参数对弹射座椅运动轨迹的影响

弹射座椅的重心运动轨迹取决于弹射瞬间飞机的飞行速度 v_f 、座椅弹射出口速度 v_0 、座椅气动特性 C_A 和 C_{xA} 、弹射装置重量 G 和导轨倾角 λ 。

所有这些数值即使对于同一型别的不同座椅也不是常数。例如，由于火药成分和温度的稍许变化，弹射出口速度就发生变化。甚至由于飞行员重量和身材不同，弹射装置的气动力和重量也是变化的。

对设计师来说，知道决定座椅运动轨迹的各种参数在座椅飞过垂直安定面时，对轨迹高度的影响如何是很重要的。这时，重要的不仅是要知道质的方面，还必须能够很快而十分精确地在量的方面评定轨迹高度的变化。现在我们来研究这些参数对座椅运动轨迹的影响。

一、飞机飞行速度的影响

随着飞机飞行速度的增大，弹射时弹射装置的阻力将急剧增加，并与速度的平方和考虑 M 数影响的系数 k 成正比。因此，随着弹射时飞机飞行速度的提高，对同一瞬间而言，座椅向垂直安定面的位移将增大，座椅从弹出点到垂直安定面所经过的这段距离的时间将缩短，而座椅在飞过垂直安定面时的轨迹高度将降低。

此外，在座椅升力系数为负值时，飞机飞行速度的提高也将使座椅负升力增大。所以，虽然座椅到达垂直安定面的过程中负升力的作用时间减少，但仍使轨迹降低很多。

图5-13所示为在不同飞行速度下($v_f = 800, 900, 1000, 1100$ 和 1200 km/h)，弹射装置的轨迹曲线图。由图中可得到关于弹射时随着飞机飞行速度 v_f 的变化，轨迹降低程度的概念。

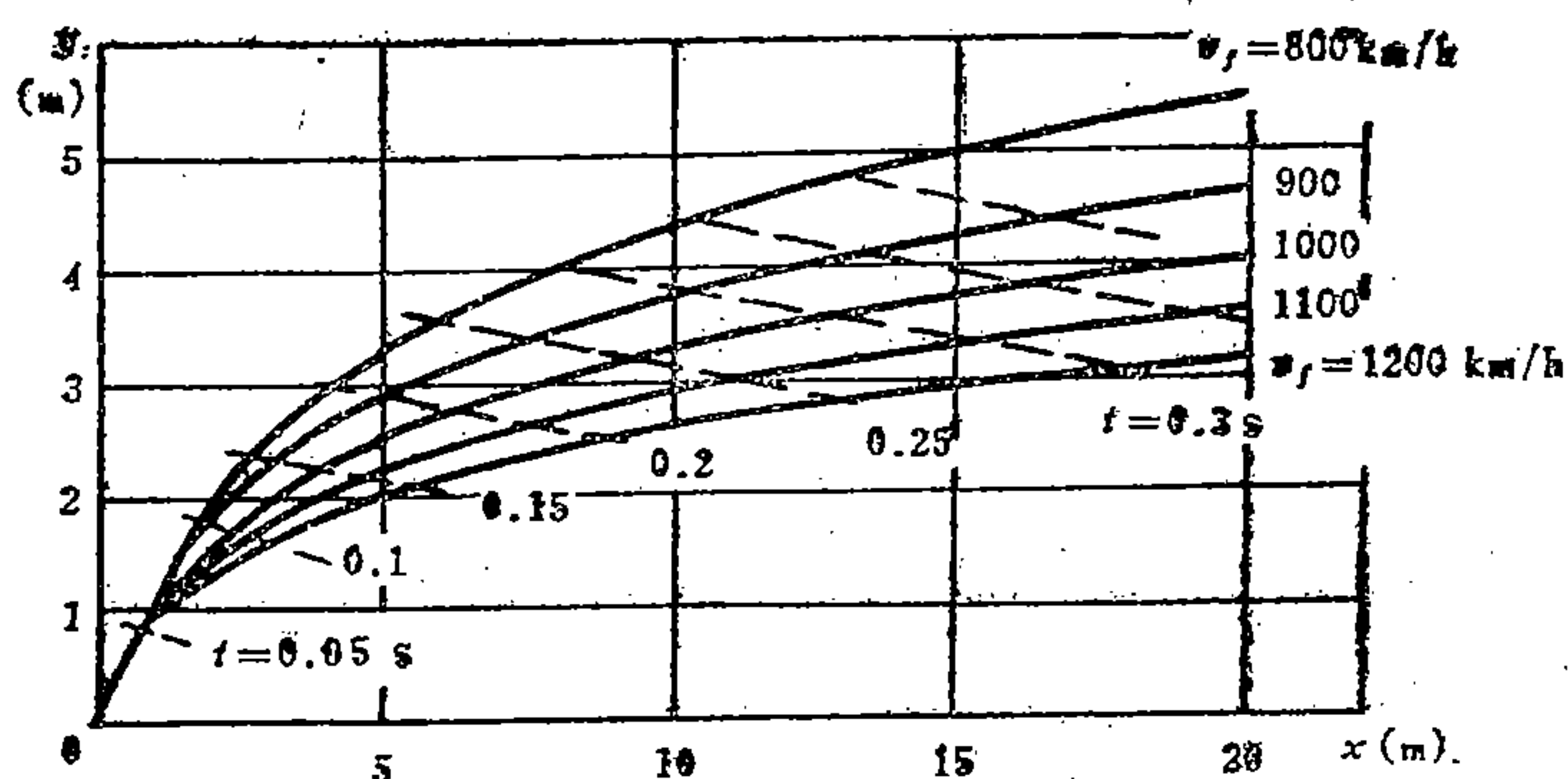


图5-13 在不同飞机飞行速度下弹射座椅的重心轨迹 ($H = 0$)

二、弹射装置重量的影响

在弹射出口速度保持不变的条件下，座椅动能在开始瞬间随着弹射装置质量的改变而相应变化。所以，对于同样的弹射出口速度，座椅质量大，其轨迹将较高。此外，由于座椅惯性增大，座椅到达飞机垂直安定面所经过的时间将延长。

图5-14所示为当飞机地面飞行速度 $v_f = 1000 \text{ km/h}$ 时，在弹射装置质量不同的条件下的轨迹曲线图。

从图中可以看出，例如 120 kg 质量的座椅飞到垂直安定面的距离为 15 m ，时间为 0.3 s ；

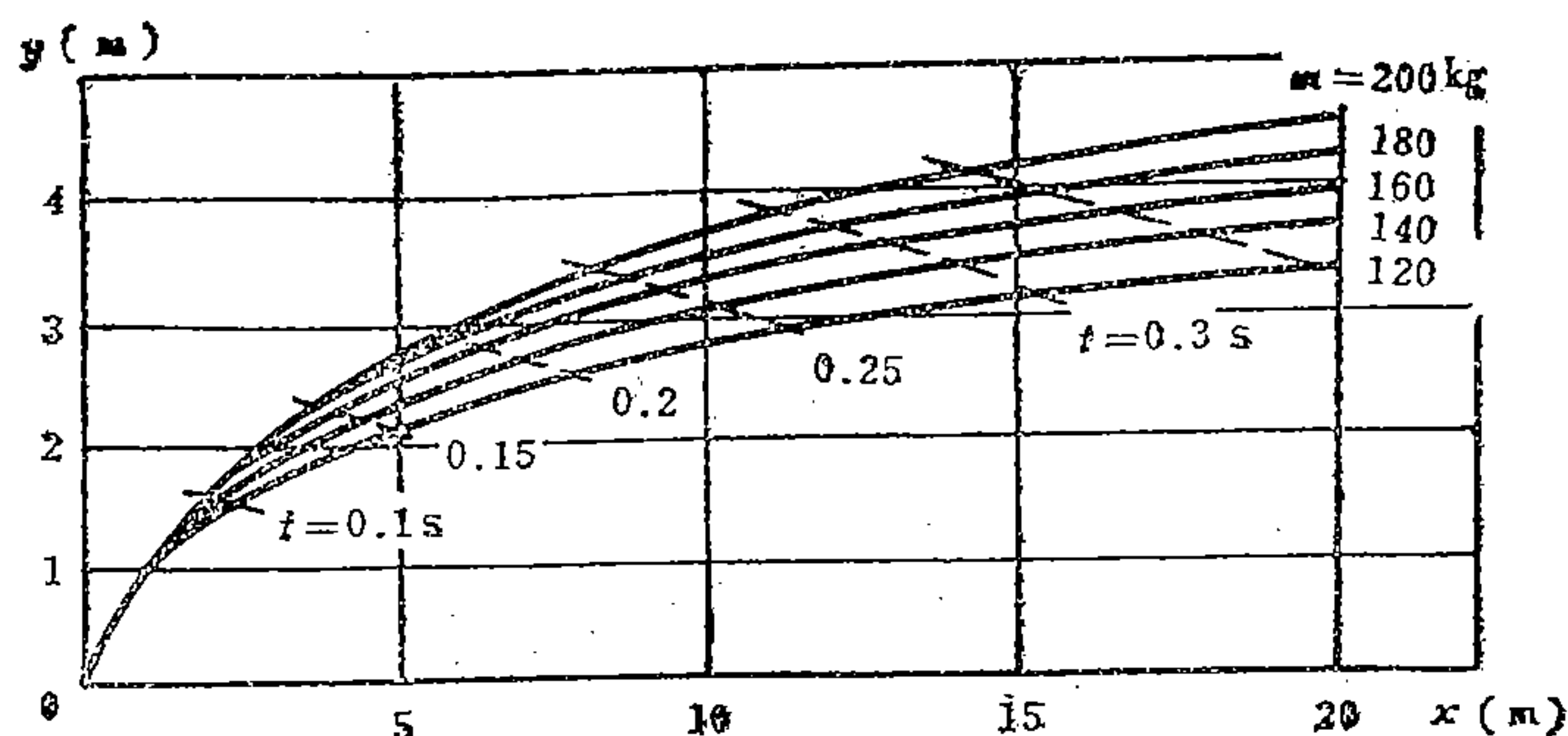


图5-14 弹射装置质量变化对轨迹高度的影响 ($H = 0$, $v_f = 1000 \text{ km/h}$)

而200kg质量的座椅飞到同样距离, 需时约0.36s。

但是, 虽然座椅飞到垂直安定面所经过的时间增加约0.06s, 而且座椅负升力和重量对轨迹降低的影响也增大, 但座椅轨迹仍随其重量增加而提高。

三、座椅阻力特征 $C_x A$ 的影响

图5-15所示为在飞机地面飞行速度 $v_f = 1000 \text{ km/h}$ 下三种不同迎面阻力特征的座椅运动轨迹。由曲线图可以看出, 迎面阻力特征 $C_x A$ 只是当其变化极大时才严重影响弹射装置的重心轨迹高度。例如, 若取相当于 $C_x A = 0.7$ 的轨迹为原始轨迹, 那么, 阻力特征减小 $\Delta(C_x A) = 0.2$, 即28.5%, 可使轨迹在 $x_1 = 10 \text{ m}$ 时提高0.35m, 即9.6%。当 $C_x A$ 增大时, 轨迹高度增量的绝对值 Δy_1 略微减小。阻力特征增大0.2, 使轨迹降低0.3m, 即8.25%。因此, 在飞机飞行速度 $v_f = 1000 \text{ km/h}$ 下弹射时, 若迎面阻力特征值增加(或减少)10%, 则在 $x_1 = 10 \text{ m}$ 时轨迹将降低(或提高)约3%。

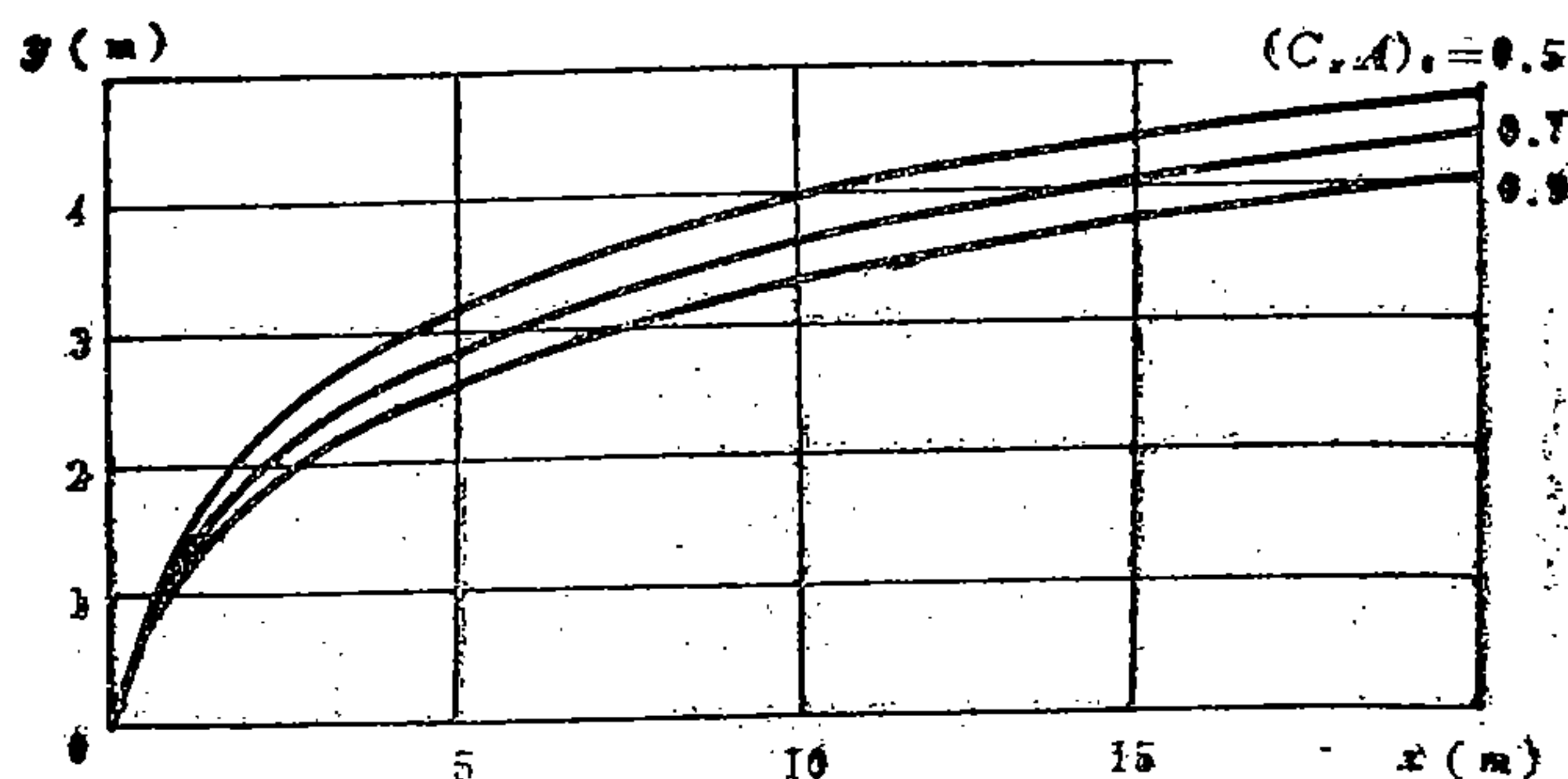


图5-15 改变迎面阻力系数对座椅运动轨迹的影响 [$H = 0$, $m = 160 \text{ kg}$ ($G \approx 160 \text{ kgf}$), $v_f = 1000 \text{ km/h}$, $v_e = 20 \text{ m/s}$, $\alpha = 20^\circ$, $C_{fS} = -0.1$]

分析在座椅各种质量变化情况下, 迎面阻力特征变化对弹射装置运动轨迹的影响表明, 座椅质量在其可能的变化范围内, 实际上不影响轨迹高度随 $C_x A$ 改变而变化的性质。

根据以上所述可以认为, 座椅阻力特征 $C_x A$ 对轨迹高度影响不大。在轨迹估算中, 迎面阻力特征的估算误差实际上不影响轨迹估算结果的正确性。因为 $C_x A$ 的变化, 只能对迎面阻力发生影响, 促使座椅到达垂尾的时间缩短, 从而使轨迹高度降低(在一般设计中, 轨迹最高点在越过垂尾之后, 若在垂尾之前, 可能使垂尾处的轨迹高度增加), 而阻力特征 $C_x A$ 的变化却不影响 y_1 坐标, 因此只有当 $C_x A$ 变化较大时才会明显影响座椅重心轨迹高度。

四、升力特征的影响

当有负升力时, 升力特征 $C_y A$ 的增大引起负升力绝对值增大, 从而导致座椅运动轨迹下降。

图5-16所示为三种 $C_y A$ 值($C_y A = 0$ 、 $C_y A = -0.05$ 、 $C_y A = -0.1$)的运动轨迹。因为在一级近似值中座椅沿 x_1 轴通过的距离与升力无关, 所以当升力特征不同时, 座椅飞过给定距离所用的时间 t 是不变的。因此, 沿 y_1 轴方向的升力实际上只引起轨迹相对该轴位移。

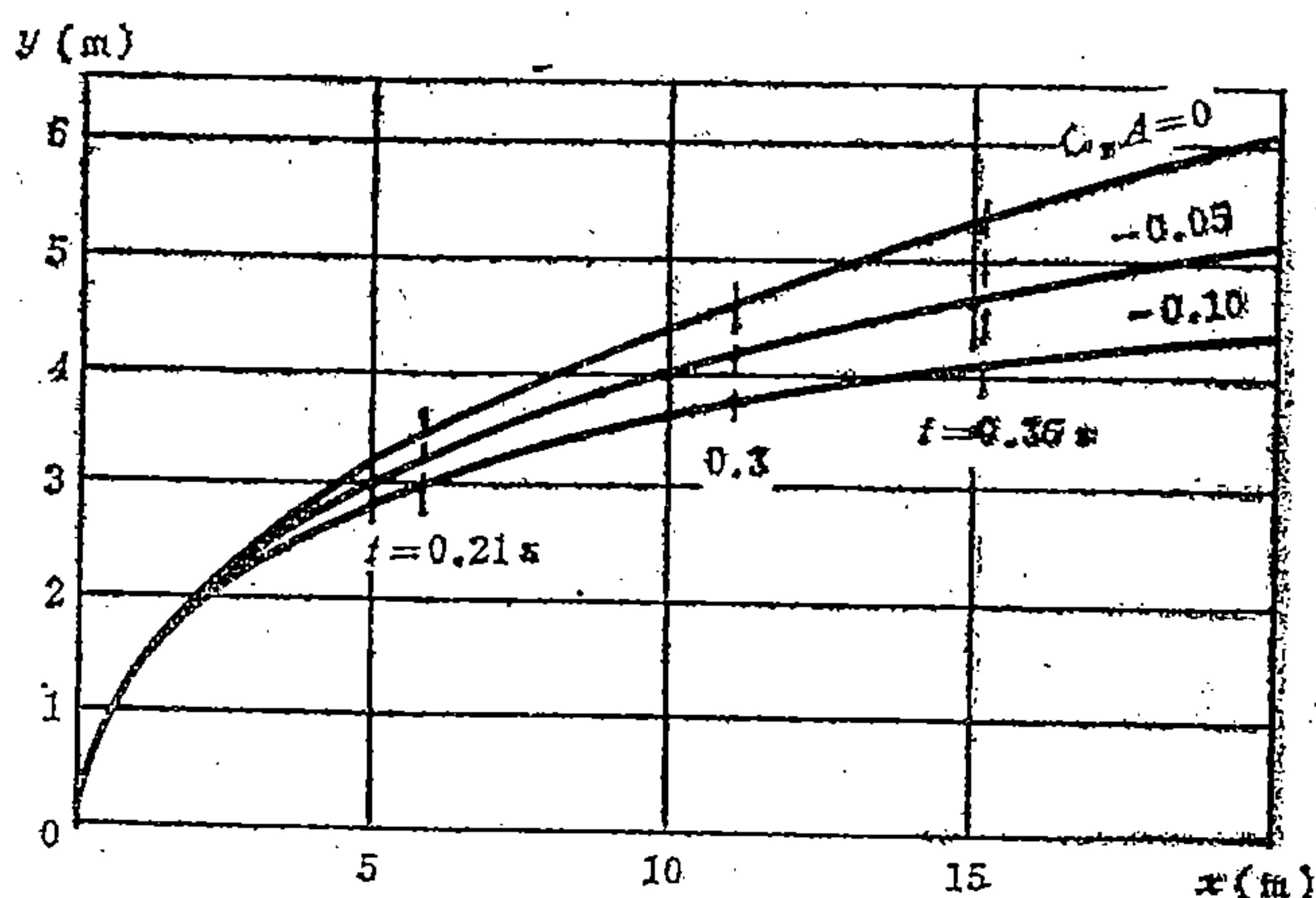


图5-16 弹射装置运动轨迹与升力系数变化的关系 [$H = 0$, $m = 160 \text{ kg}$

($G \approx 160 \text{ kgf}$), $v_f = 1000 \text{ km/h}$, $v_0 = 20 \text{ m/s}$, $\chi = 20^\circ$, $(C_y A)_0 = 0.7$]

由曲线图可以看出, 当 $C_y A$ 变化时, 轨迹位移与座椅在给定瞬间离开弹射点所处的距离有极大关系。例如, 距离为5m时, 由于 $C_y A$ 负值增加0.05, 使轨迹高度降低接近0.23m, 而距离为15m时, $\Delta y = 0.65 \text{ m}$ 。

五、导轨倾角的影响

导轨倾角 χ 对轨迹高度影响较大。图5-17所示为三种不同 χ 角的轨迹曲线。由图中可以看出, 导轨倾角 χ 增大会引起轨迹高度降低, 并且随着 χ 角的增大, 轨迹高度降低的程度不是常数, 而是越来越大。在 $0^\circ \sim 90^\circ$ 范围内 χ 值增加, $v_0 t \sin \chi$ 值增加, 会使到达垂直尾翼的时间缩短, 从而降低垂尾处的轨迹高度。当 χ 值增大时, $v_0 t \cos \chi$ 值减小, 直接使 y_1 值减小, 降低轨迹高度。由此可知, 导轨倾角的变化, 会从两方面影响轨迹高度, 因此 χ 角的变化对轨迹高度影响显著。

但是, 座椅倾角是航空医学部门根据飞行员驾驶动作、视界和舒适性等方面的要求确定的。各类飞机的 χ 角一般变化不大。歼击机 χ 角常为 $13^\circ \sim 20^\circ$; 轰炸机 χ 角稍大些, 约为 $25^\circ \sim 30^\circ$ 。因此, 想通过减小 χ 角来提高轨迹高度的潜力是不大的。

六、弹射出口速度的影响

座椅的起始动量随着弹射出口速度的改变而变化。因此, 在座椅质量不变而弹射出口速度增大时, 座椅运动轨迹将提高。

此外, 因为弹射出口速度沿 x_1 轴的分速实际上没有变化($\sin \chi \approx 0$), 所以, 座椅起始动量的变化几乎不会引起座椅飞到垂直安定面所需时间发生变化。这些结论可由曲线图5-18来

证实，图中绘出了三种弹射出口速度的座椅的相对运动轨迹。

分析图5-18中曲线表明，轨迹高度变化主要取决于座椅沿 x_1 轴所经过的距离，当距离为10~15m时，弹射出口速度变化2m/s，轨迹高度相应变化0.5~0.6m。

在弹射座椅设计中，提高弹射出口速度是提高弹射轨迹高度切实而有效的办法。因为这一参数的变化，对弹射轨迹高度影响很大，而且实现起来的具体办法也较多。

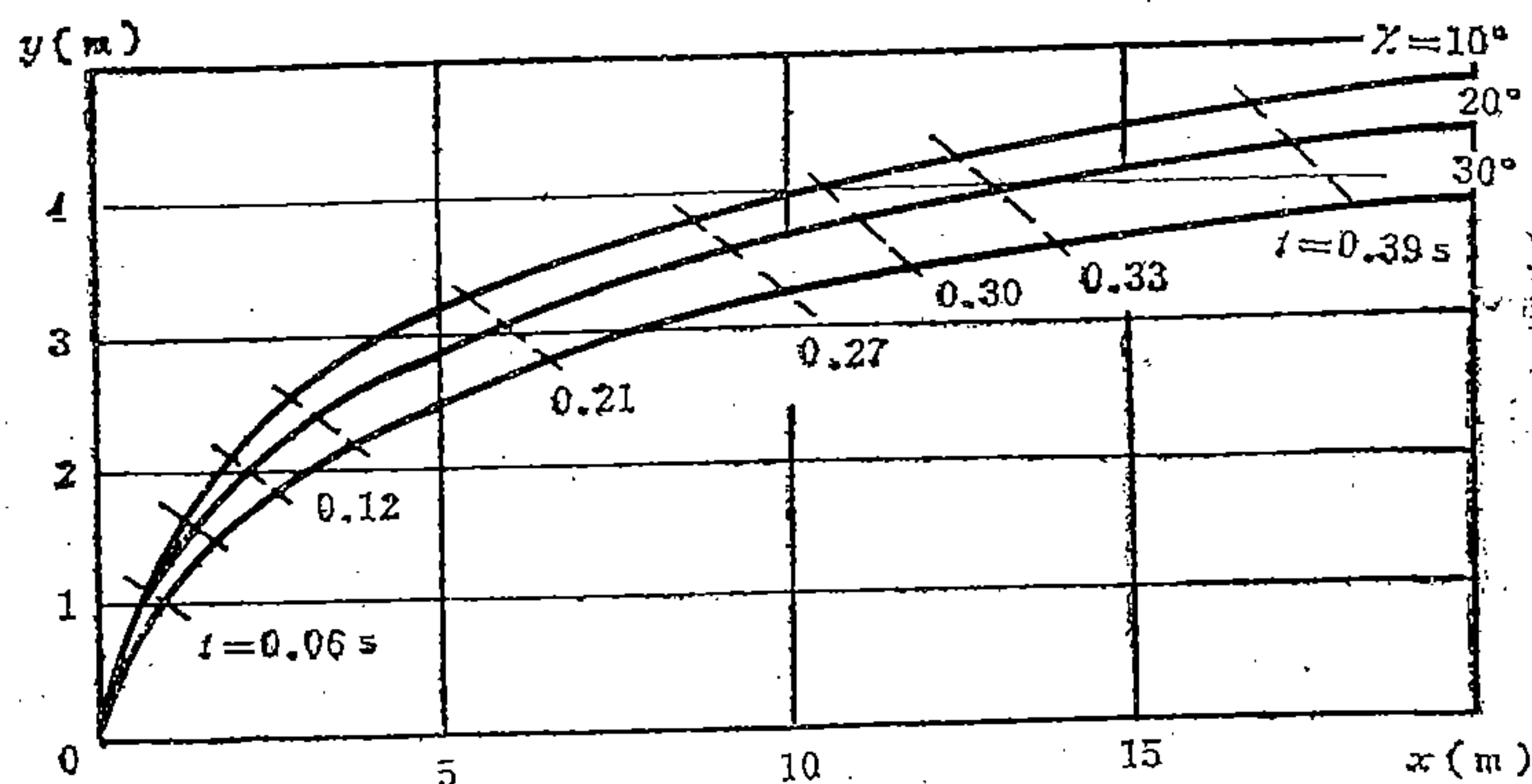


图5-17 座椅导轨与垂直线之间的倾角对座椅运动轨迹的影响 [$v_f = 1000 \text{ km/h}$, $v_0 = 20 \text{ m/s}$, $(C_x A)_0 = 0.7$, $(C_y A)_{0.7} = -0.1$, $m = 160 \text{ kg}$ ($G \approx 160 \text{ kgf}$), $\Delta t = 0.03 \text{ s}$]

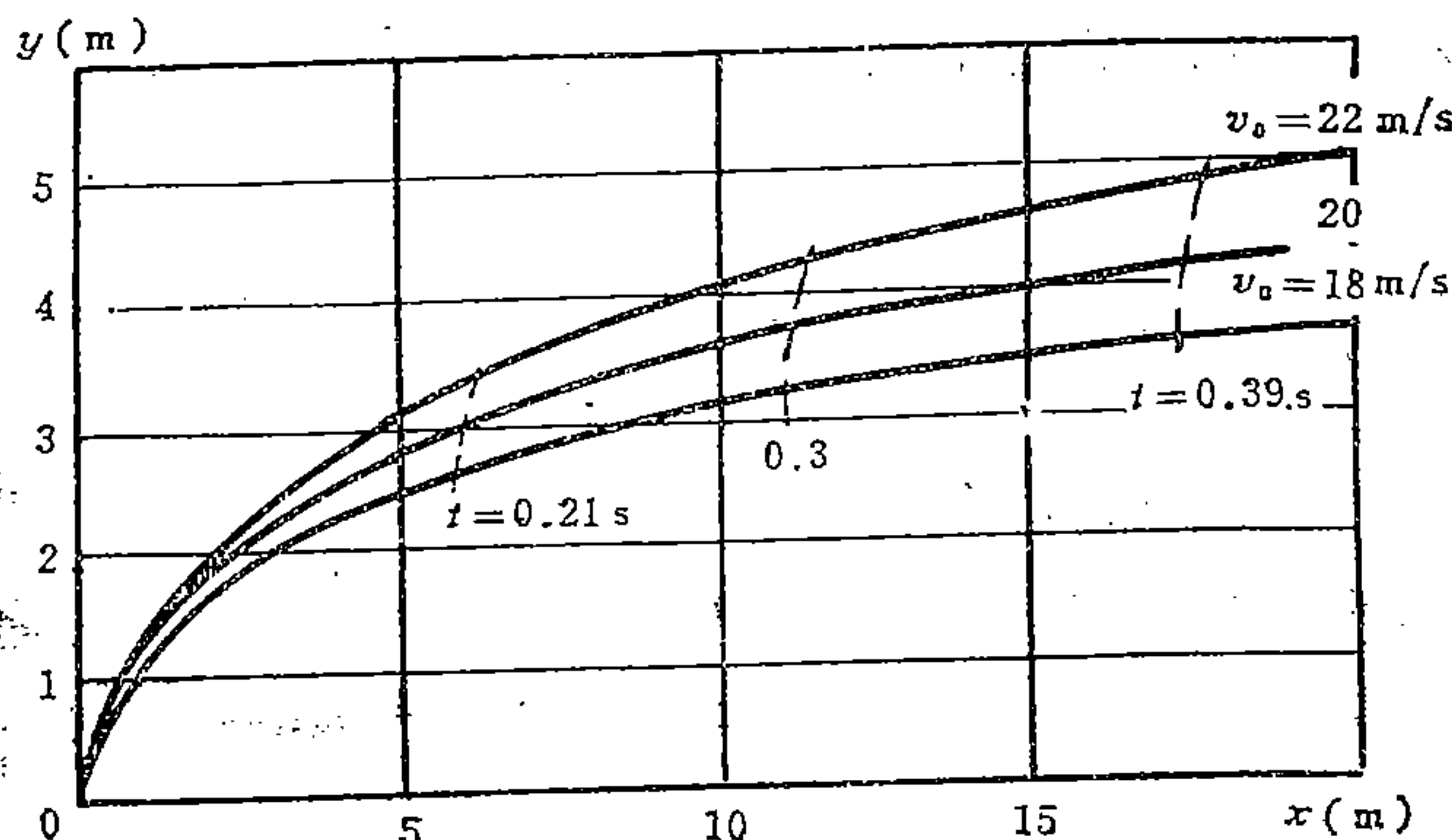


图5-18 弹射初速对座椅轨迹的影响 [$v_f = 1000 \text{ km/h}$, $\gamma = 20^\circ$, $m = 160 \text{ kg}$ ($G \approx 160 \text{ kgf}$), $(C_x A)_0 = 0.7$, $C_y A = -0.1$, $\Delta t = 0.03 \text{ s}$]

七、空气可压缩性的影响

如前所述，弹射装置的迎面阻力系数因空气可压缩性而增大。所以，在座椅运动速度十分大的一段轨迹上，座椅总的迎面阻力也增大。

迎面阻力增加对轨迹的影响可缩短座椅越过垂直安定面所需时间。因此，当座椅处于下降阶段时，弹射座椅的轨迹高度将提高。若是处于上升阶段，将会降低座椅在垂尾处的轨迹高度。对于歼击机来讲，弹射座椅从离机到垂直尾翼这段距离内，一般是处于轨迹的上升阶段。因此，增大阻力会降低座椅在垂直尾翼处的轨迹高度。

如同其它任何一种增大座椅阻力的方法一样，空气可压缩性对座椅的影响，在座椅飞过垂直安定面时，会对轨迹高度给以不利或有利的影晌(视座椅到达垂直尾翼这一阶段内，轨迹是处于上升阶段还是下降阶段而定)。

图5-19表示了当 $v_f = 1000\text{km/h}$ 时, 弹射装置重心运动轨迹的比较曲线。由曲线图可以看出, 在 $x_1 = 37\text{m}$ 以内的一段轨迹上, 可压缩性产生不利影响, 而使轨迹降低。在 $x_1 = 10 \sim 12\text{m}$ 时, 降低最多, 达 0.3m 。在下一段轨迹上, 即 $x_1 > 37\text{m}$ 时, 可压缩性已产生有利影响, 而使轨迹提高。因此, 对于座舱到垂直安定面的距离为 $35 \sim 40\text{m}$ 以上的大型飞机来说, 空气可压缩性对轨迹高度的影响很小。

空气可压缩性对制动过载只有不利的影响。制动过载的增大与考虑可压缩性影响的系数 k 的增大成正比。

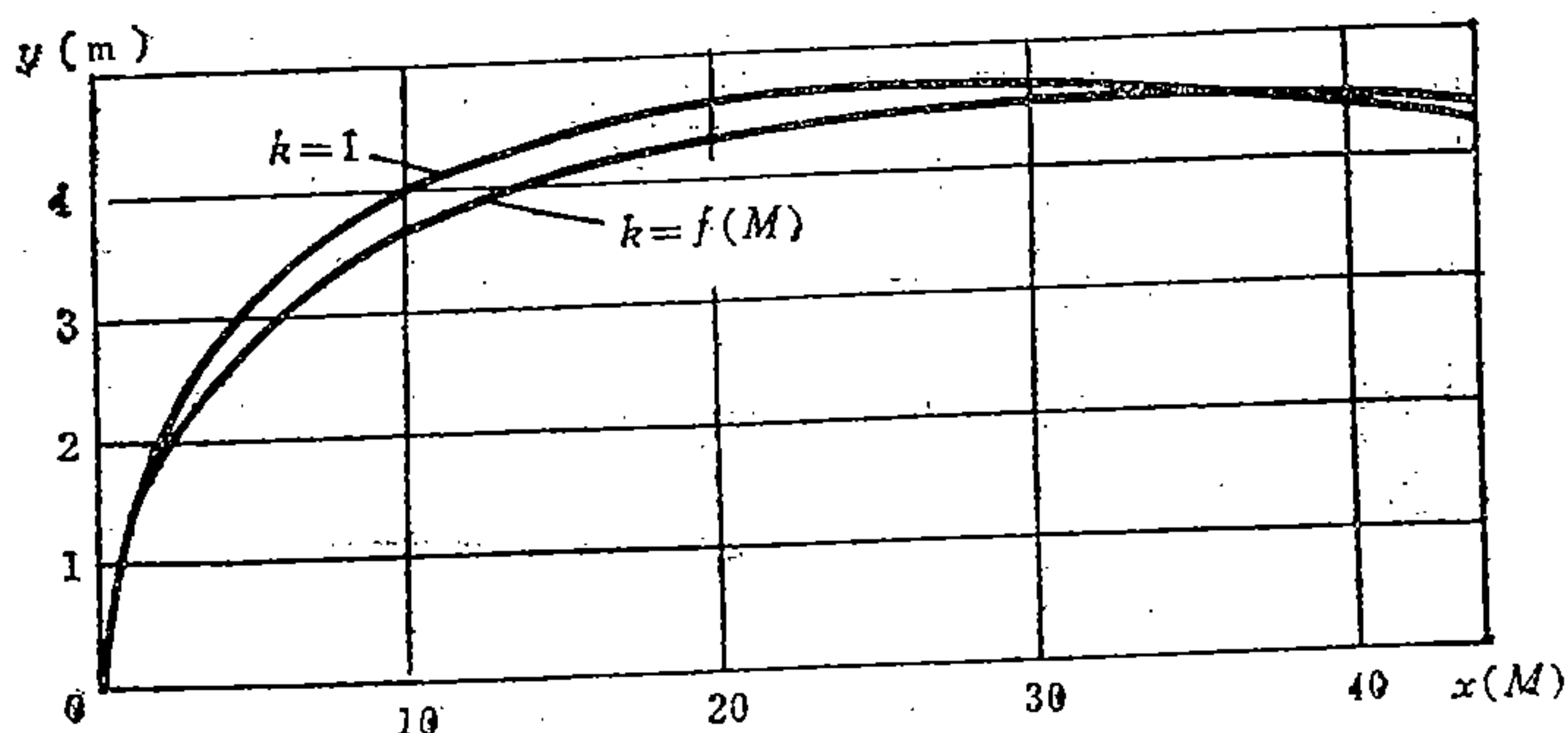


图5-19 空气可压缩性对座椅轨迹的影响 [$H = 0$, $v_f = 1000\text{km/h}$,
 $m = 160\text{kg}$ ($G \approx 160\text{kgf}$), $\chi = 20^\circ$, $v_0 = 20\text{m/s}$,
(C_{zA})₀ = 0.7, $C_{zA} = 0.11$]

习 题

设已知下列条件, 计算弹射轨迹曲线, 其中包括 $y-t$ 、 $x-t$ 、 $v-t$ 、 $\alpha-t$ 、 ω_z-t 、 $\theta-t$ 和 $\theta-t$ 等曲线。

弹射高度 $H = 0$ (空气质量密度 $\rho = 1.225\text{kg/m}^3$)

弹射质量 $m = 179.5\text{kg}$

火箭车速度 $v_f = 875\text{km/h}$

座椅转动惯量 $J_z = 25.5\text{kg}\cdot\text{m}^2$

座椅模型吹风时重心位置:

$$x_{T0} = 271\text{mm}; \quad y_{T0} = 495.5\text{mm}$$

计算时的座椅重心位置:

$$x_T = 290\text{mm}; \quad y_T = 420\text{mm}$$

座椅参考面积 $A = 0.6\text{m}^2$

座椅特征长度 $L = 1.3\text{m}$

火箭包安装角 $\beta_s = -5.5^\circ$

火箭包推力 $F = 23000\text{N}$

火箭包推力的偏心距 $e_f = 0.013\text{m}$

弹射出口速度 $v_0 = 18.5\text{m/s}$

座椅安装角 $\chi = 17.5^\circ$

根据出舱运动计算:

计算起始条件

$$\vartheta_0 = 0.137\text{rad}; \quad \theta_0 = 0.0716\text{rad};$$

$$\alpha_0 = 0.0654\text{rad}; \quad \dot{\vartheta}_0 = -5.14\text{rad/s}$$

根据座椅模型吹风数据:

对应起始迎角 α_0 时的气动力系数为

$$C_{x0} = 0.74, \quad C_{y0} = -0.063, \quad m_{z0} = -0.09$$

计算总时间 $t = 0.3\text{s}$, 时间间隔取 0.01s 。

输入数据: α , C_x , C_y , m_z 均为20个数据。

已知气动数据如下:

α 值:

-0.896	-0.783	-0.669	-0.558
-0.444	-0.331	-0.218	-0.1047
0.00697	0.122	0.234	0.384
0.46	0.574	0.687	0.802
0.915	1.03	1.14	1.255

C_x 值:

0.658	0.692	0.744	0.796
0.819	0.819	0.749	0.737
0.671	0.642	0.585	0.559
0.472	0.480	0.418	0.370
0.302	0.32	0.300	0.255

C_y 值:

0.196	0.218	0.199	0.128
0.036	0.044	-0.023	-0.037
-0.026	-0.051	-0.100	-0.126
-0.148	-0.166	-0.128	-0.072
-0.039	0.002	0.032	0.058

m_z 值:

-0.014	-0.0026	0.001	-0.0146
-0.0099	-0.0418	-0.0614	-0.074
-0.0742	-0.0822	-0.0961	-0.0996
-0.0960	-0.0774	-0.0526	-0.0542
-0.0374	-0.0187	0.0077	0.0165

各力分析 建立方程 求解格式 编程曲线

$$\begin{aligned} X_{01} &= V \cos \theta \\ \frac{dx}{dt} &= V \cos \theta \\ \frac{dy}{dt} &= V \sin \theta \\ \frac{dz}{dt} &= V \cos \theta \\ \frac{d\theta}{dt} &= \dot{\theta} \\ \frac{d\vartheta}{dt} &= \dot{\vartheta} \\ \frac{d\alpha}{dt} &= \dot{\alpha} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} m \frac{dv}{dt} &= -G \sin \theta - F \sin(\alpha + \theta) \\ &\quad - \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x [\cos(\alpha + \theta)]^2 \\ m v \frac{d\theta}{dt} &= p - G \cos \theta + F \cos(\alpha + \theta) + \frac{1}{2} \rho V^2 S C_y [\cos(\alpha + \theta)]^2 \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} &= M_z + F l_y \sin(\alpha + \theta) + \dots \end{aligned}$$

第六章 弹射座椅运动稳定性

第一节 概 述

弹射座椅的稳定性是弹射救生基本问题之一。没有稳定装置的座椅,由于它的外形不规则,呈钝头物体状,一般都不具有稳定性。而且在弹射座椅离机运动过程中,由于弹射动力轴线偏离人椅重心,已出舱部分的气动力作用中心不在重心位置,都会使座椅产生旋转。所以人椅与飞机分离瞬间会有一个初始旋转角速度。进入气流后,受到气动力作用,座椅运动将更不稳定。如前所述,人-椅系统运动的不稳定将会引起一系列严重后果:轨迹降低,局部过载增大,旋转直接损伤人体以及人、椅分离和开伞发生困难等。所以,不稳定的救生系统不可能保证安全救生。

对弹射座椅稳定性的要求可以归纳为二点:(1)人椅在空中运动时保持良好的稳定姿态;(2)座椅不发生连续不停的旋转运动,座椅在趋于稳定的过程中转动角速度不能过大。

弹射离机后,人-椅系统相对于气流速度可能有三种稳定姿态:第一种,头部朝前,人体呈俯卧状;第二种,头部在上,人呈坐姿;第三种,头部在后,人体呈仰卧状。这三种姿态中,第一种是危险的。因为沿气流方向的气动力所产生的强烈制动过载,会使人头部充血,危及生命安全。因此,弹射时应力求避免出现第一种稳定状态。第二种姿态下,制动过载沿人体背一胸方向,人体在此方向承载能力最高,是最有利的姿态。但此种姿态较难保持,且迎风面积大,减速快,制动过载也大。第三种姿态下,人体承受纵向正过载(头一骨盆)。由于迎风面积的减小,制动过载也相应减小,而且这种姿态重心靠前,较易稳定。因此,我们希望座椅弹射后经过第二种姿态,转动后稳定于第三种姿态。

连续不停的旋转的严重后果已如前述,应予避免。在稳定过程中过大的转动角速度,也会引起飞行员头晕和增加头部过载。因此,限制人椅旋转角速度是稳定装置设计必需考虑的问题。弹射离机后人椅旋转角速度的大小与离机瞬间初始倾角和角速度有关。为了确定弹射座椅的稳定性,要研究座椅与飞机分离瞬间的运动情况。因此,座椅稳定性计算的内容应包括:弹射座椅脱离滑轨瞬间的倾角和角速度计算;座椅与弹射机构分离瞬间的倾角和角速度计算;弹射座椅稳定性分析等。

第二节 座椅脱离导轨瞬间的倾角和角速度计算

一、座椅脱离过程

弹射座椅脱离飞机的过程是一个复杂的运动过程。弹射座椅靠滑轮在固定于飞机上的导轨上滑动,同时又通过弹射筒上接头与弹射筒相连。只有滑轮脱离导轨,弹射机构内外筒相分离,座椅才与飞机完全分离。但是滑轮和弹射机构常常不是同时完成分离的,可以

有三种情况：第一种，弹射机构内外筒先分离；第二种，滑轮先脱离导轨；第三种，两者同时发生。由于弹射机构工作行程较长，第一种情况一般不会发生，可不予讨论。第二种情况可分成两个阶段：第一阶段从座椅倒数第二对滑轮脱离导轨开始，至最后一对滑轮脱离导轨为止；第二阶段从最后一对滑轮离轨开始，到弹射机构完全分离为止。第三种情况与第二种情况的第一阶段相同，它设有第二阶段。因此，只需研究第二种情况的两个阶段，即可了解座椅离机瞬间的运动。

二、第一阶段座椅的运动和受力

倒数第二对滑轮从导轨上脱出后，座椅只剩下一对滑轮在导轨上滑动，座椅就有可能绕最后一对滑轮轴线发生转动。这时作用在座椅上的力除弹射动力（弹射过载 n_k ）外，还有气动力和气动力矩。座椅受力如图6-1所示。

取最后一对滑轮轴心为座椅坐标系 $O_2x_2y_2$ 的原点 O_2 ， y_2 轴沿导轨中线平面向上， x_2 轴垂直于 y_2 轴，方向向前。设座椅对通过其重心的横轴的惯性矩为 I_x ，则对最后一对轮轴（点 C ）的惯性矩为

$$I_{xO} = I_x + mr^2 \quad (6-1)$$

式中 r ——座椅重心的向量半径；

m ——弹射装置的质量。

现在研究第一阶段运动中作用在座椅上的力和力矩。设此时座椅运动加速度为 j ，弹射过载为 n_k ，则作用在座椅上的力矩为

$$M_j = Gn_k x_T \quad (6-2)$$

式中 G ——座椅重力；

x_T ——重心至弹射动力轴线的距离。

重力 G 所产生的力矩可写成如下形式，即

$$M_G = G\Delta h \quad (6-3)$$

式中 Δh 为重力力臂。即最后一对滑轮轴心 C 至重力 G 作用线的距离。

用 β 表示向量半径 r 与 y_2 轴间的夹角，用 ϑ 表示座椅的倾角，由图6-1可得

$$\Delta h = r \sin(\beta - \vartheta) \quad (6-4)$$

β 角可按下式确定，即

$$\beta = \arccos \frac{y_T}{r} \quad (6-5)$$

随着座椅进入气流，作用在座椅上的气动力将产生一个绕滑轮轴心 C 的力矩。由于座椅的运动，气动力和气动力矩将随进入气流的座椅部分的大小而变化。但是，由于倒数第二对滑轮从导轨上脱出时，座椅大约有80%的部分已处在气流中；同时考虑到座椅由座舱弹出过程中，其气动力特性难以准确地确定，因此，为了简化计算，可以采用整个座椅的气动特性来计算此阶段作用在座椅上的气动力和力矩。作用在座椅上的气动力增大，部分地

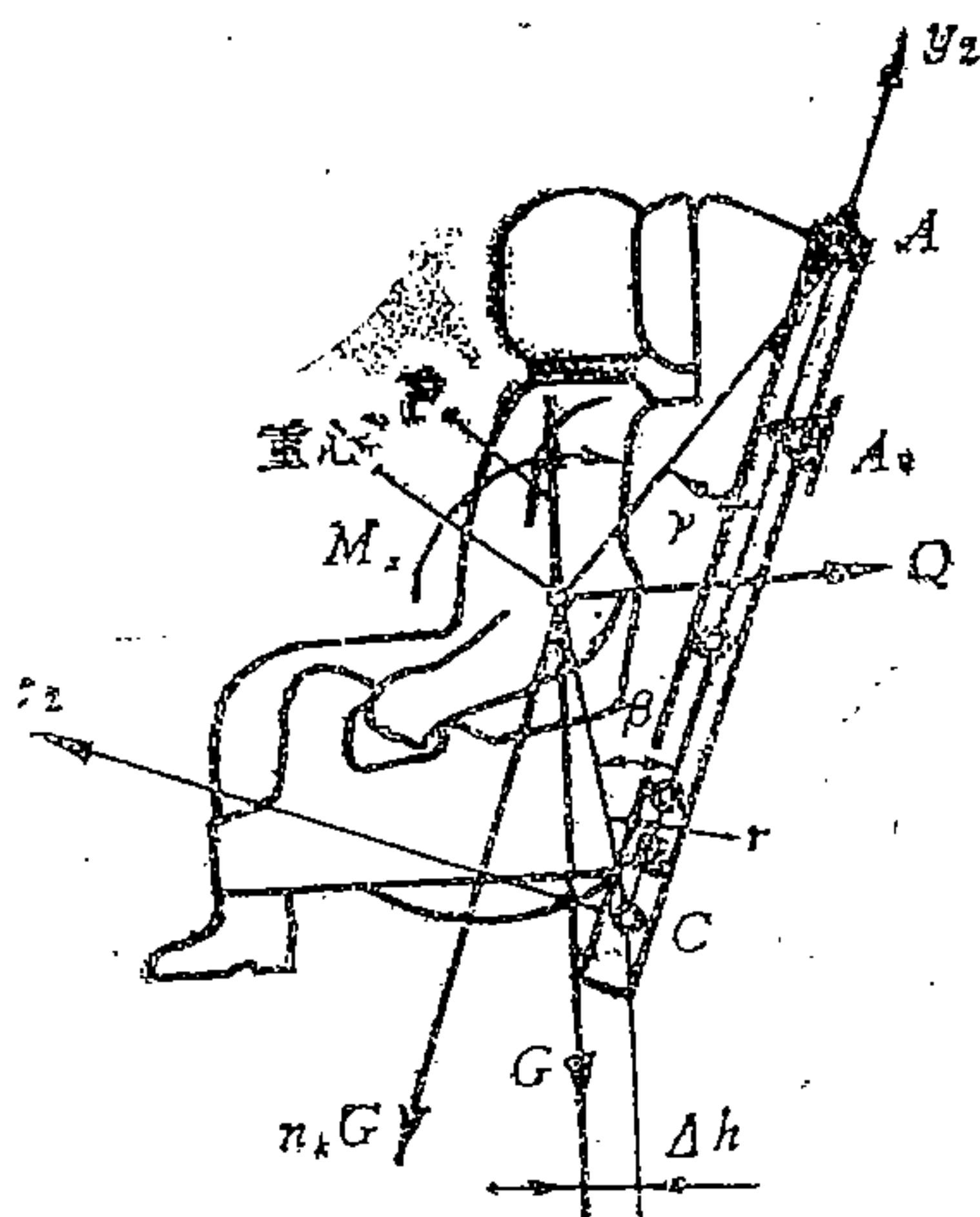


图6-1 沿导轨运动时弹射座椅受力情况

补偿了压力中心位置的降低。

座椅的气动力通常是以绕重心的力矩和沿速度坐标系 ox_cy_c 轴上的气动力分力的形式给定的。该坐标系统的原点 o 即为座椅的重心。

用 x_T 和 y_T 表示座椅重心相对于座椅坐标系 Cx_2y_2 的坐标，如图6-2所示。图中 C' 点为最后一对滑轮在弹射前的位置。 $CC' = l_1$ ，即座椅沿导轨运动时弹射机构的行程。绕 C 点转动的升力和阻力力矩应为

$$M_P = qC_y A(x_T \cos \alpha - y_T \sin \alpha) \quad (6-6)$$

$$M_R = qC_x A(y_T \cos \alpha + x_T \sin \alpha) \quad (6-7)$$

由于第一阶段滑轮行程很短，仅为倒数第二对滑轮至最后一对滑轮间的距离，运动时间间隔很短，冲角 α 在座椅运动过程中变化不大，所以可以把冲角 α 取为常数，并等于倒数第二对滑轮脱离导轨时座椅的冲角。即

$$\alpha = \alpha_0 = \chi - \theta_0 \quad (6-8)$$

式中 χ ——弹射角；

θ_0 ——初始速度向量相对于绝对坐标系 ox 轴的倾角。

因而，气动力所产生的绕 C 点的总力矩为

$$M_c = M_z + P(x_T \cos \alpha_0 - y_T \sin \alpha_0) + Q(y_T \cos \alpha_0 + x_T \sin \alpha_0) \quad (6-9)$$

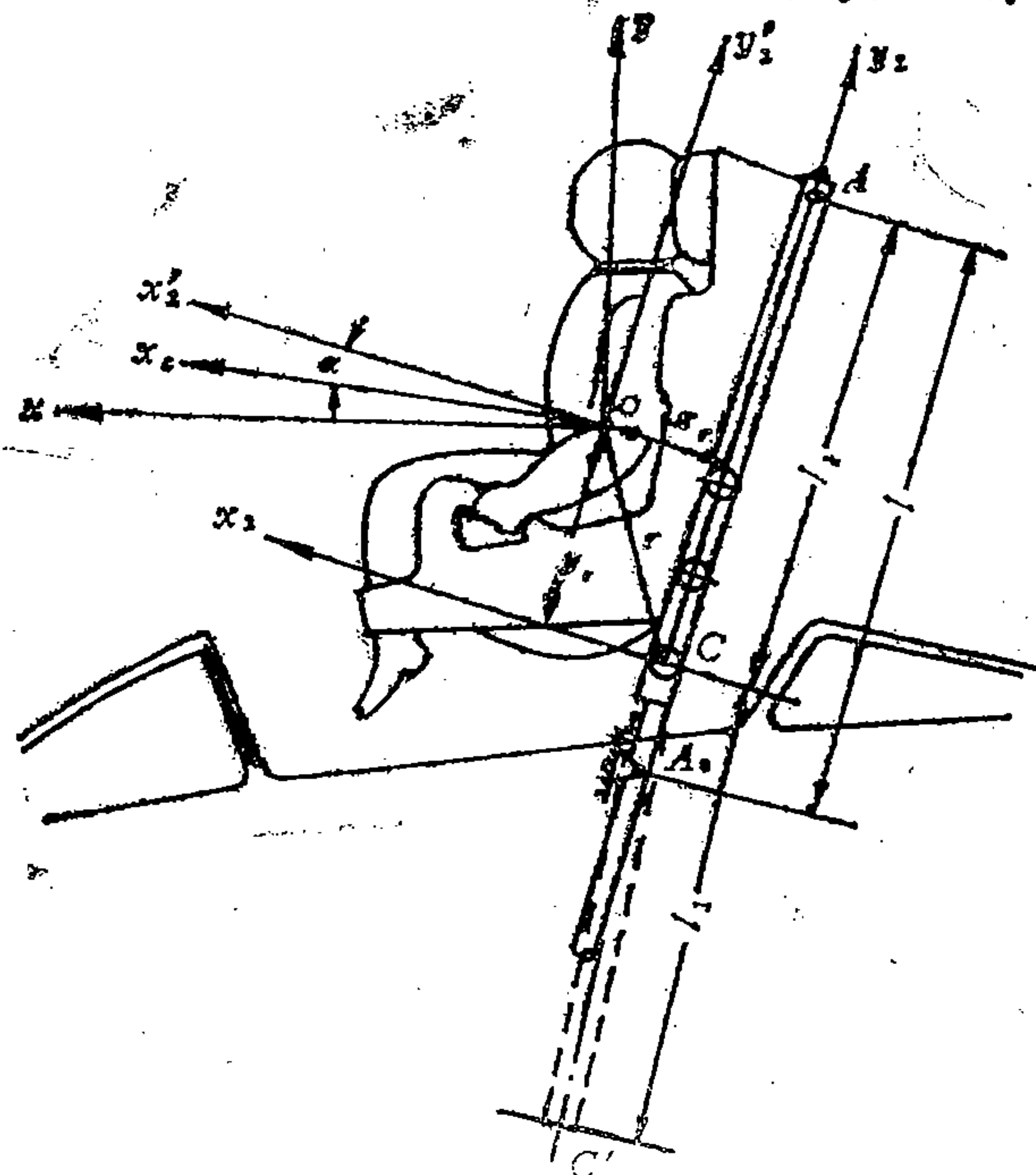


图6-2 座椅用最后一对滑轮运动的示意图

三、座椅的转动运动方程

第一阶段运动中，座椅的转动运动方程可写成如下形式，即

$$I_o \frac{d\omega_o}{dt} = M_c - M_j - M_o \quad (6-10)$$

因此，座椅转动角速度为

$$\omega_c = \int_0^t \frac{(M_a - M_j - M_g)}{I_c} dt + C \quad (6-11)$$

由于时间间隔很小，我们取 α 为常数，则 M_a 也为常数；同时取弹射过载 n_K 为常数，则 M_j 也为常数；重力力矩 M_g 也可设为常数。这样可得座椅转动角速度公式为

$$\omega_c = \left(\frac{M_a - M_j - M_g}{I_c} \right) t + C \quad (6-12)$$

因为座椅倒数第二对滑轮从导轨上脱出以前，座椅没有转动，即在开始瞬间角速度 $\omega_0 = 0$ 。因此，积分常数 C 等于零。角速度最后公式为

$$\omega_c = \left(\frac{M_a - M_j - M_g}{I_c} \right) t \quad (6-13)$$

在第一阶段内座椅的转角 $\Delta\theta$ 可按式确定，即

$$\Delta\theta = \theta - \chi = \frac{M_a - M_j - M_g}{I_c} \times \frac{t^2}{2} \quad (6-14)$$

以上计算公式是在假设角加速度为常数条件下的结果。当需要考虑各个力矩随时间变化的影响时，可以采用计算机数值解的方法解座椅转动微分方程，此时力矩 M_a 、 M_j 和 M_g 都是随时间变化的参数。

四、弹射机构的倾角和角速度

如图6-2所示，弹射机构与座椅铰接于上端 A 点，而与飞机铰接于 A_0 点。座椅运动时，导轨与弹射机构轴线间的夹角 γ 很小，通常不超过 $3^\circ \sim 5^\circ$ 。 A 点的绝对速度矢量，是弹射装置沿轨道的速度矢量与其绕最后一对滑轮转动的速度矢量的几何和，即

$$\overline{v_A} = \overline{v_K} + \overline{\omega_c l_K} \quad (6-15)$$

式中 l_K —— A 点至转动轴心 C 点的距离；

ω_c ——座椅绕 C 点的转动角速度。

此外， A 点的速度矢量还应是弹射机构内筒的速度矢量 $\overline{v_n}$ 与弹射机构轴线转动的速度矢量的几何和，即

$$\overline{v_A} = \overline{v_n} + \overline{\dot{\varphi}_1 l} \quad (6-16)$$

式中 l —— A 点至转动轴心 A_0 点的距离，可根据弹射前初始位置和弹射机构当时的行程确定；

$\dot{\varphi}_1$ ——弹射机构绕 A_0 点的转动角速度。

由于 γ 角很小，可取座椅沿导轨的运动速度矢量等于弹射机构内筒的运动速度矢量，即

$$\overline{v_K} = \overline{v_n}$$

由式(6-15)和式(6-16)可得

$$\dot{\varphi}_1 l = \omega_c l_K$$

或

$$\dot{\varphi}_1 = \left(\frac{l_K}{l} \right) \omega_c \quad (6-17)$$

当座椅快要脱离导轨时， l_K 值将小于 l 值。因此，弹射机构的转动角速度将小于座椅的转动角速度。如果比值 l_K/l 接近于1，则在初步计算时可以认为

$$\dot{\varphi}_1 = \omega_c = \dot{\theta}_c \quad (6-18)$$

$$\Delta\vartheta_c = \Delta\varphi_1 \quad (6-19)$$

至此，第一阶段座椅和弹射机构的转动角和角速度均可计算出。其中所需的初始数据和参数可由下列各式确定，即

$$v_0 = \sqrt{(v_c - v_{K0}\sin\chi)^2 + (v_{K0}\cos\chi)^2}$$

$$\sin\theta_0 = \frac{v_{K0}\cos\chi}{v_0}$$

$$\alpha_0 = \chi - \theta_0$$

$$r^2 = x_r^2 + y_r^2$$

$$\vartheta_0 = \chi$$

$$\Delta h = r\sin(\beta - \chi)$$

五、计算结果分析

如果假设最后两对滑轮间的距离为150mm，座椅平均运动速度为15m/s，则可求得座椅经过这段距离的时间间隔为0.01s。按这个时间间隔计算在不同飞行速度下某座椅离机第一阶段的角速度各分量，可得到如图6-3的结果。图中 ω_a 为气动力产生的角速度分量； ω_j 为惯性力产生的角速度分量； ω_g 为座椅重力产生的角速度分量。座椅转动角速度为各分量之和，即

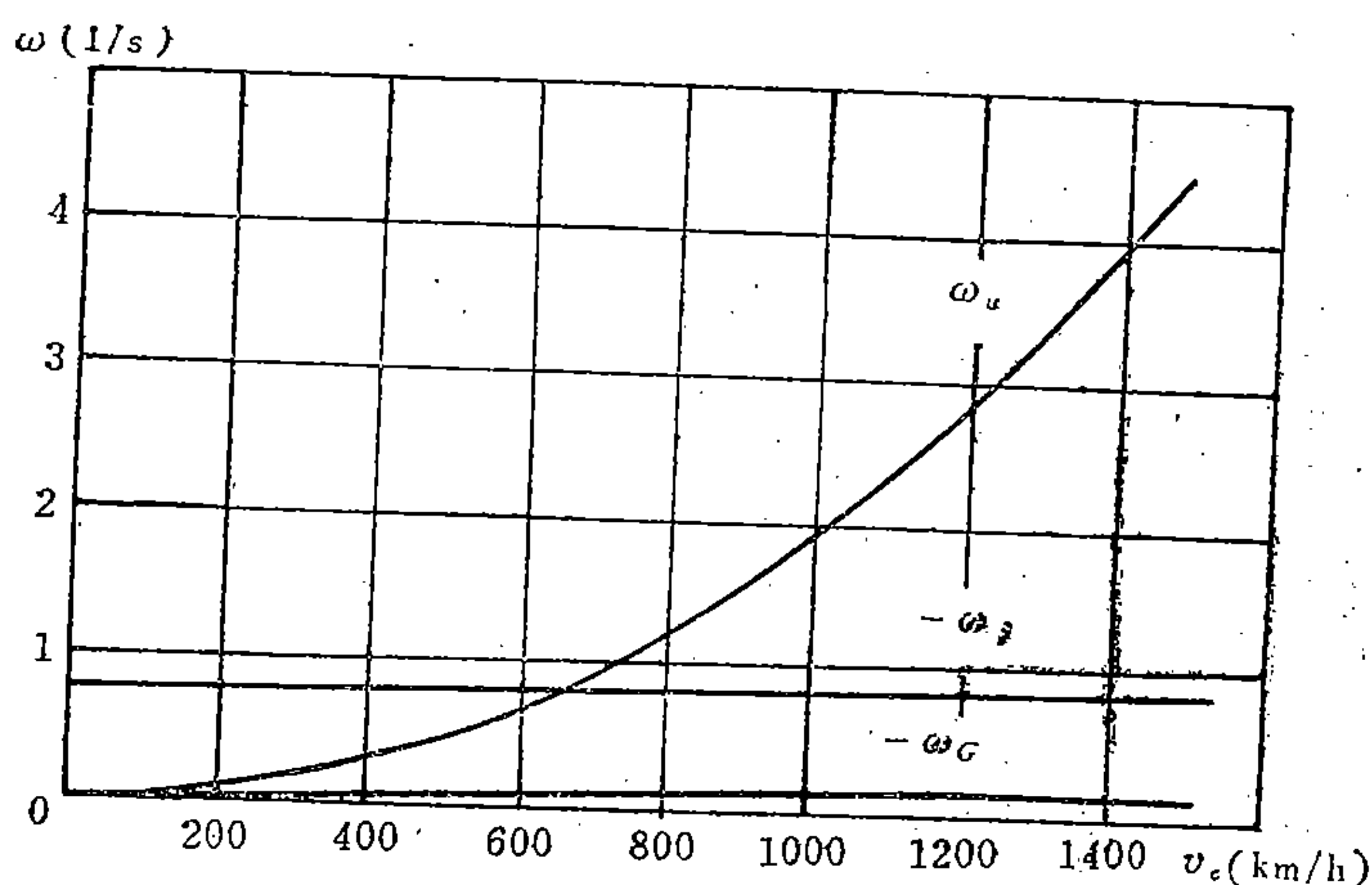


图6-3 座椅角速度分量与飞行速度的关系

$$\omega = \omega_a + \omega_j + \omega_g \quad (6-19)$$

由计算结果可知，在第一阶段离机运动中：

- 1) 座椅转动角速度很小，座椅倾角变化也很小，计算所作的假设是正确的；
- 2) ω_g 的值很小，重力所产生的力矩可以忽略不计；
- 3) 座椅升力力矩大约为总力矩的3~5%，尤其高速弹射时更是这样。所以 M_r 也可以忽略不计， $M_a = M + M_g$ 。座椅转动角速度公式可简化为

$$\omega_c = \left(\frac{M_a - M_j}{I} \right) t \quad (6-20)$$

或者将它展开为

$$\omega_C = \frac{M_z + Q(x_T \sin \alpha_0 + y_T \cos \alpha_0) - nGx_T}{I_z + mr^2} t \quad (6-21)$$

式中时间 t 根据弹射机构行程-时间曲线确定。

第三节 座椅与弹射机构分离瞬间的倾角和角速度计算

一、座椅离机第二阶段运动情况

当弹射机构行程很长时,最后一对滑轮脱离导轨后,座椅仍通过弹射机构与飞机相连,并将继续向上运动,直至内筒从弹射机构套筒内脱出才与飞机完全分离。当最后一对滑轮脱离导轨后,座椅即不再绕 C 点转动,座椅将绕其支承点 A 转动。同时 A 点作为弹射机构上的一点,它将沿弹射机构轴线方向移动,而弹射机构本身如上节所计算的,也有一个绕 A_0 点的旋转运动。这样,就有了由两个环节——座椅和弹射机构——所组成的复杂运动系统。

为了计算该系统的运动情况,假设第二阶段运动时间间隔也很小,系统的转动是自由的,不会发生座椅靠背与弹射机构外筒相碰的情况;同时弹射机构外筒也不会与飞机结构相碰。这样就可获得如图6-4所示的运动系统。图中 A 点为座椅与弹射机构的铰接点, A_0 点为弹射机构与飞机的铰接点, B 点为座椅重心。 AB 长度为 a (常数)。取 A_0 点为直角坐标系 A_0xy 的原点, A_0xy 相对于飞机是固定不动的, A_0y 轴垂直向上, A_0x 轴水平向后。

为了确定系统的姿态,必须知道三个参量:座椅靠背与垂直轴线间的夹角 θ' ;弹射机构套筒轴线与垂直轴线间的夹角 φ ;弹射机构的行程长度 l_a 。由 φ 及 l_a 即可确定 A 点位置,再由 θ' 、 γ 角(常数)及 AB 长度 a (常数)即可确定座椅重心 B 的位置。这三个参数量是互不相关的,因此,我们所讨论的系统有三个自由度。该系统在重力、气动力以及座椅沿弹射机构套筒作加速度运动所产生的惯性力的作用下,可以在垂直平面内转动。

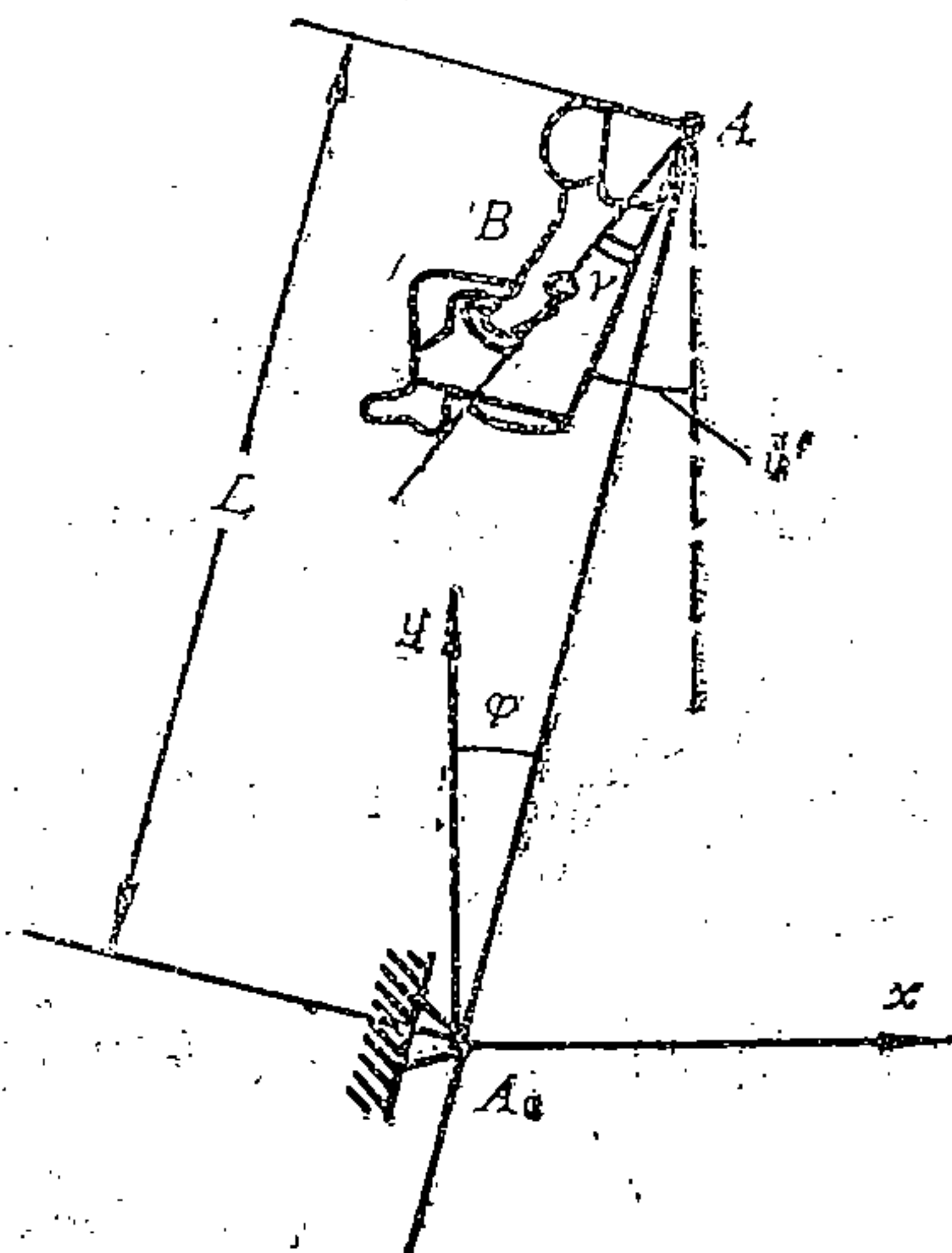


图6-4 座椅离机第二阶段运动参量及坐标系

二、拉格朗日方程

取弹射机构套筒和座椅靠背与垂直轴线间的夹角 φ 和 θ' 作为广义坐标,我们用动力学普遍方程的广义坐标形式——拉格朗日方程,来计算该系统的运动。角度 θ' 与角度 θ 不同,但它们相差为一常数 Δ 。为书写方便,此处用 θ 代表 θ' 。一般拉格朗日方程有如下的形式,即

$$-\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T_z}{\partial \dot{\varphi}} \right) - \frac{\partial T_z}{\partial \varphi} = Q_\varphi \quad (6-22)$$

$$-\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T_z}{\partial \dot{\theta}} \right) - \frac{\partial T_z}{\partial \theta} = Q_\theta \quad (6-23)$$

式中 T_z —— 系统的动能;
 Q_φ, Q_θ —— 广义力;

$\dot{\varphi}$, $\dot{\vartheta}$ —— 相应的角速度。

除式 (6-22) 和式 (6-23) 这两个方程外, 该系统还有第三个方程, 即座椅沿弹射机构套筒运动的动力学方程。把作为时间函数的套筒长度 L 取作第三个广义坐标, $L = \overline{A_0 A}$, 并且把火药气体的合力包括在外力之内。但是为了不使个别的问题复杂化, 我们认为弹射机构的长度 L 为时间的已知函数, 可以从弹射机构性能计算结果中获得。

三、系统动能表达式

系统动能应由座椅的动能和弹射机构的动能所组成。由于弹射机构的质量不超过弹射系统质量的 5~6%, 为了简化计算, 暂不考虑弹射机构的动能, 系统动能即人椅的动能, 即

$$T_z = \frac{1}{2} m v^2 + \frac{1}{2} I_z \dot{\vartheta}^2 = \frac{1}{2} m (\dot{x}_{T0}^2 + \dot{y}_{T0}^2) + \frac{1}{2} I_z \dot{\vartheta}^2 \quad (6-24)$$

式中 x_{T0} , y_{T0} —— 座椅重心相对于 $A_0 xy$ 坐标轴的位置;
 $\dot{\vartheta}$ —— 座椅绕其重心的旋转角速度。

$$x_{T0} = L \sin \varphi - a \sin(\vartheta + \gamma) \quad (6-25)$$

$$y_{T0} = L \cos \varphi - a \cos(\vartheta + \gamma) \quad (6-26)$$

微分后可得

$$\dot{x}_{T0} = \dot{L} \sin \varphi + L \dot{\varphi} \cos \varphi - a \dot{\vartheta} \cos(\vartheta + \gamma) \quad (6-27)$$

$$\dot{y}_{T0} = \dot{L} \cos \varphi - L \dot{\varphi} \sin \varphi + a \dot{\vartheta} \sin(\vartheta + \gamma) \quad (6-28)$$

所以座椅在出舱运动中的动能表达式为

$$T_z = \frac{1}{2} m [\dot{L}^2 + L^2 \dot{\varphi}^2 + 2a \dot{L} \dot{\vartheta} \sin(\vartheta + \gamma - \varphi) - 2a L \dot{\varphi} \dot{\vartheta} \cos(\vartheta + \gamma - \varphi)] + \frac{1}{2} I_A \dot{\vartheta}^2 \quad (6-29)$$

式中 I_A 为座椅对 A 点的转动惯量。

$$I_A = I_z + m a^2$$

求座椅动能对 φ 、 $\dot{\varphi}$ 、 ϑ 和 $\dot{\vartheta}$ 的偏导数:

$$\frac{\partial T_z}{\partial \varphi} = -m a \dot{\vartheta} [L \dot{\varphi} \sin(\vartheta + \gamma - \varphi) + \dot{L} \cos(\vartheta + \gamma - \varphi)] \quad (6-30)$$

$$\frac{\partial T_z}{\partial \dot{\varphi}} = m a \dot{\vartheta} [L \dot{\varphi} \sin(\vartheta + \gamma - \varphi) + \dot{L} \cos(\vartheta + \gamma - \varphi)] \quad (6-31)$$

$$\frac{\partial T_z}{\partial \varphi} = m [L^2 \dot{\varphi} - a L \dot{\vartheta} \cos(\vartheta + \gamma - \varphi)] \quad (6-32)$$

$$\frac{\partial T_z}{\partial \dot{\vartheta}} = m a [\dot{L} \sin(\vartheta + \gamma - \varphi) - L \dot{\varphi} \cos(\vartheta + \gamma - \varphi)] + I_A \dot{\vartheta} \quad (6-33)$$

求 $\frac{\partial T_z}{\partial \varphi}$ 和 $\frac{\partial T_z}{\partial \dot{\vartheta}}$ 对时间的导数:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T_z}{\partial \varphi} \right) = m L^2 \ddot{\varphi} + 2m L \dot{L} \dot{\varphi} - m a [L \dot{\vartheta} (\dot{\varphi} - \dot{\vartheta}) \sin(\vartheta + \gamma - \varphi)$$

$$+ (L\ddot{\vartheta} + \dot{L}\dot{\vartheta})\cos(\vartheta + \gamma - \varphi)] \quad (6-34)$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\vartheta}}\right) &= m\ddot{a}L\sin(\vartheta + \gamma - \varphi) + m\dot{a}\dot{L}(\dot{\vartheta} - \dot{\varphi})\cos(\vartheta + \gamma - \varphi) \\ &\quad - ma[L\dot{\varphi}(\dot{\varphi} - \dot{\vartheta})\sin(\vartheta + \gamma - \varphi) \\ &\quad + (L\ddot{\varphi} + \dot{L}\dot{\varphi})\cos(\vartheta + \gamma - \varphi)] + I_A\ddot{\vartheta} \end{aligned} \quad (6-35)$$

四、广义力的表达式

广义力是通过虚位移原理而求得的。为此，给座椅重心坐标 x_{T_0} 和 y_{T_0} 增加 δx_{T_0} 和 δy_{T_0} ，并计算在相应位移上外力所作的单位功。

$$\delta x_{T_0} = L\delta\varphi\cos\varphi - a\delta\vartheta\cos(\vartheta + \gamma) + \delta L\sin\varphi \quad (6-36)$$

$$\delta y_{T_0} = -L\delta\varphi\sin\varphi + a\delta\vartheta\sin(\vartheta + \gamma) + \delta L\cos\varphi \quad (6-37)$$

作用在该系统上的力有迎面阻力、升力、弹射机构推力 F_K 、火箭包推力 F （假设火箭包已工作）以及重力。如果气动力转换到重心上，则应该附加计算气动力矩。

迎面阻力沿座椅速度方向，升力方向与它垂直。由于弹射速度比飞行速度小得多，而且确定气动力系数时会有误差，因此，我们取座椅迎面阻力 Q 沿 Ax 轴方向，升力 P 沿 Ay 轴方向。弹射机构推力沿夹角 φ 方向，火箭包推力与座椅靠背的夹角为 β_i 。因此，所有外力的单位功为

$$\begin{aligned} \delta W &= [Q + F_K\sin\varphi + F\sin(\vartheta - \beta_i)]\delta x_{T_0} \\ &\quad + [P - G + F_K\cos\varphi + F\cos(\vartheta - \beta_i)]\delta y_{T_0} \\ &\quad + [M_z + Fe_f - F_K a\sin(\vartheta + \gamma - \varphi)]\delta\vartheta \end{aligned} \quad (6-38)$$

将位移方程式 (6-36) 和 (6-37) 代入上式可得

$$\begin{aligned} \delta W &= \delta\varphi[Q\cos\varphi - (P - G)\sin\varphi - F\sin(\varphi + \beta_i - \vartheta)]L \\ &\quad + \delta\vartheta[(P - G)\sin(\vartheta + \gamma) - Q\cos(\vartheta + \gamma) + F\sin(\gamma + \beta_i) + Fe_f/a + M_z/a]a \\ &\quad + \delta L[Q\sin\varphi + (P - G)\cos\varphi + F_K + F\cos(\vartheta - \beta_i + \varphi)] \end{aligned} \quad (6-39)$$

因此广义力 Q_φ 和 Q_ϑ 分别为

$$Q_\varphi = L[Q\cos\varphi - (P - G)\sin\varphi - F\sin(\varphi + \beta_i - \vartheta)] \quad (6-40)$$

$$Q_\vartheta = a[-Q\cos(\vartheta + \gamma) + (P - G)\sin(\vartheta + \gamma) + M_z/a + F\sin(\gamma + \beta_i) + Fe_f/a] \quad (6-41)$$

五、倾角和角速度计算

将以上计算结果代入拉格朗日方程，经整理后就可得到角加速度的计算式，即

$$\begin{aligned} \ddot{\varphi} &= \frac{d\omega_{A\varphi}}{dt} = [Q\cos\varphi - (P - G)\sin\varphi - F\sin(\varphi + \beta_i - \vartheta)]/(mL) \\ &\quad - 2\dot{L}\dot{\varphi}/L - a[\dot{\vartheta}^2\sin(\vartheta + \gamma - \varphi) - \ddot{\vartheta}\cos(\vartheta + \gamma - \varphi)]/L \end{aligned} \quad (6-42)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\vartheta} &= \frac{d\omega_A}{dt} = \{a[(P - G)\sin(\vartheta + \gamma) - Q\cos(\vartheta + \gamma) \\ &\quad + F\sin(\gamma + \beta_i)] + Fe_f + M_z \\ &\quad - ma[(L - L\varphi^2)\sin(\vartheta + \gamma - \varphi) \end{aligned}$$

$$- (2\dot{L}\dot{\varphi} + L\ddot{\varphi})\cos(\vartheta + \gamma - \varphi)]\}/I_A \quad (6-43)$$

为了计算方便, 现将本阶段计算方程整理如下:

$$\begin{aligned} \frac{d\omega_{A_0}}{dt} = \{ & I_A Q \cos \varphi / m - I_A (P - G) \sin \varphi / m \\ & - I_A F \sin(\varphi + \beta_t - \vartheta) / m - 2I_A \dot{L} \omega_{A_0} \\ & - I_A a \omega_{A_0}^2 \sin(\vartheta + \gamma - \varphi) + a(F e_f + M_z) \cos(\vartheta + \gamma - \varphi) \\ & + a^2 \cos(\vartheta + \gamma - \varphi) [(P - G) \sin(\vartheta + \gamma) \\ & - Q \cos(\vartheta + \gamma) + F \sin(\gamma + \beta_t) - m(\ddot{L} - L \omega_{A_0}^2) \sin(\vartheta + \gamma - \varphi) \\ & + 2m \dot{L} \omega_{A_0} \cos(\vartheta + \gamma - \varphi)] \} / [I_A + m a^2 \cos^2(\vartheta + \gamma - \varphi)] L \end{aligned} \quad (6-44)$$

$$\begin{aligned} \frac{d\omega_A}{dt} = \{ & a(P - G) \cos \varphi \sin(\vartheta + \gamma - \varphi) + aQ \sin \varphi \sin(\vartheta + \gamma - \varphi) \\ & - m a \sin(\vartheta + \gamma - \varphi) [(\ddot{L} - L \omega_{A_0}^2) + a \omega_{A_0}^2 \cos(\vartheta + \gamma - \varphi)] \\ & + a F \cos(\vartheta + \gamma - \varphi) \sin(\varphi + \beta_t - \vartheta) + a F \sin(\gamma + \beta_t) + M_z + F e_f \} / [I_A \\ & - m a^2 \cos^2(\vartheta + \gamma - \varphi)] \end{aligned} \quad (6-45)$$

$$\frac{d\varphi}{dt} = \omega_{A_0} \quad (6-46)$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_A \quad (6-47)$$

将以上四个方程与内弹道计算方程合在一起, 组成一个方程组, 用微分方程组数值解法解方程组, 即可求得座椅随弹射机构运动时的座椅和弹射机构转动角速度和姿态角。若一直计算到内筒与弹射机构分离, 即可得到座椅与弹射机构分离时的角速度和倾角, 并可将它们作为座椅自由飞运动轨迹计算的初始值。

另一种计算方法是把弹射机构行程 L 、速度 v_K ($\dot{L}$) 和加速度 $\ddot{L}$ 与时间的关系, 按内弹道计算或实际试验所得结果, 作为已知条件, 而单独用这四个方程进行数值解。

第四节 考虑弹射机构弹性力的座椅离机的倾角和角速度计算

一、考虑弹性力的系统广义力计算

有些情况下, 座椅与弹射机构分离前就与弹射机构套筒相碰。这时弹射机构的弹性力会对座椅运动产生影响。现在来计算座椅系统的运动情况。

考虑弹射机构弹性力的计算方法与上节方法相同, 同样采用拉格朗日方程。上节所述的动能导数表达式 (6-34) 和 (6-35) 仍可使用, 只是在列单位功表达式时, 应考虑弹射机构的弹性变形所引起的力 F_1 和 F_2 所作的功。

当座椅与弹射机构相碰, 将在铰接点 A 和接触点 C 处产生作用力 F_1 和 F_2 , 如图6-5所示, 弹射机构将发生弯曲。如果弹射机构套筒的挠度 f 很小, 可以用直线 A_0A 与垂线间的夹角 φ 及座椅靠背与垂线之间的夹角 ϑ 来近似表示挠度 f , 即

$$f = (\varphi - \vartheta) L_K \quad (6-48)$$

式中 L_K 为 A 点至 C 点的长度。

弹射机构的弹性变形所引起的 F_1 等于挠度 f 乘以弹射机构弯曲刚度 K , 即

$$F_1 = K f$$

$$\text{或} \quad F_1 = K (\varphi - \vartheta) L_K \quad (6-49)$$

作用在 A 点的力 F_2 可由下式确定:

$$I_K \frac{d^2 \varphi}{dt^2} = F_1 (L - L_K) - F_2 L_1 \quad (6-50)$$

式中 I_K —— 弹射机构的惯性矩;

L —— A_0 点至 A 点的长度。

由于弹射机构的惯性矩很小, 以及在这一阶段上加速度 $\ddot{\varphi}$ 不大, 所以可将上式写为

$$F_2 = F_1 \left(1 - \frac{L_K}{L} \right) \quad (6-51)$$

弹射机构的刚度 K 是随弹射机构的伸长而变的。如果把弹射机构看成一个双铰支的梁, 支点为 A_0 和 A , 在 C 点作用集中载荷 F_1 , 则其刚度应为

$$K = \frac{3EI L}{L_K^2 (L - L_K)^2} \quad (6-52)$$

式中 E —— 弹射机构的弹性模数;

I —— 弹射机构横截面对通过截面重心轴的惯性矩。

因此, 所有外力的单位功为

$$\begin{aligned} \delta W = & [Q + F_K \sin \varphi + F \sin(\vartheta + \beta_i)] \delta x_{T_0} \\ & + [P - G + F_K \cos \varphi + F \cos(\vartheta - \beta_i)] \delta y_{T_0} \\ & + [M_z + F e_f - F_K a \sin(\vartheta + \gamma - \varphi)] \delta \vartheta \\ & + F_2 L \delta \varphi - F_1 (L - L_K) \delta \varphi - F_1 L_K (\delta \varphi - \delta \vartheta) \end{aligned} \quad (6-53)$$

将式 (6-36) 和 (6-37) 代入上式可得

$$\begin{aligned} \delta W = & L [Q \cos \varphi - (P - G) \sin \varphi - F \sin(\varphi + \beta_i - \vartheta) + F_2 - F_1] \delta \varphi \\ & + [a(P - G) \sin(\vartheta + \gamma) - Q a \cos(\vartheta + \gamma) + F a \sin(\gamma + \beta_i) + M_z + F e_f \\ & + F_1 L_K] \delta \vartheta + [Q \sin \varphi + (P - G) \cos \varphi + F_K + F \cos(\vartheta - \beta_i + \varphi)] \delta L \end{aligned} \quad (6-54)$$

所以, 该系统广义力为

$$Q_\varphi = L [Q \cos \varphi - (P - G) \sin \varphi - F \sin(\varphi + \beta_i - \vartheta) + F_2 - F_1] \quad (6-55)$$

$$Q_\vartheta = a(P - G) \sin(\vartheta + \gamma) - Q a \cos(\vartheta + \gamma) + F a \sin(\gamma + \beta_i) + M_z + F e_f + F_1 L_K \quad (6-56)$$

二、考虑弹性力的角速度和倾角计算公式

将以上各式代入拉格朗日方程, 经整理后可得考虑弹性力的角加速度计算公式, 即

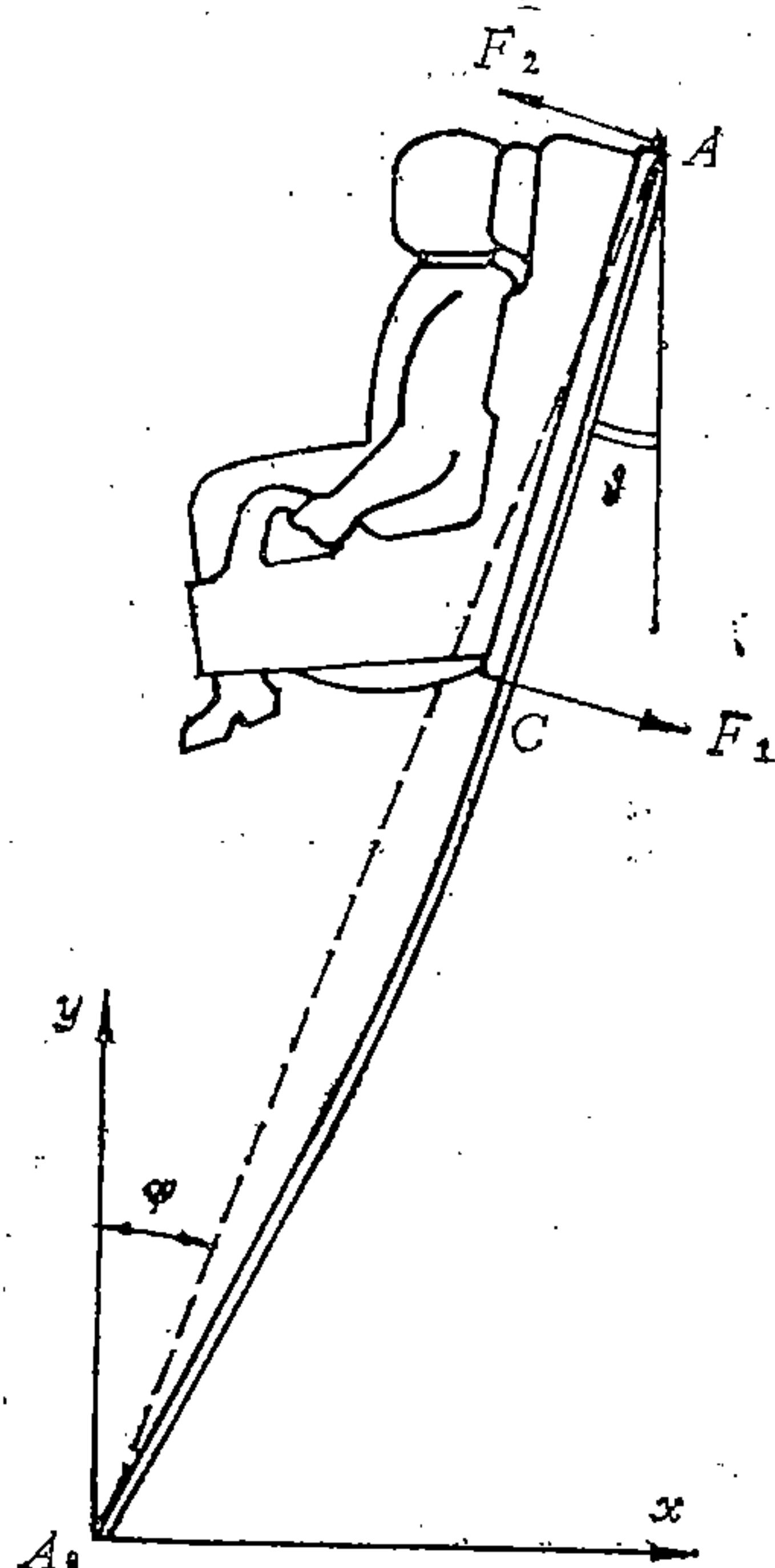


图6-5 弹射机构弯曲示意图

$$\ddot{\varphi} = \frac{d\omega_{A0}}{dt} = [Q\cos\varphi - (P-G)\sin\varphi - F\sin(\varphi + \beta_t - \vartheta) + F_2 - F_1]/(mL) \\ + [a\ddot{\vartheta}\cos(\vartheta + \gamma - \varphi) - 2\dot{L}\dot{\varphi} - a\dot{\vartheta}^2\sin(\vartheta + \gamma - \varphi)]/L \quad (6-57)$$

$$\ddot{\vartheta} = \frac{d\omega_A}{dt} = [a(P-G)\sin(\vartheta + \gamma) - Qa\cos(\vartheta + \gamma) + F\sin(\gamma + \beta_t) + M_z + Fe_f \\ + F_1L_K - ma(\ddot{L} - L\dot{\varphi}^2)\sin(\vartheta + \gamma - \varphi) \\ + ma(2\dot{L}\dot{\varphi} + L\ddot{\varphi})\cos(\vartheta + \gamma - \varphi)]/I_A \quad (6-58)$$

为了计算方便, 现将本阶段计算方程整理如下:

$$\ddot{\varphi} = \frac{d\omega_{A0}}{dt} = \{[Q\cos\varphi - (P-G)\sin\varphi - F\sin(\varphi + \beta_t - \vartheta) \\ + (F_2 - F_1) - 2m\dot{L}\omega_{A0} - ma\omega_A^2\sin(\vartheta + \gamma - \varphi)]I_A/m \\ + a(M_z + Fe_f + F_1L_K)\cos(\vartheta + \gamma - \varphi) + [(P-G)\sin(\vartheta + \gamma) \\ - Q\cos(\vartheta + \gamma) + F\sin(\gamma + \beta_t) - m(\ddot{L} - L\omega_{A0}^2)\sin(\vartheta + \gamma - \varphi) \\ + 2m\dot{L}\omega_{A0}\cos(\vartheta + \gamma - \varphi)]a^2\cos(\vartheta + \gamma - \varphi)\}/\{[I_A \\ - ma^2\cos^2(\vartheta + \gamma - \varphi)]L\} \quad (6-59)$$

$$\ddot{\vartheta} = \frac{d\omega_A}{dt} = \{[(P-G)\cos\varphi + Q\sin\varphi - m(\ddot{L} - L\omega_{A0}^2) \\ - ma\omega_A^2\cos(\vartheta + \gamma - \varphi)]a\sin(\vartheta + \gamma - \varphi) \\ + [(F_2 - F_1)a\cos(\vartheta + \gamma - \varphi) - aF\cos(\vartheta + \gamma - \varphi)\sin(\varphi + \beta_t - \vartheta) \\ + aF\sin(\gamma + \beta_t) + M_z + Fe_f + F_1L_K]\}/[I_A - ma^2\cos^2(\vartheta + \gamma - \varphi)] \quad (6-60)$$

$$\frac{d\varphi}{dt} = \omega_{A0} \quad (6-61)$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_A \quad (6-62)$$

至此, 获得座椅及弹射机构转动计算方程组。将它们与弹射机构内弹道计算方程联立求解, 或将内弹道计算结果代入方程组, 均可解得考虑弹射机构弹性力的座椅离机角速度和倾角。

第五节 弹射座椅运动稳定性分析

一、稳定性要求指标

用上一章所述座椅运动轨迹计算方法和本章上述离机瞬间座椅倾角及角速度计算方法, 可以计算求得弹射救生过程中座椅姿态角 ϑ 随时间的变化。根据 $\vartheta-t$ 曲线是否收敛就可判断座椅运动是否稳定。但是, 对座椅运动除要求姿态稳定外, 还要求其旋转速度不超过人体生理耐受极限, 另外座椅稳定平衡的姿态角不好, 例如平衡在不利于人承受制动过载的位置, 也是不允许的。所以, 衡量弹射救生装置稳定性的标准有以下三个指标:

1) 静稳定性,即座椅在稳定平衡姿态下其力矩系数 C_m 随冲角 α 的变化曲线的斜率应为负值, $\frac{dC_m}{d\alpha} < 0$;

2) 动稳定性,即座椅的力矩系数 C_m 的动导数为负值, $\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} < 0$, 即 $\vartheta-t$ 曲线应收敛;

3) 旋转角速度不超过生理耐限,在稳定平衡姿态下过载不超过生理耐限。

最有利的座椅稳定运动状况,可以设想如下:座椅弹入气流时无初始角速度,然后在不大的正向气动力矩作用下,头靠平稳地向后转动 $80^\circ \sim 100^\circ$,并以这样的姿态飞越飞机的垂直尾翼,直到人、椅分离,打开降落伞。

二、座椅力矩特性曲线分析

为了保证座椅在弹射后具有上述的运动状态,座椅应具有如图6-6所示的力矩特性曲线。在冲角 $\alpha \approx 90^\circ$ 时,为了不让头靠继续向下转动,力矩曲线必须转入负值范围内,使座椅具有恢复力矩。在出现负冲角即座椅头靠向前转动时,座椅应具有正的渐增的力矩系数,使座椅不继续向前转动。但是,对现在没有装稳定装置的弹射座椅来说,上述理想的运动状态是不能实现的。这是因为:第一,弹射机构通常在座椅靠背后面,远离座椅系统重心,它将产生使座椅头靠向前转动的力矩;第二,座椅从飞机座舱中弹出时,在相应的座椅冲角下,座椅气动压力中心位于重心下面,因而在座椅脱离弹射机构后的最初瞬间,同样会产生使座椅头靠向前转动的气动力矩。因此,没有稳定装置的座椅在离机后总是具有一个向前转动的初始角速度,这正是座椅稳定性所不希望的。

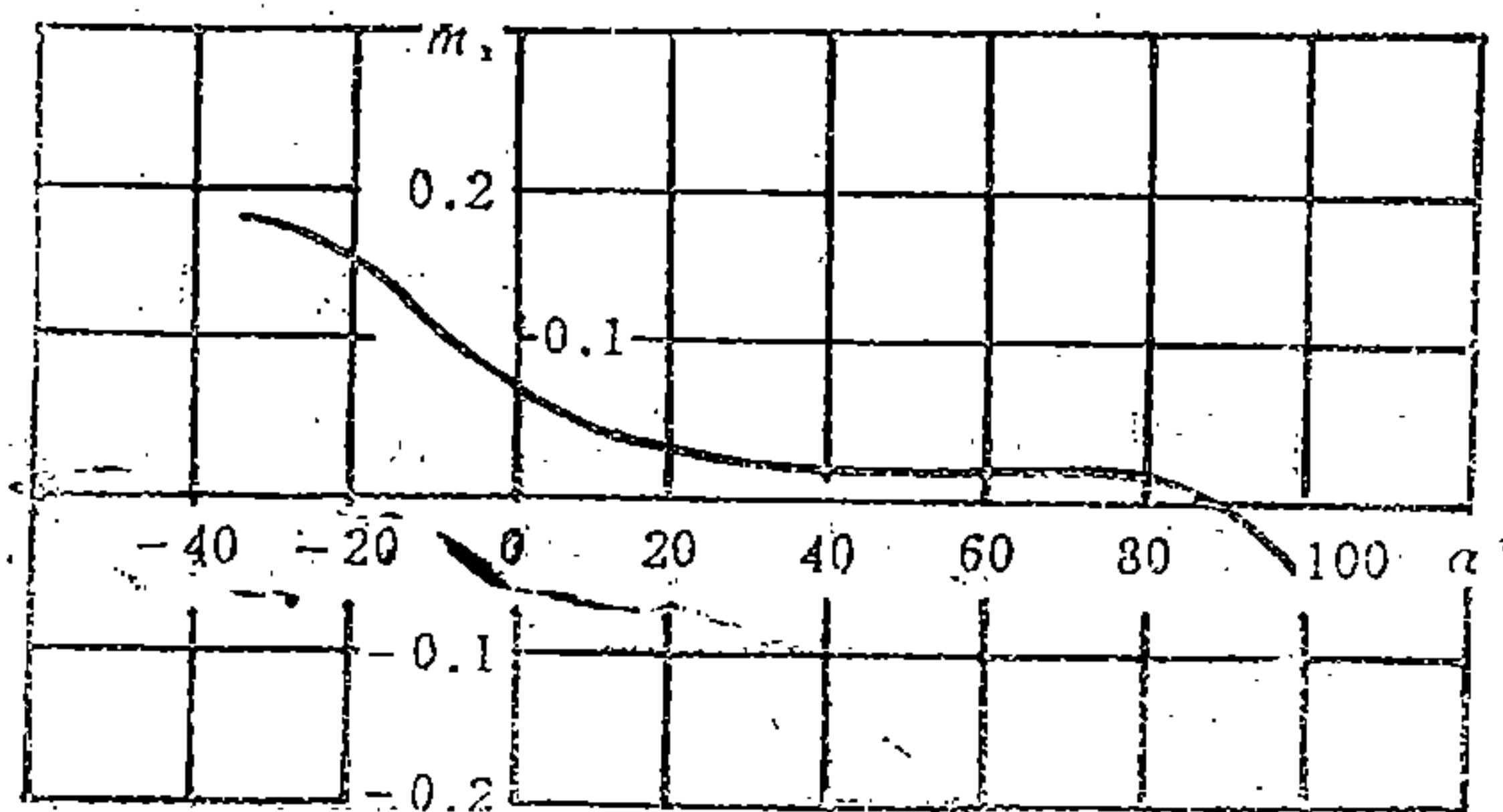


图6-6 满足座椅稳定性要求的 $C_m-\alpha$ 曲线

现代飞机的飞行速度范围很大。在这样大的范围内,必须保证飞行员安全救生,同样给座椅稳定性造成相当大的困难。所以现代飞机的弹射座椅都安装了各种形式的稳定装置。

三、稳定板的作用

稳定板是常用的一种稳定装置。为了使面积较小的稳定板得到较大的稳定力矩,可将它安装在距离重心尽可能高的地方,以增加力臂,例如可放在座椅头靠侧面或上面。

固定式稳定板受到座舱结构尺寸的限制,其面积不可能大。折迭式稳定板即活动式稳定板,可以有较大的面积,但必须有一套机构使它在座舱内时不打开,稳定板进入气流时,才在速压作用下或控制机构操纵下打开,并锁住在规定的位置上。

现在我们来研究稳定板对座椅迎面阻力、升力和相对于座椅重心的纵向力矩的影响。

图6-7为没有稳定装置和在头靠侧面安装垂直稳定板的座椅迎面阻力特性曲线。它反映了稳定板对座椅迎面阻力特性的影响。如果取出装稳定板和不装稳定板阻力特性在各种冲角下的差值,就可以得到考虑干扰的稳定板引起的阻力特性系数增量 $\Delta(C_x A)$ 与冲角 α 的关系。图6-8即为 $\Delta(C_x A)$ 随 α 的变化曲线。图中虚线是按下列公式计算的结果:

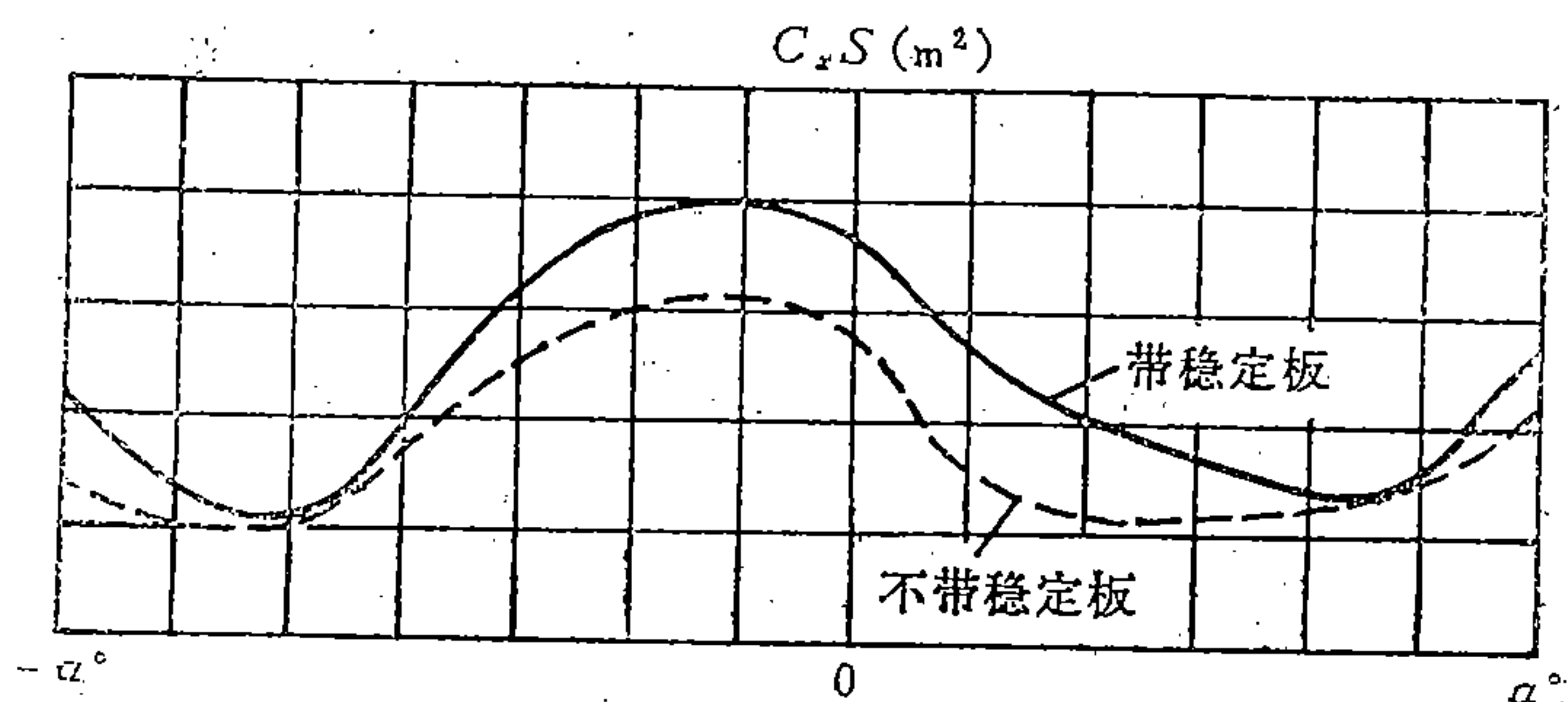


图6-7 稳定板对座椅迎面阻力特性的影响

$$\Delta(C_x A)_b = \Delta(C_x A)_{b_{max}} \cos \alpha \quad (6-63)$$

可以看出，用公式计算的结果与试验结果相差不大，在近似计算中可以用式(6-63)进行计算。式中 $\Delta(C_x A)_{b_{max}} = C_{xb} A_b$ ，其中 C_{xb} 为稳定板阻力系数， A_b 为稳定板面积。

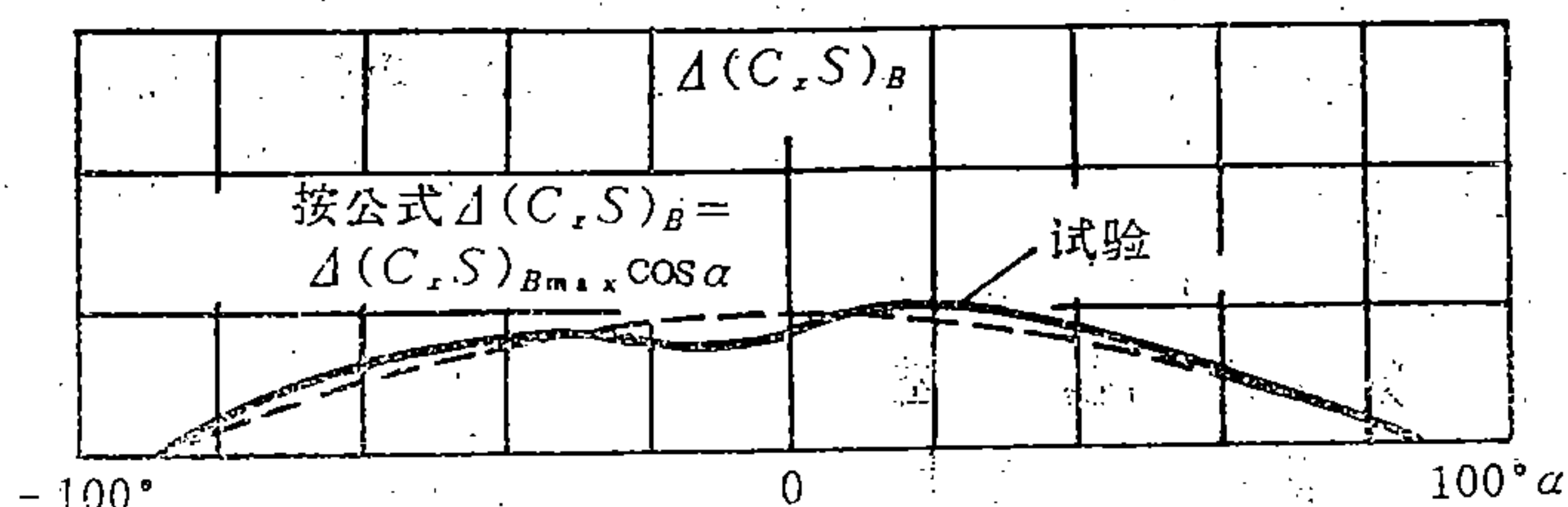


图6-8 装稳定板后座椅阻力系数增量与冲角的关系

稳定板对升力系数的影响如图6-9所示。从曲线中可以看出，仅有垂直稳定板不会改变负升力系数的最大值。这是由于座椅最大负升力系数对应的冲角接近零度，那时垂直稳定板不产生升力。

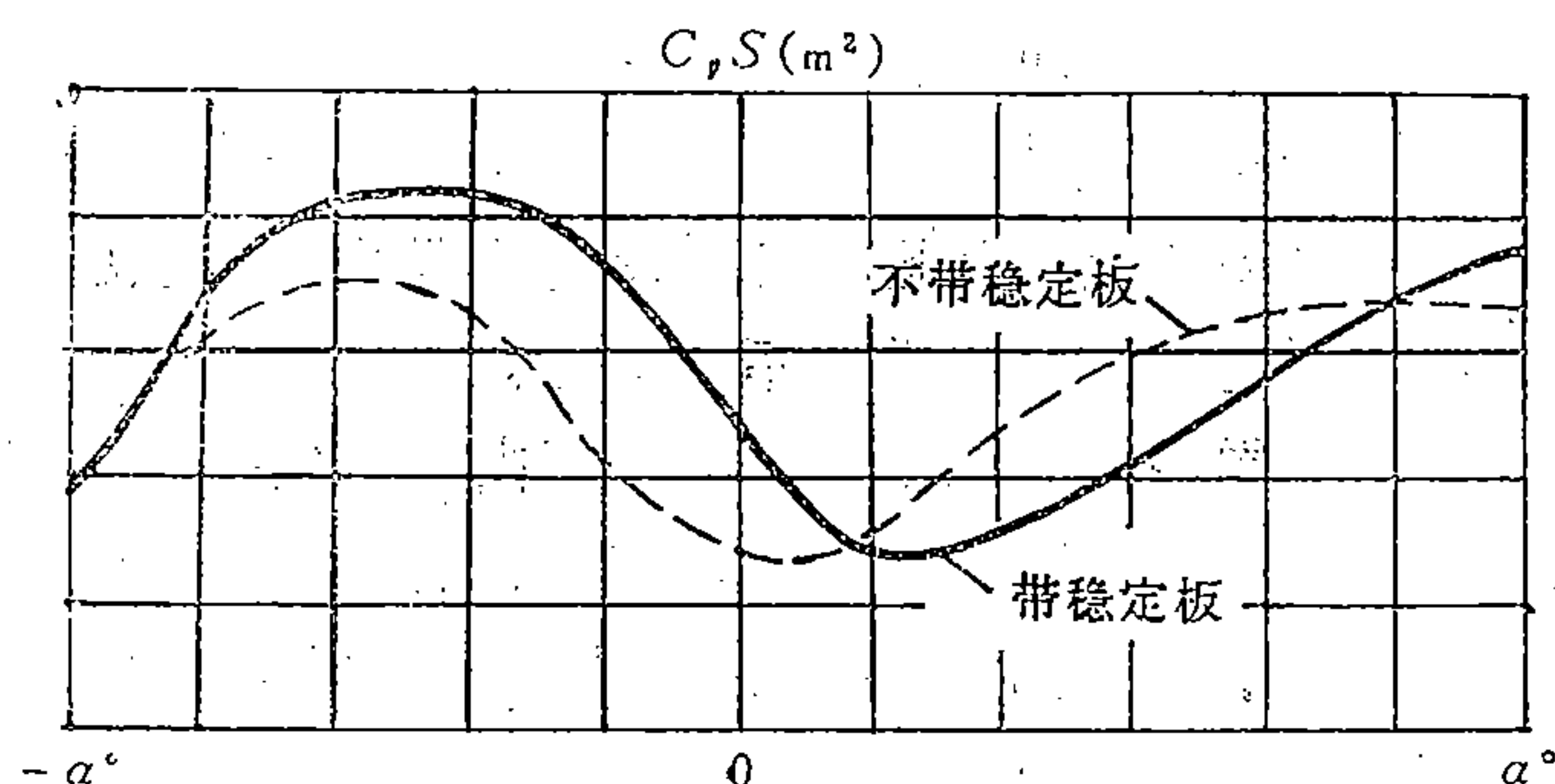


图6-9 稳定板对座椅升力系数的影响

在座椅头靠向后转动时，作用在稳定板上的气动力在 y 轴上的分量，将产生负升力。相反，在座椅头靠向前转动时，稳定板将使座椅增加升力或减少负升力。图6-10示出了有稳定板和无稳定板的座椅升力特性系数差值 $\Delta(C_y A)_b$ 随 α 的变化曲线。可以看出，在负冲角下，增量 $\Delta(C_y A)_b$ 较大。这是由于在这种状态下，稳定板处于最前位置，没有被人 and 座椅所遮蔽，工作条件比正冲角时要好些。

稳定板对座椅力矩特性系数的影响是我们研究的重点。图6-11示出了有稳定板和无稳定板的座椅力矩特性系数曲线。从曲线可以看出，在冲角为 -70° 至 $+70^\circ$ 范围内，稳定板对力矩系数影响最大。图6-12示出了装稳定板后，座椅力矩特性系数增量与冲角的关系。

图6-11所示的有稳定板的座椅力矩特性曲线与图6-6所示的曲线有差别。首先，在冲

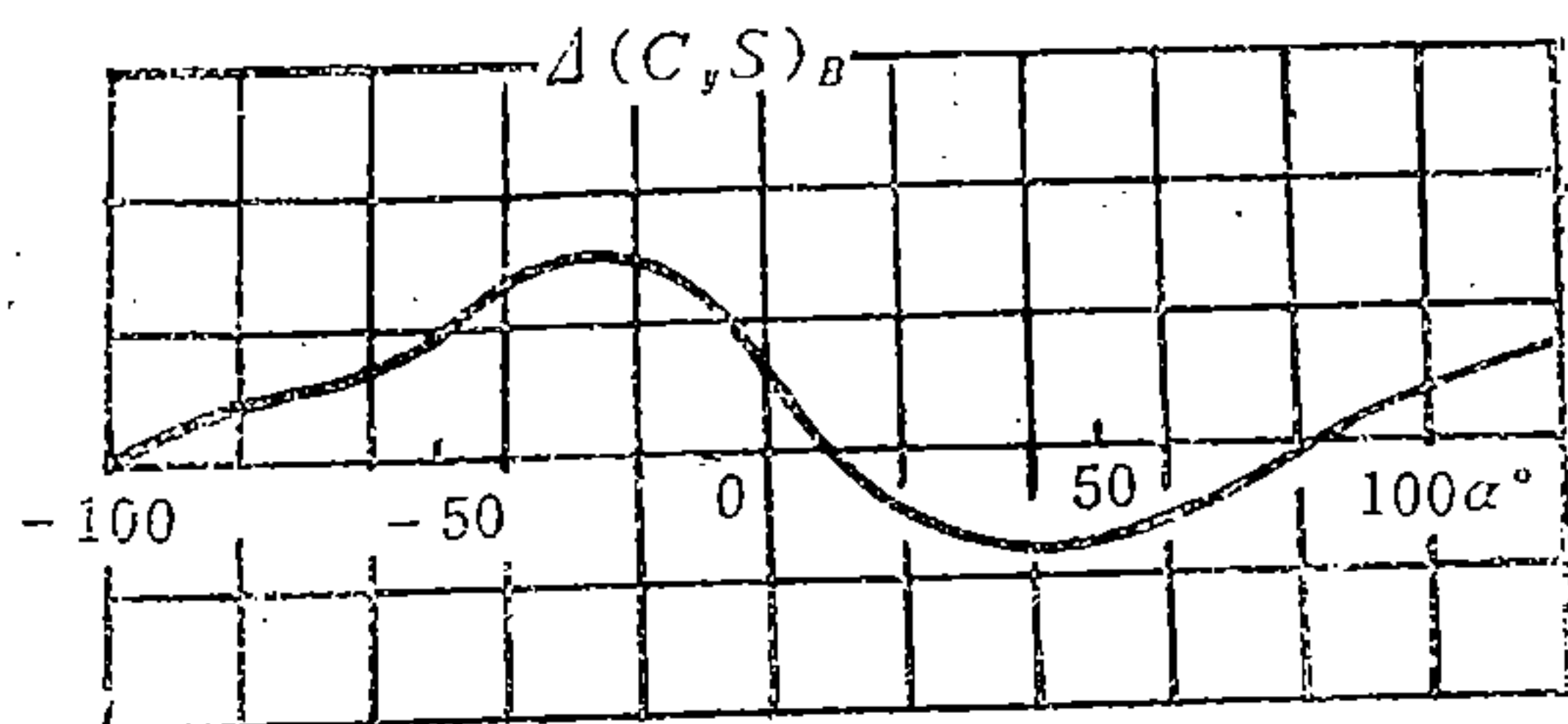


图6-10 装稳定板后座椅升力特性系数增量与冲角的关系

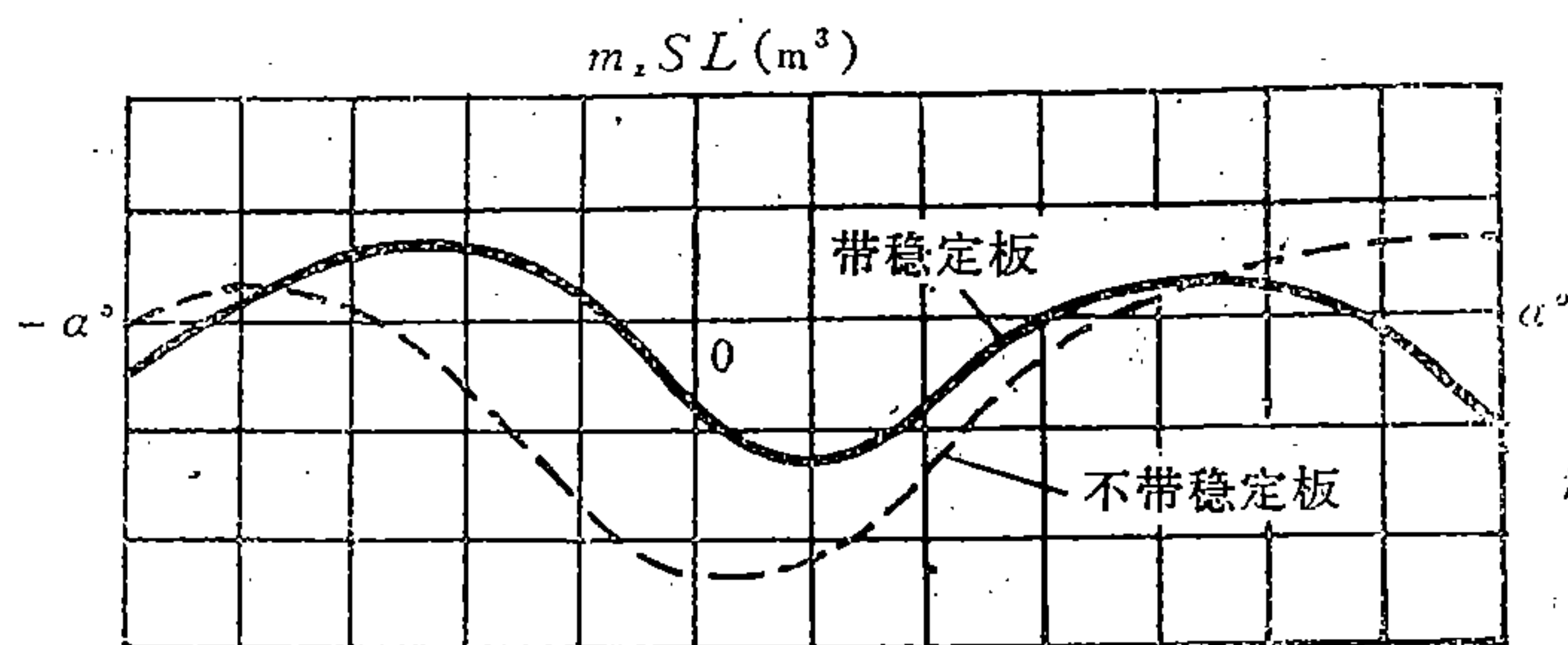


图6-11 稳定板对座椅力矩系数的影响

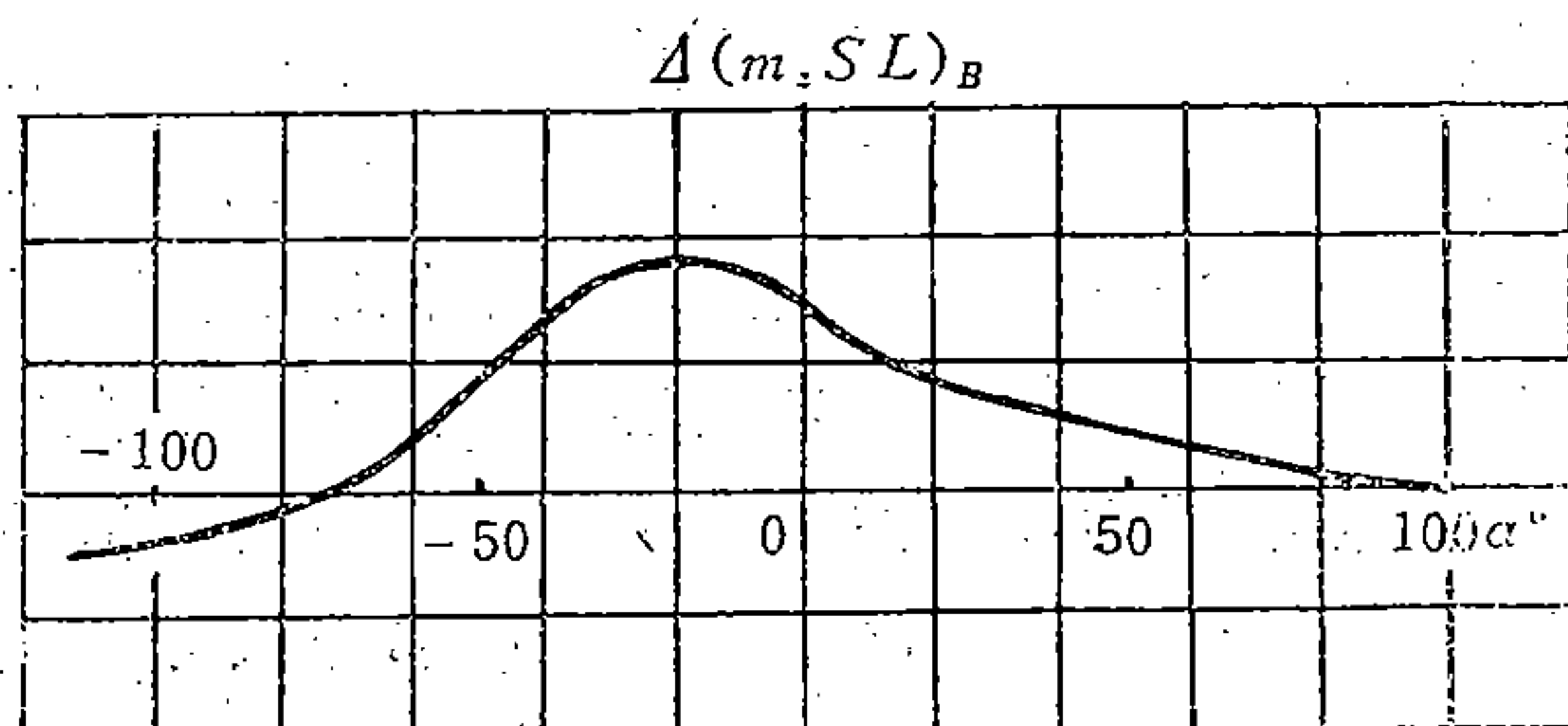


图6-12 装稳定板后, 座椅力矩系数增量与冲角的关系

角 $50^\circ \sim 130^\circ$ 范围内, 正向力矩系数过大; 其次, 平衡角约在 130° 位置。正向力矩过大会产生较大的角速度, 以至在负力矩范围内不能完全抵消。这样, 座椅就会发生旋转, 角速度还会不断加大, 甚至超过人体生理耐限。同时, 由于旋转所带来的一系列不安全因素, 也影响飞行员安全救生。平衡角过大虽然不危险, 但也是不舒适和不希望的。总之, 单独使用垂直稳定板往往达不到理想的稳定性, 还需采取其它方法解决座椅稳定性问题。

四、稳定伞的作用

稳定伞是现代座椅常用的稳定装置。稳定伞用长约 $3 \sim 4\text{m}$ 的连接绳与座椅相连, 长的连接绳可以避免稳定伞落入座椅后面的尾流区内。稳定伞的伞衣面积应能使稳定伞所产生的力矩大于或等于座椅的最大负力矩, 即应满足 $M_{wd} + M_z \geq 0$ 的关系式。稳定伞力矩 M_{wd} 可用下式计算, 即

$$M_{wd} = (C_{wd} A_{wd}) L_{wd} q \quad (6-64)$$

由 $M_{wd} \geq -M_z$, 可得

$$(C_{wd} A_{wd}) L_{wd} q \geq -m_z A L q$$

即

$$A_{wd} \geq \frac{-m_z AL}{C_{wd} L_{wd}} \quad (6-65)$$

带有稳定伞的弹射座椅气动力特性如图6-13所示。从图中可以看出,迎面阻力系数的增量在整个冲角范围内是不一样的。这是因为不同冲角下座椅后面的低压区对稳定伞的影响不同。在 $\alpha = 0$ 附近,座椅后面的低压区很大。在 $\alpha = 90^\circ$ 左右,这个区域大大地缩小了。

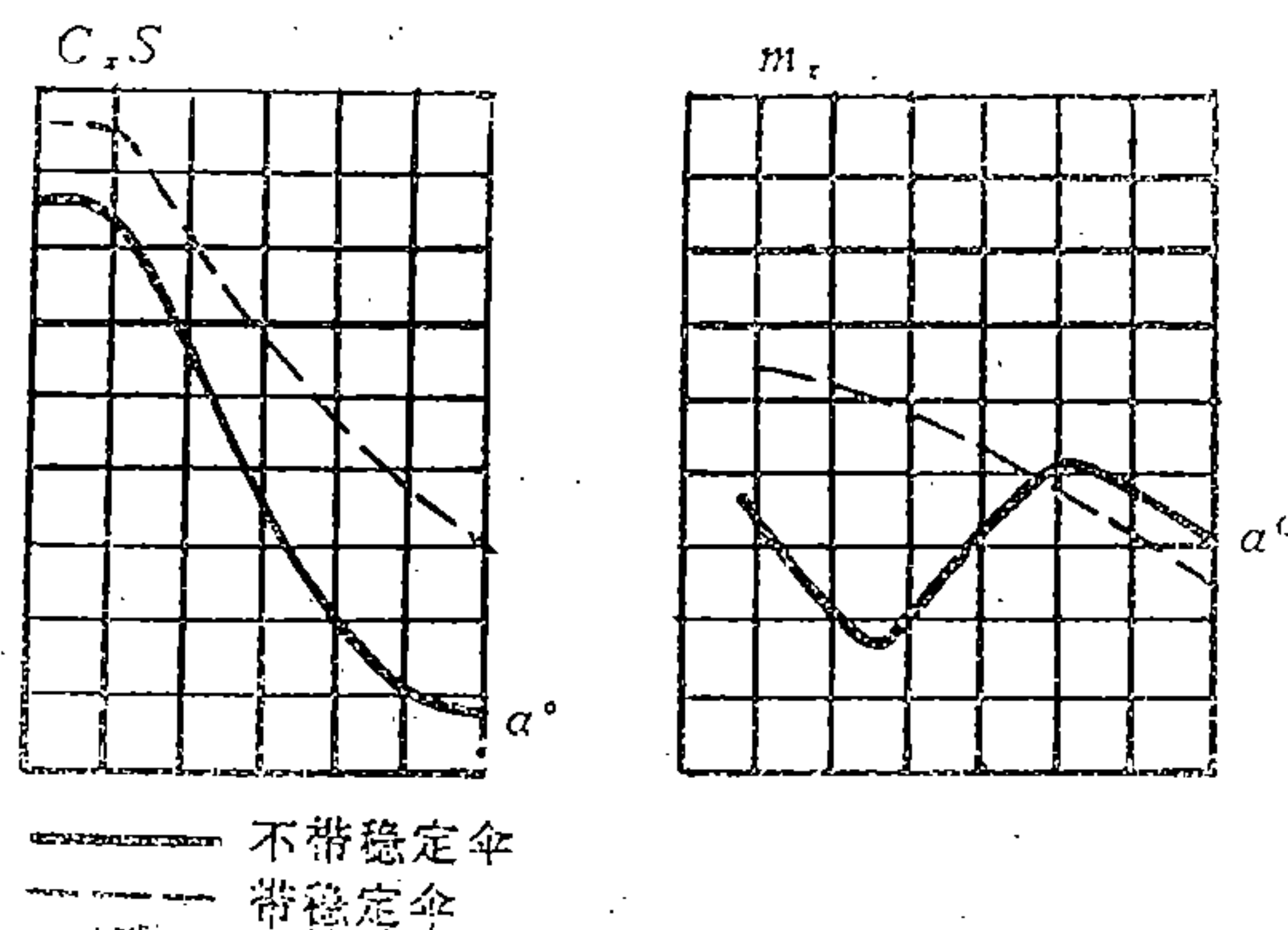


图6-13 带稳定伞的座椅气动力特性

带稳定伞的座椅力矩系数曲线大不同于不带稳定伞的曲线。它在很大程度上符合于图6-6所示的理想曲线。在冲角达到 $80^\circ \sim 90^\circ$ 之前,力矩曲线具有正值,并在 80° 附近平稳地过渡到负值。说明在弹射后座椅头靠将向后翻转。在冲角大于 90° 时,由于存在负向力矩,座椅将反转。这样座椅就会在平衡冲角左右摆动,满足稳定性要求。

理想的座椅稳定伞应具有最好的稳定性和最大的阻力系数。但两者对伞结构的要求往往是矛盾的。一般是在满足稳定性要求的前提下,尽量选择阻力系数较大的伞型。座椅稳定伞常用形式有:方形旋转伞;有肋导向面伞;波环伞和截锥形伞。

还须指出,使用稳定伞时,座椅自身应具有一定的稳定性,以保证出舱时角速度不太大。因为稳定伞连接绳拉直和伞衣充满,大约需 $0.1s$ 时间。如果座椅离机角速度太大,在这个时间内座椅可能向前转动到一个不利位置,使稳定伞阻力的力臂变得很小,稳定伞力矩将不能使座椅向后翻转,起不到稳定座椅的作用;甚至座椅会继续旋转,发生伞椅缠绕事故。因此,通常采用增加稳定板或其他辅助稳定装置的办法,改善座椅出舱时的稳定性,同时尽量改进稳定伞性能和开伞方式,以缩短稳定伞的拉直与充满时间。

思考题

1. 弹射座椅应稳定在何种姿态?为什么?
2. 对弹射座椅的稳定性有何要求?
3. 为什么要计算弹射座椅离机时的倾角和角速度等参数?
4. 座椅离机各阶段是如何划分的?离机第一阶段座椅转动运动参数是如何计算的?
5. 总结一下离机第二阶段的计算方法和步骤。
6. 为什么图6-6所示 $C_m - \alpha$ 曲线能满足座椅稳定性要求?
7. 试对比稳定板与稳定伞对弹射座椅稳定性的作用的异同。

第七章 各种飞行器的应急救生装置

本书第二章对以弹射座椅为主的救生设备作了全面介绍，弹射座椅主要用于现代歼击机和轰炸机上。本章将介绍弹射座椅以外的其他救生设备，和直升机、旅客机及航天飞行器的救生设备和方案。

第一节 弹射座舱和分离座舱

随着飞机飞行高度和飞行速度的提高，飞机救生条件也越来越复杂和困难，因而对飞机救生系统提出了越来越高的要求，救生系统也正是在适应这些新要求中不断向前发展的。救生条件复杂化的原因之一是飞行高度的增高。在高空救生必然会遇到低气压、低气温和低密度所带来的问题，例如包括体液沸腾在内的高空病、冻伤及高空开伞动载和稳定性等问题。高速度是使飞机救生条件恶化的更重要的原因。随着飞机速度的提高，弹射轨迹和弹射过载的矛盾进一步尖锐化；高速气流的吹袭、人-椅系统的不稳定都相继变得严重起来。在超音速弹射救生中，制动过载将成为救生设备设计的主要问题，同时气流吹袭也更严重。因此，可以说速度问题是推动救生设备发展的主要因素。

根据飞机救生系统的组成及其形式，可以将其分为四大类，实际也可认为是飞机救生系统发展的四个阶段：

- 1) 救生伞 在低速飞机上使用；
- 2) 敞开式弹射座椅 用于亚音速飞机；
- 3) 封闭式（半封闭式）弹射座椅 用于超音速飞机；
- 4) 弹射座舱和分离座舱 用于高超音速飞机。

弹射座舱（救生舱）和分离座舱都是将飞行员连同座椅和密闭座舱一起弹离飞机，或与机身分离而脱离险境。只是分离座舱在重量和外形尺寸上一般都较弹射救生舱大。由于飞行员是在密闭舱内，因此不会受到高速气流的吹袭，也不会受外界环境的低气压和低温度的影响。同时，由于救生舱的质量很大，气动力所产生的制动过载也不会太大，从而解决了高速救生制动过载问题。

弹射座舱是专门为弹射救生而设计的密闭舱。平时飞行员在飞机的密封座舱内工作，应急离机时，飞行员连同座椅移入救生密闭舱，救生舱立即密封增压，并由乘员操纵弹离飞机。这种救生舱一般都是单座的。如美国B-70飞机弹射救生舱，四个乘员分前后两排。应急弹射时，座椅向后移入各自的救生舱，躯干和腿定位，上下舱门闭合（如图7-1所示），同时增压。在救生舱闭合后，正副驾驶员仍可操纵飞机。当决定弹射时，可操纵弹射手柄，抛掉座舱盖，火箭点火，弹离飞机。弹射后0.1s舱背伸出两根稳定杆，在中高速下起稳定作用。再经1.5s，稳定杆顶部两个小伞张开，保证低速和降落时的稳定。高度下降到4550m时，10m直径的回收伞展开，同时舱底减震气囊充气，以便着陆缓冲。降落后，乘员可利用舱内设备进行通讯联络和生存。水上降落时，四个漂浮气囊可以保证舱体漂浮。

该系统火箭动力总冲为 $20500\text{N}\cdot\text{s}$ ($2090\text{kgf}\cdot\text{s}$), 最大过载 17g , 弹射高度可达 110m 以上。据称可在零高度、 167km/h 及 21000m 、 $M=3$ 的情况下救生。

B-58飞机的弹射舱与B-70的相似, 采用了三个单独的铝制密闭弹射舱。弹射舱工作分三个阶段: 准备弹射——人体躯干和腿定位, 舱门关闭, 增压等; 弹射——抛盖, 火箭点火, 稳定伞射出, 稳定杆伸出; 着陆及生存——直径 11.7m 的回收伞展开, 减震气囊充气, 着陆或水上漂浮, 生存待救。该弹射舱重约 320kg , 给乘员提供了“全环境”保护, 在海上漂浮可维持生存 72h 。

分离座舱是将整个座舱与飞机分离, 人员在座舱内得到保护, 安全离机, 降落获救。分离救生舱的形式不一, 有将机头段全部分离的, 也有将座舱与机身分离的, 图7-2示出了这两种分离形式。座舱或机头段的分离一般靠爆炸螺栓和线状炸药将连接部分断离, 用火箭发动机推动座舱离开飞机。火箭发动机可以将座舱弹射到 130m 高度以上, 可以保证零高度安全救生。

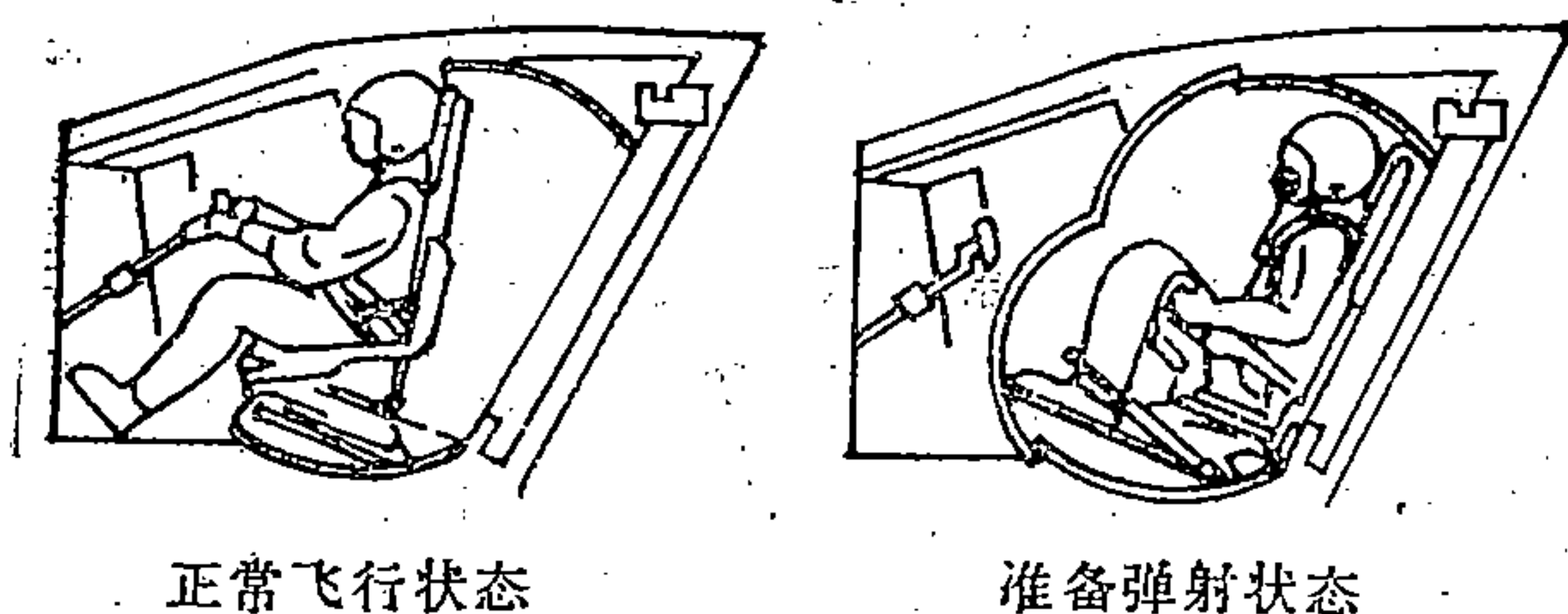


图7-1 B-70飞机的救生舱

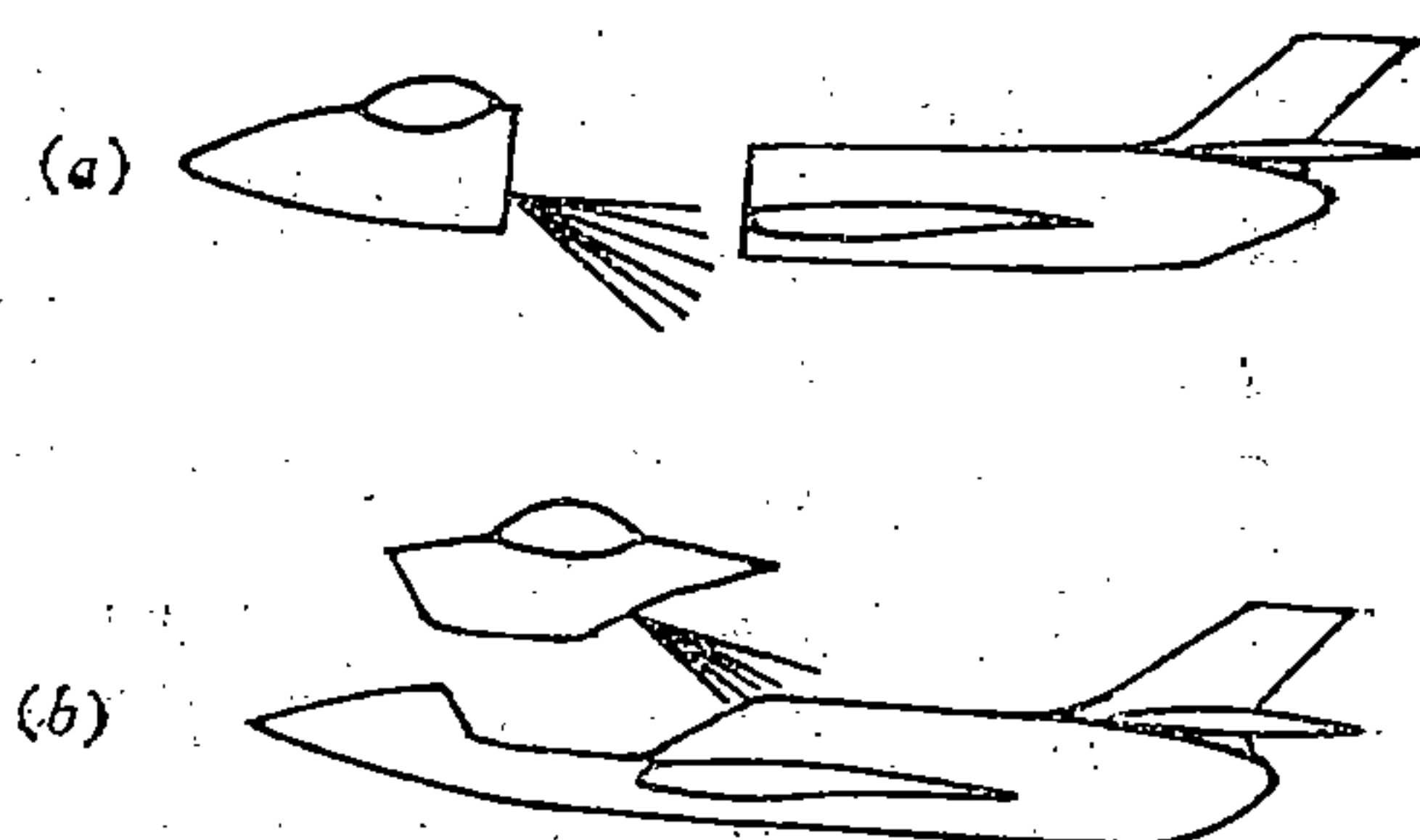


图7-2 分离座舱分离示意图

分离座舱应具有稳定板和稳定伞保持座舱稳定。当座舱下降到预定高度时自动打开主伞, 同时减震气囊充气, 保证着陆安全。在着水时, 自动充气的漂浮气囊能使座舱稳定地漂浮在水面上。座舱内可以增压、供氧, 并备有必要的生存设备。图7-3是美国F-111飞

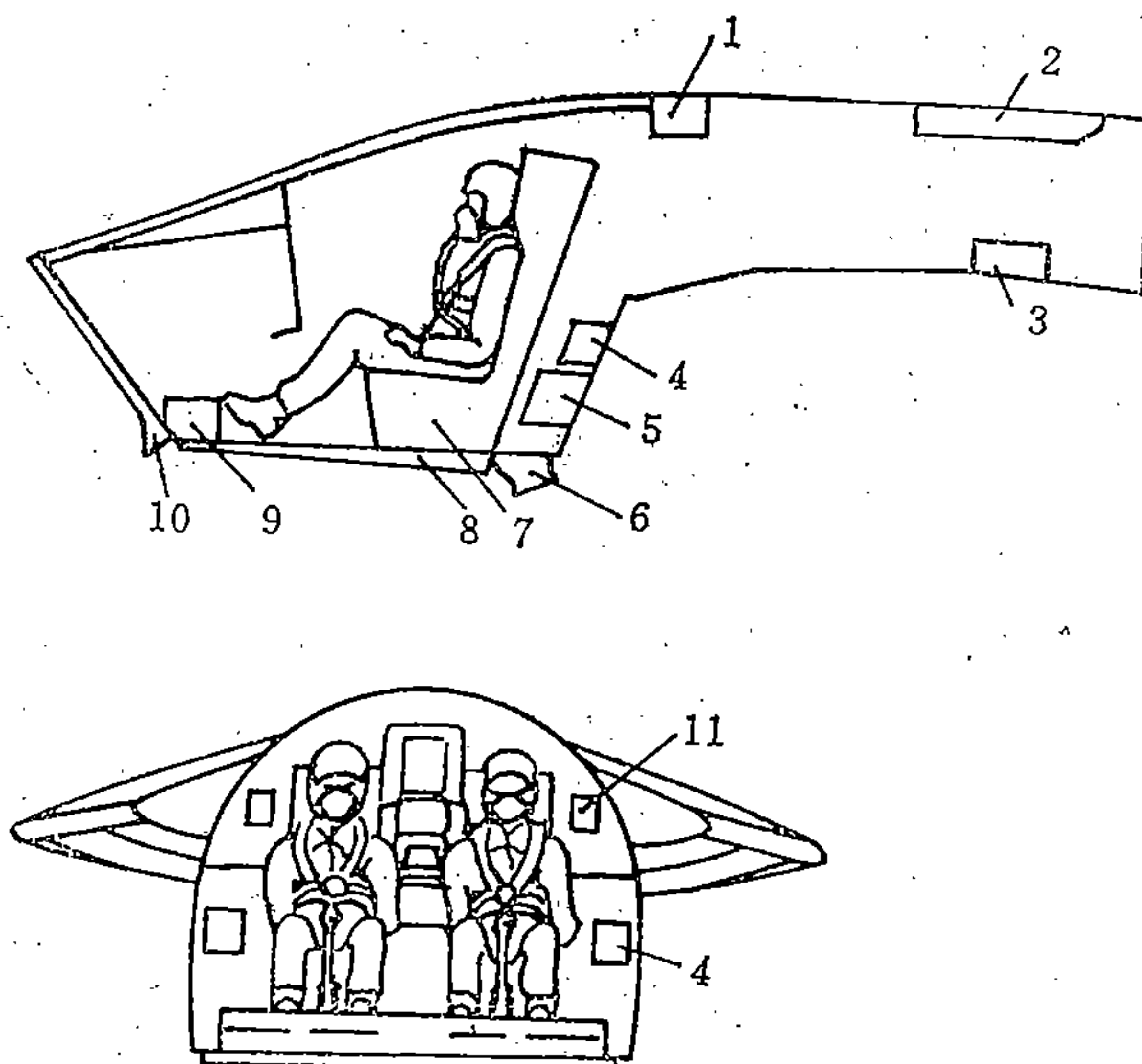


图7-3 F-111飞机的分离座舱

- 1—回收伞 2—稳定-减速伞 3—后漂浮气囊 4—食品箱
5—生存设备贮存器 6—火箭发动机 7—飞行员座椅
8—减震包 9—辅助漂浮气囊 10—稳定板 11—水箱

机的分离座舱图。它由座舱段（双座）与其后的翼套组成。采用了线状炸药断离系统，并用固体火箭发动机将分离舱推离飞机。稳定伞为直径1.8m的带条伞，主回收伞直径21m。座舱下部装有着陆减震气囊和水上漂浮平衡气囊；舱内装有包括救生电台在内的各种救生装备。该系统具有零高度、零速度，海平面超音速以及18500m高度以上 $M = 2.5$ 飞行条件下的救生能力。图7-4为其救生程序示意图。

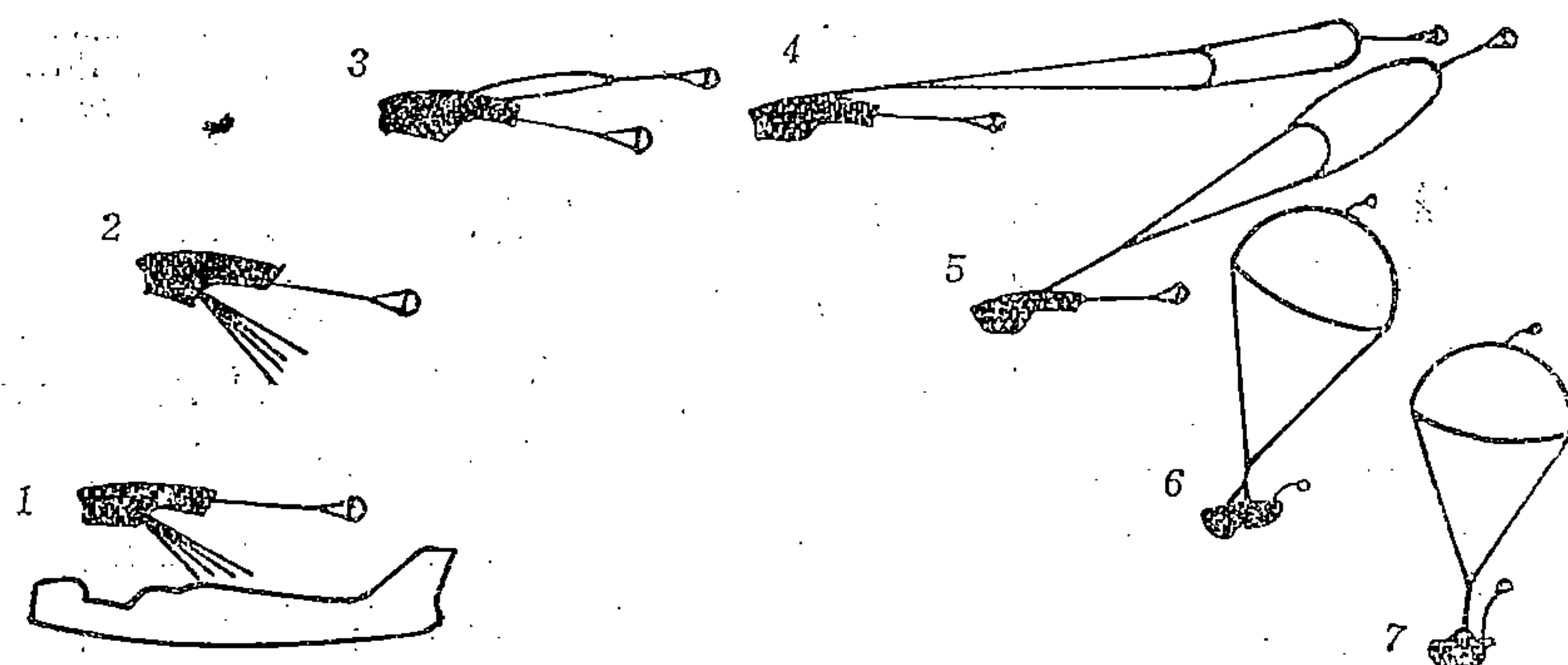


图7-4 分离座舱救生程序示意图

1—弹射 2—稳定伞稳定 3—起动回收伞 4—拉出回收伞
5—回收伞充气 6—回收伞充满 7—稳定下降

分离座舱的缺点是低空性能差，舱体目标大易被攻击。此外分离座舱技术复杂，研制成本高。目前正式使用较少。

美国空军对超音速歼击机分离座舱提出下列主要要求：

- 1) 座舱应考虑在16km高度上速度 $v_1 = 1600\text{km/h}$ 和16~32km高度范围内 $M = 4$ 的情况下，乘员能安全救生；
- 2) 座舱应具有浮力，并能保证在任何气象条件下着陆或着水后，给飞行员以可靠的掩蔽；
- 3) 座舱里的飞行员装备应由标准的代偿服、保护盔和其他轻便的高空装备所组成；
- 4) 在弹射救生时，飞行员不需做任何其他动作。他只要打开系统的协调机构，完成单一的动作即可使整个系统启动，并自动工作；
- 5) 在停机、起飞和滑跑时，飞行员也能救生；
- 6) 座舱落水后，在沉没深度不超过5m时，应保证飞行员从水下救生；
- 7) 座舱里应配备有急救物品、无线电台、应急信号装置、水、食品、衣服、打猎和捕鱼的工具等等。

关于救生舱设计的通用要求，美国军用规范MIL-C-25969B中作了详细的规定，其中包括救生舱尺寸、外形和重量方面的要求，救生舱与机身结构的连接和分离要求；增压、供氧、气密和水密要求；舱内座椅、约束系统及其他设备等的要求；回收及减震系统的要求等等。在具体设计救生舱时可以参考。

第二节 直升机救生设备

一、概述

直升机是广泛用于民用和军事的专门机种。由于它的构造和飞行情况不同于一般定翼

机，因此其救生条件也就不同于一般飞机。首先，直升机有巨大的旋翼，位于飞机的上方，飞行员离开直升机时很容易与旋翼相撞而伤亡。其次，直升机飞行速度一般在400km/h以下，速度不大，但常伴有一定大小的垂直速度，上升或下沉。显然，下沉速度是不利于救生的。第三，直升机一般具有一定自旋下降着陆能力，即当直升机发动机在空中停车时，直升机在下坠过程中，旋翼受空气动力而自旋，可减缓直升机下坠速度，直至着陆。

曾经有一种错误观点，认为直升机速度小，飞行安全，又能自旋下滑着陆，因此不需要救生设备。事实上直升机由于旋翼的存在，它的气动、操纵技术都较复杂，升力、传动和操纵系统容易出故障，因此直升机的事故率明显高于定翼机，而且往往都是灾难性事故。至于自旋下滑着陆，并不是一定能成功的。它必须具备很多条件，例如一定的高度、直升机有良好的自旋特性和稳定性、飞行员的能力等。因此，随着直升机的广泛应用，直升机救生问题也日益尖锐，直升机救生技术在近二十年才得到一定发展。

直升机救生设备可以分为两大类：一类是灾难性事故的空中应急离机救生设备；另一类是直升机自旋下滑着陆及着水的救生设备。由于直升机的种类和执行任务的不同，所需的救生设备也不相同。但是为了安全救生，上述两大类设备常常是同时必备的，特别在军用直升机上有此要求。

二、直升机应急离机救生系统

直升机的广泛使用，特别是在军事上应用，使得直升机的飞行任务变得越来越复杂，其飞行环境、高度和速度更不利于自转下滑着陆；更主要的是空中灾难性事故常要求乘员迅速脱离直升机。因此，从60年代开始发展了直升机应急离机救生系统。

直升机应急离机救生系统有过多种方案的设想，例如：带旋翼的弹射座椅；切除旋翼向上弹射或牵引救生；水平方向弹射或牵引；L型弹道弹射或牵引；自动充气降落锥加充气缓冲气垫以及救生舱方案等。但到目前为止，唯一已装机使用的是直升机火箭牵引救生系统。

直升机火箭牵引救生系统包括旋翼桨叶分离和火箭牵引离机两大部分。桨叶切除系统采用爆炸切除技术把旋翼从桨根套箍处切除，然后抛掉或炸掉座舱盖，点燃牵引火箭，按一定顺序将乘员以站立姿势连同座椅组件向上牵引离机，座椅主体被留在座舱内。

牵引救生技术是60年代为低速飞机而发展的一种救生技术。牵引火箭通过牵引绳（约3m长）与飞行员背带系统相连。火箭发射后2s内，由火药机构打开安全带，使人与座椅组件分离，再打开救生伞，降落着陆。这种离机系统的特点是：体积小，出口面积小；过载小；牵引绳能吸收火箭冲击力，并把它通过背带系统分散在飞行员身上，乘员脊柱不易受伤；救生伞用火箭牵出，开伞也迅速可靠。因此其救生生存率高，飞行员损伤轻微。这种救生技术经十多年来的试验研究和实际使用，已趋成熟，可广泛用于低速飞机、水上飞机及直升机、旋翼机等救生。图7-5是美国旋翼系统研究机（RSRA）应急救生系统工作示意图。图7-6为直升机侧向牵引离机示意图。

救生舱也是直升机救生系统的方案之一。这种方案将乘员封闭在一个救生舱内，用降落伞进行整体回收，曾在美国海军UH-25B直升机上进行过试验，并预定使用于CH-46和UH-1直升机上。图7-7和图7-8分别为UH-1和UH-46直升机救生舱工作示意图。救生舱是直升机机身的一部分，应急救生时，线状炸药将旋翼、油箱和其他部分炸掉，然后弹道

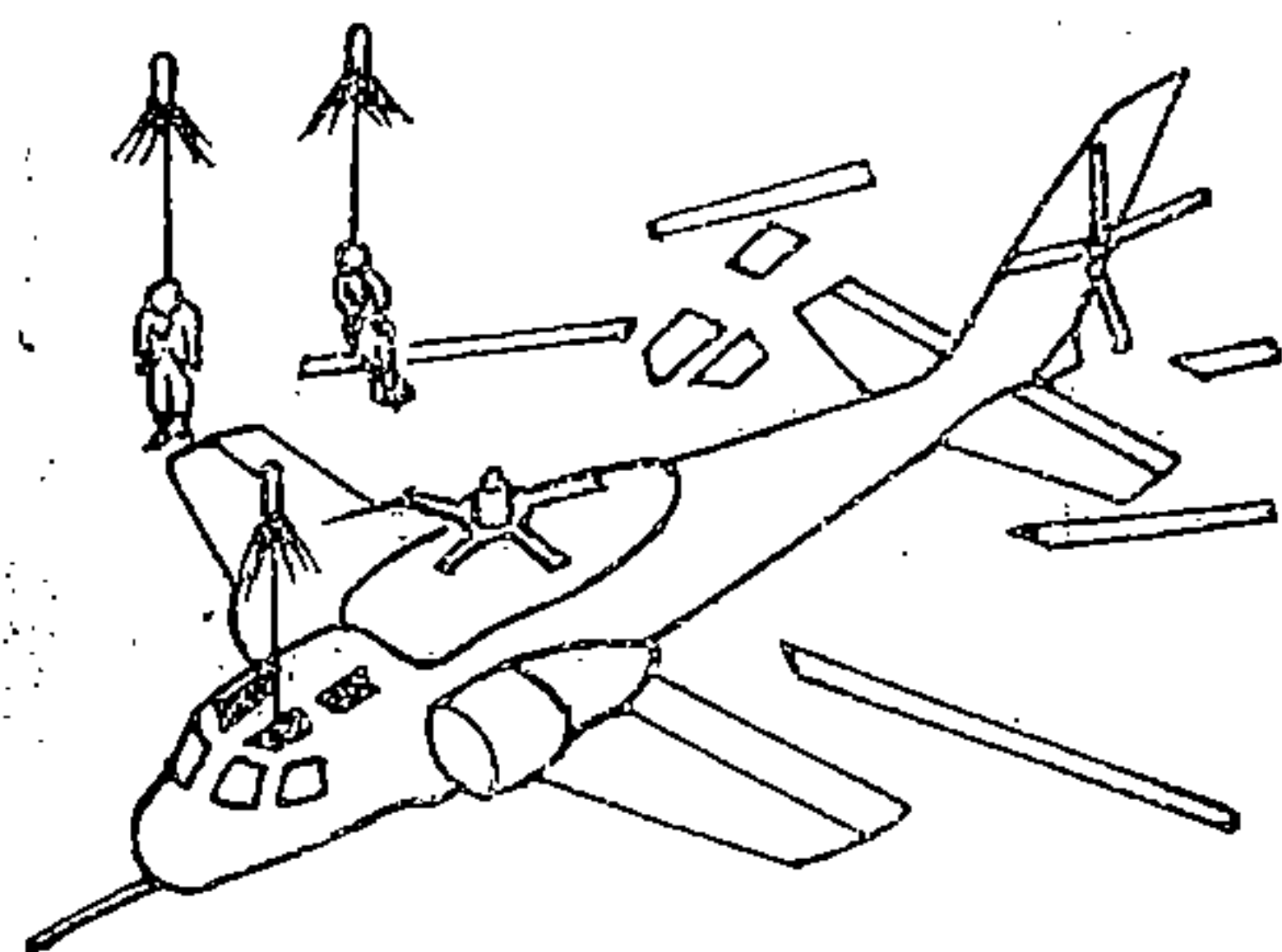


图7-5 旋翼机救生系统工作示意图

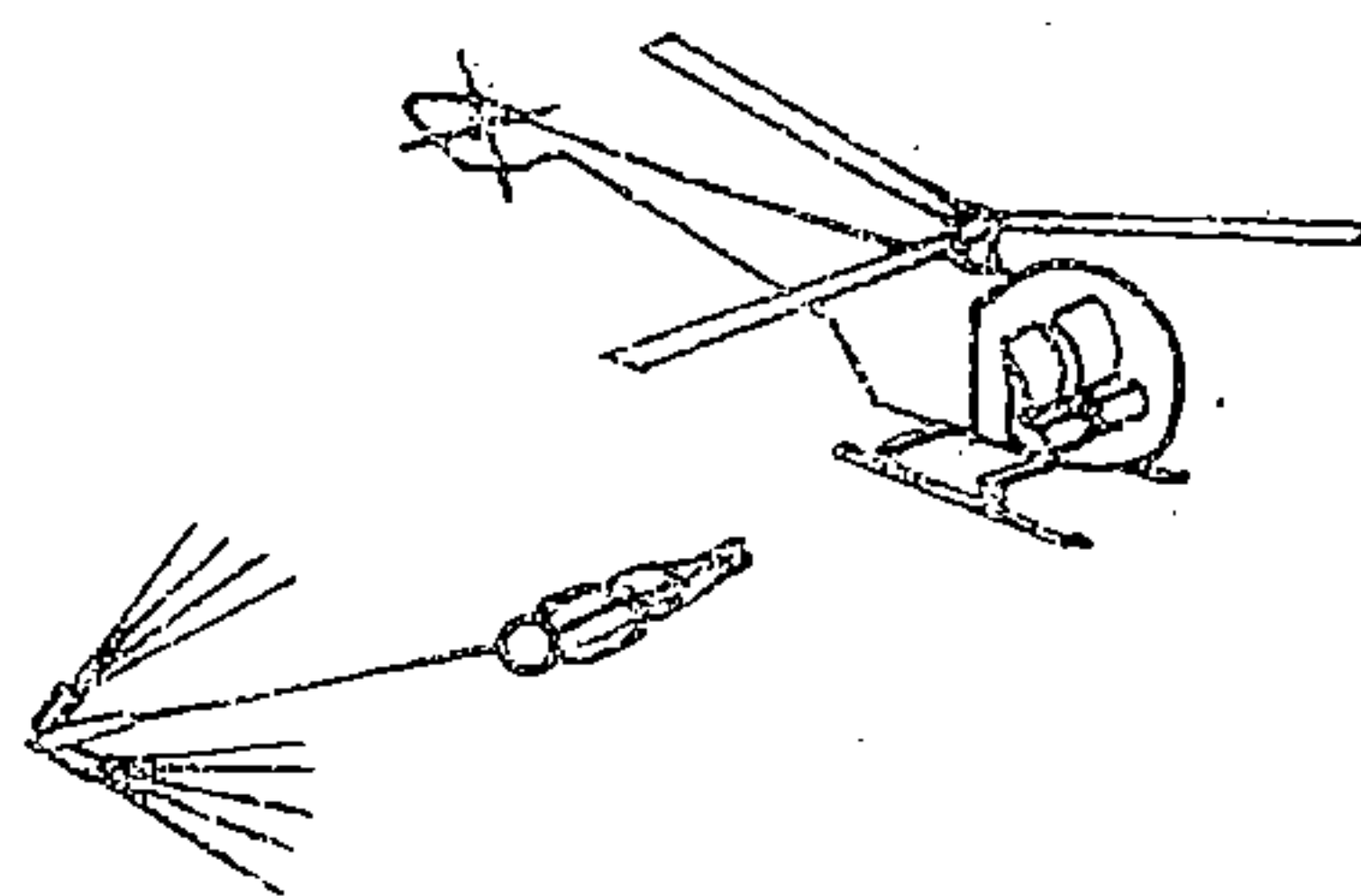


图7-6 直升机侧向牵引离机示意图

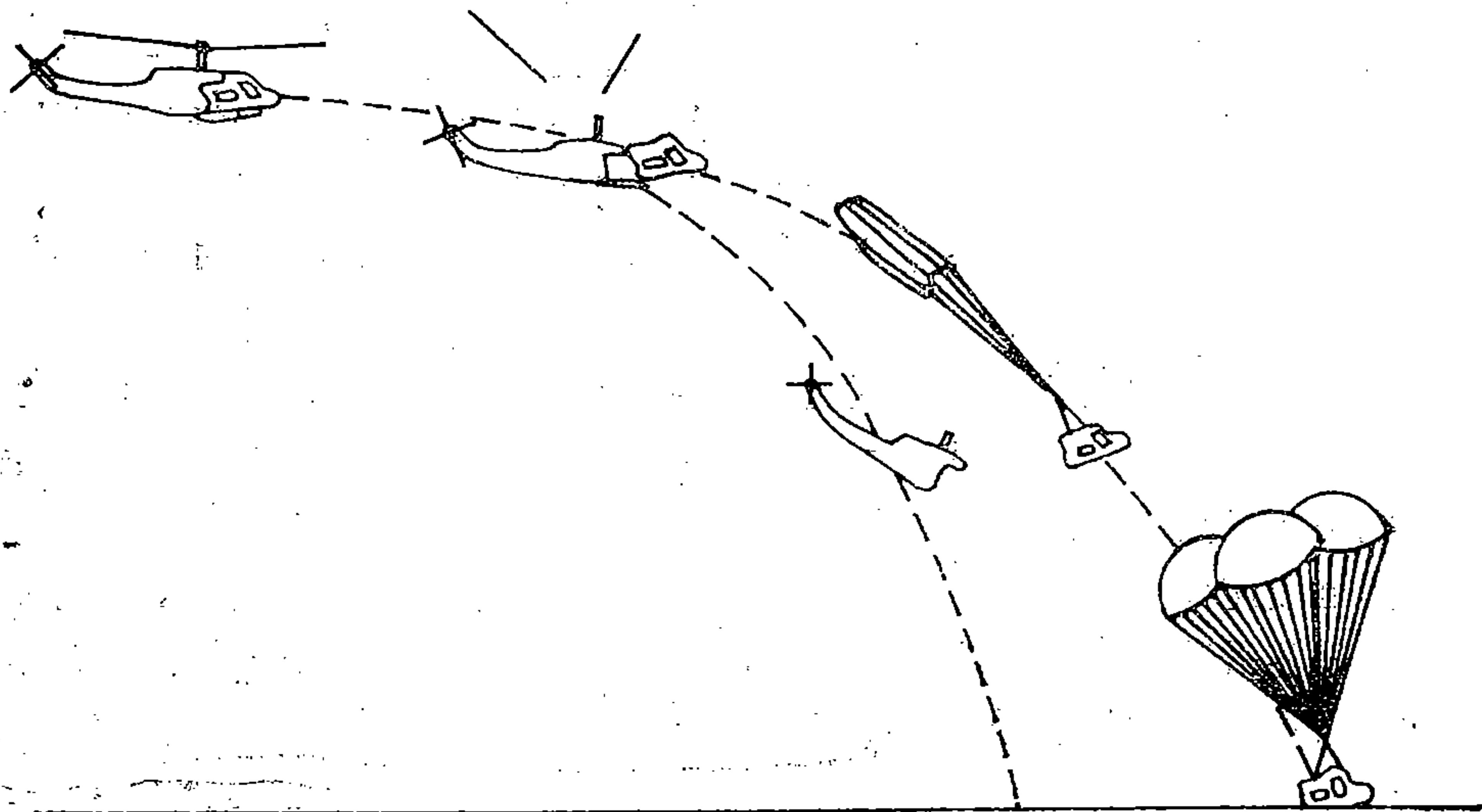


图7-7 UH-1直升机救生舱工作示意图

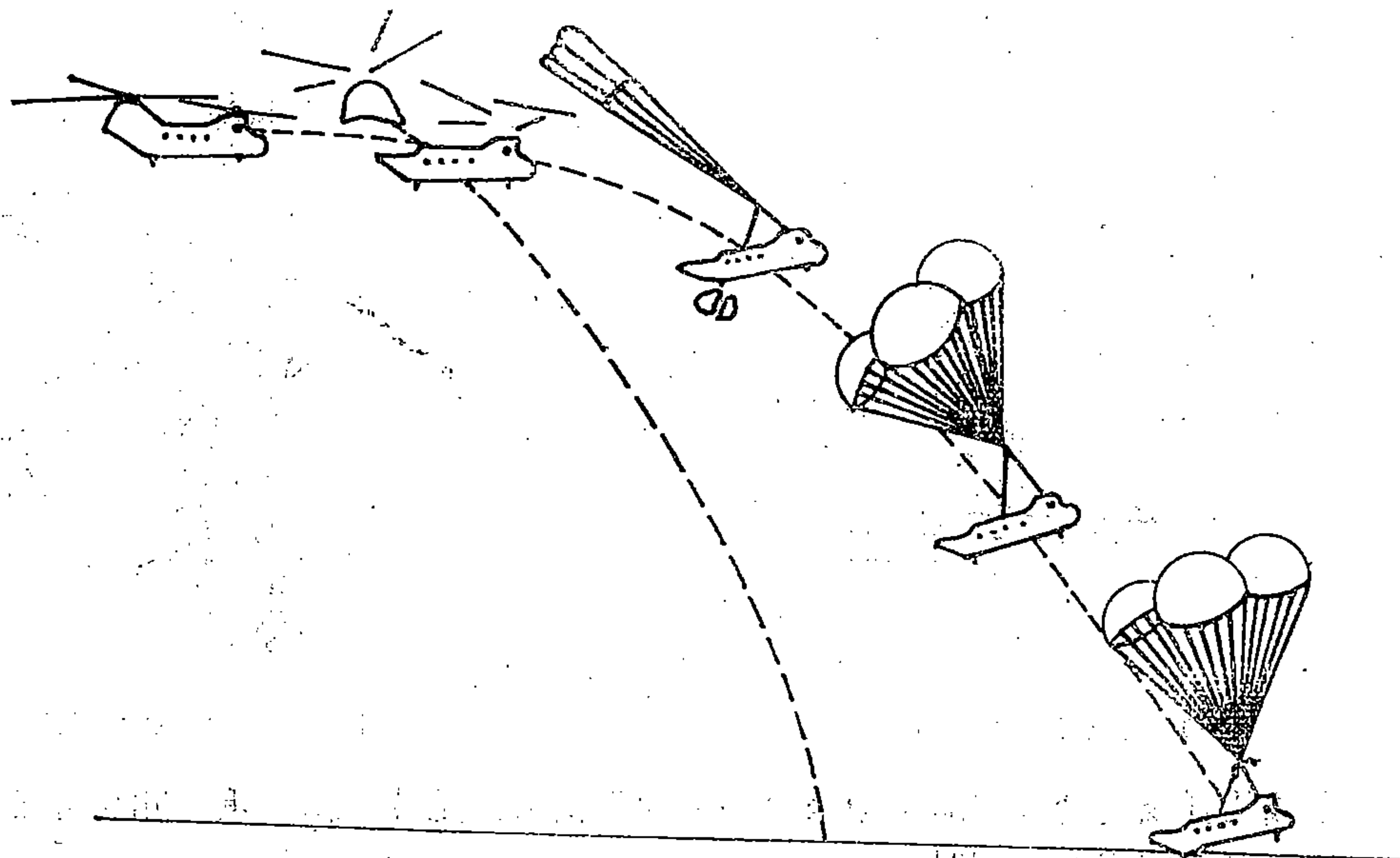


图7-8 CH-46直升机救生舱工作示意图

展开降落伞，回收载有乘员的救生舱。为减小着陆冲击，还可以使用制动火箭缓冲。救生舱方案自60年代中期开始研究，但未正式交付使用。

三、直升机耐坠毁座椅

在一般情况下，当发动机发生故障停车时，直升机仍可利用旋翼的自转作用，以较小的速度下坠着陆。在下坠着陆的瞬间，直升机会受到地面作用的冲击载荷。这种冲击载荷也会传到飞行员身上。因此，从50年代起，飞机设计者在研究直升机耐坠毁能力的同时，就开始进行耐坠毁座椅的研制工作。

耐坠毁座椅的工作原理是利用其能量衰减装置(即吸能装置)吸收直升机坠落时从飞机结构传到座椅的冲击能量，使之衰减到人体耐受限度以内，从而保证直升机飞行员在坠毁中的安全。显然这种耐坠毁座椅只能在一定冲击条件范围内起作用；超过一定范围，例如直升机在较高的空中碰撞，发生滚翻而自由坠落，耐坠毁座椅就不能保证飞行员安全了。

美国在直升机耐坠毁救生方面曾做了大量研究试制工作，并颁布了有关的军用标准和规范。如67年颁布的TR67-22“坠毁救生设计指南”；71年颁布的TR71-22“直升机耐坠毁设计指南”及军用标准MIL-STD-1290“轻型固定翼飞机设计指南”和MIL-S-58095(AV)“抗坠毁不弹射的乘员座椅系统军用规范”；以及79年颁布的TR79-22“直升机耐坠毁设计指南”等。在这些规范文件指导下，设计了多种类型耐坠毁座椅，使直升机耐坠毁救生能力有较大提高。

直升机耐坠毁座椅是一种不弹射的飞行员座椅，除具有一般座椅的结构部件外，它还安装了坠毁时能吸收冲击能量的部件——能量衰减装置。图7-9为一种耐坠毁座椅的原理图。座椅支持在支臂和吸能器上。当直升机坠毁时，座椅向下运动，吸能器即工作。

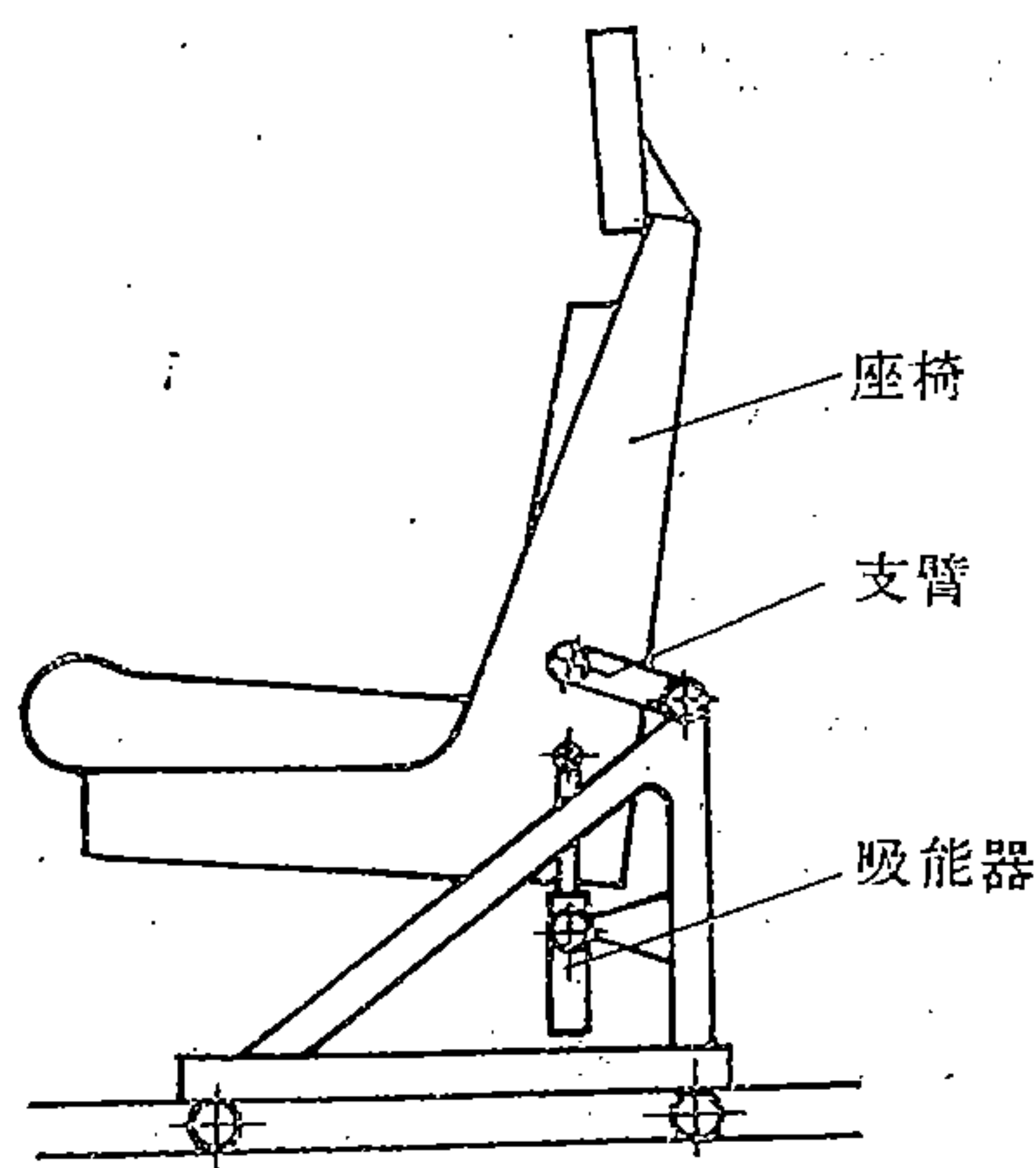


图7-9 耐坠毁座椅原理图

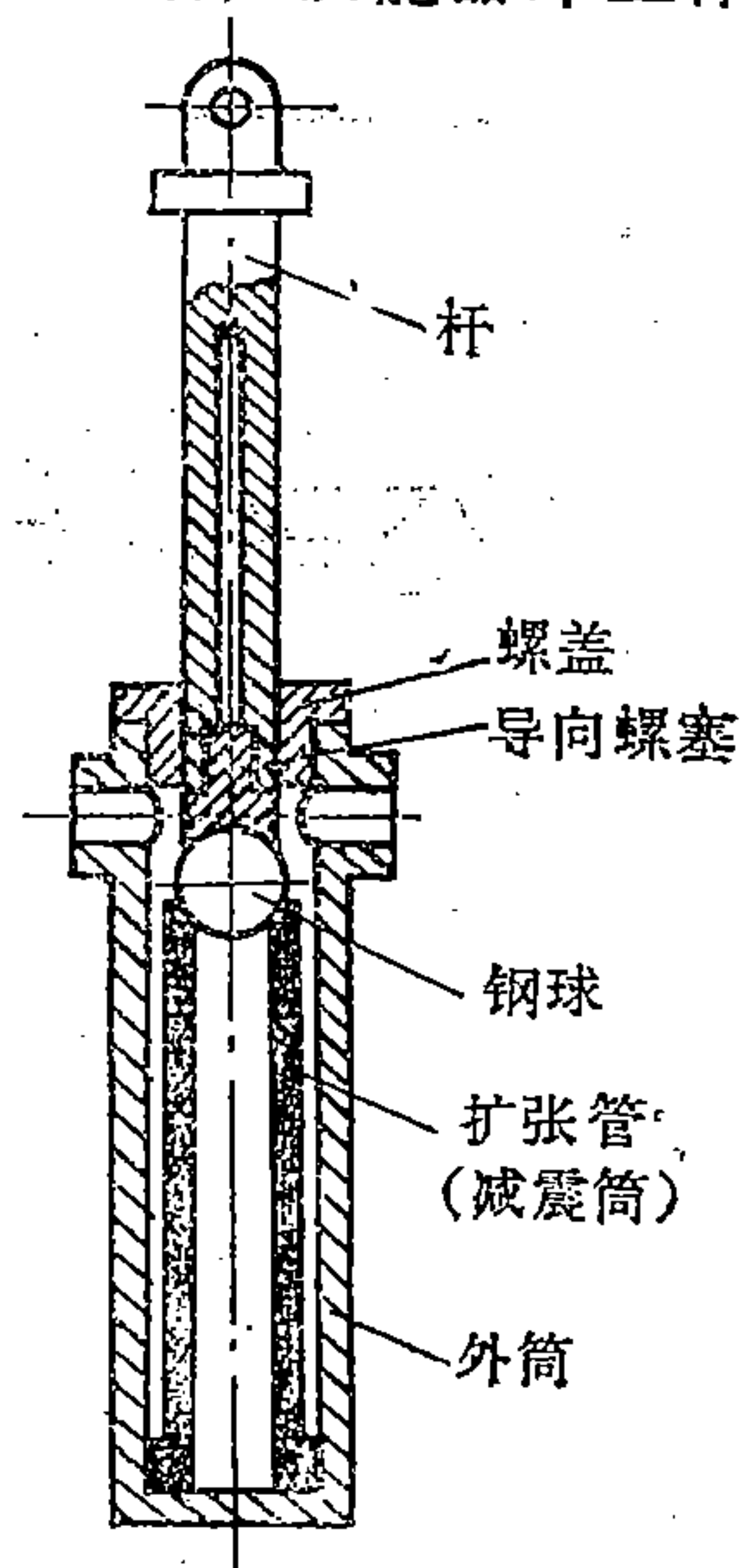


图7-10 挤压扩张管吸能组件

能量衰减装置或能量吸收器是耐坠毁座椅的主要工作元件。由于重量和尺寸的限制，不宜采用液压减震筒形式，同时也不能采用弹性回弹大的结构；一般采用金属结构件破坏或塑性变形的方式吸收冲击能量，达到减少乘员所受过载的目的。这类金属结构有由管、板、丝、带等材料制成的组件或零件。图7-10所示为一种挤压扩张管吸能组件。它采用钢球在外载荷作用下挤入扩张管内，使管子扩张而吸能。图7-11为挤压扩张管的静载试验曲

线。曲线下的面积即静载试验中扩张管所吸收的能量。扩张管静载试验曲线连续稳定，变化不大，受力较均匀。

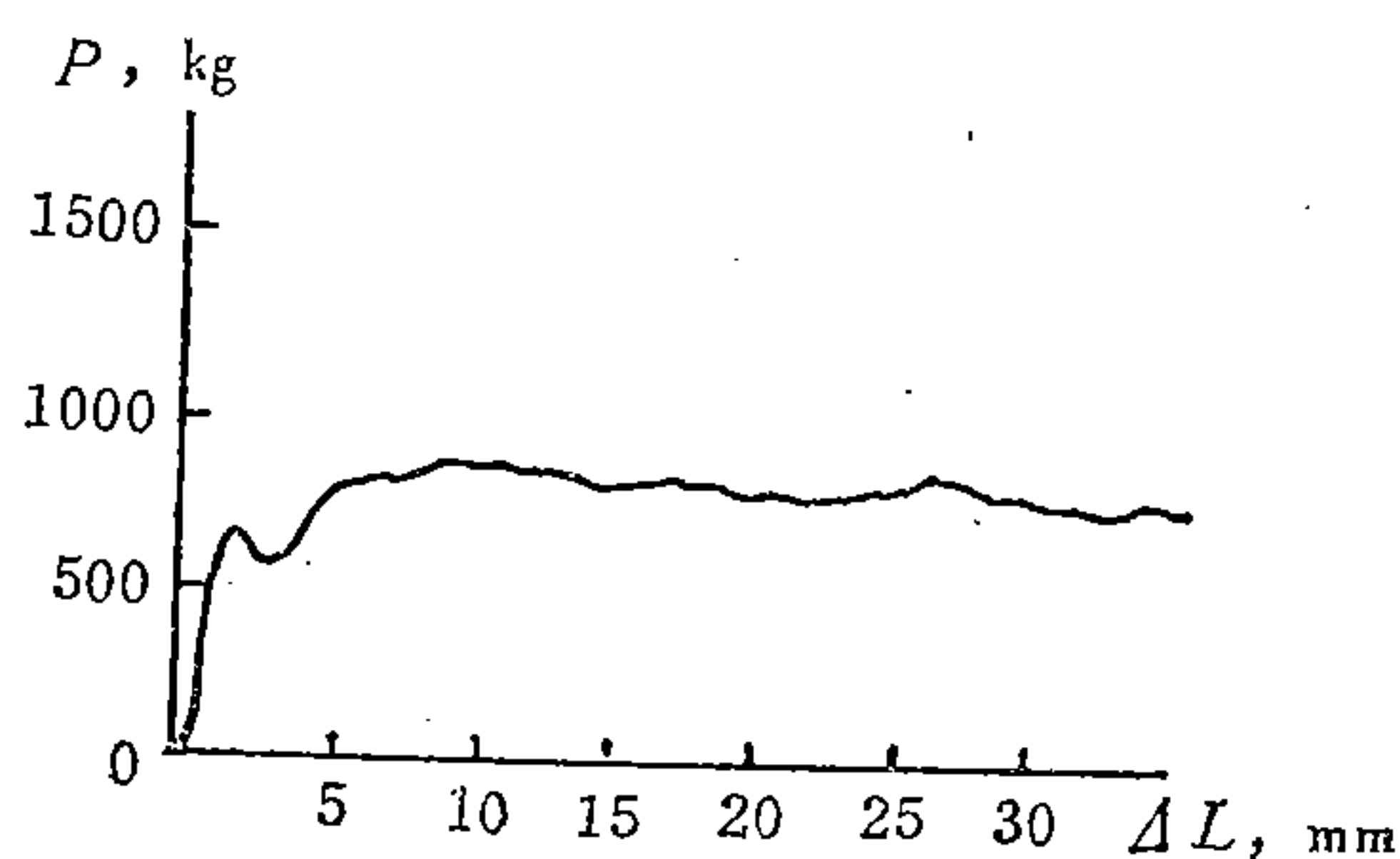


图7-11 扩张管静载试验曲线

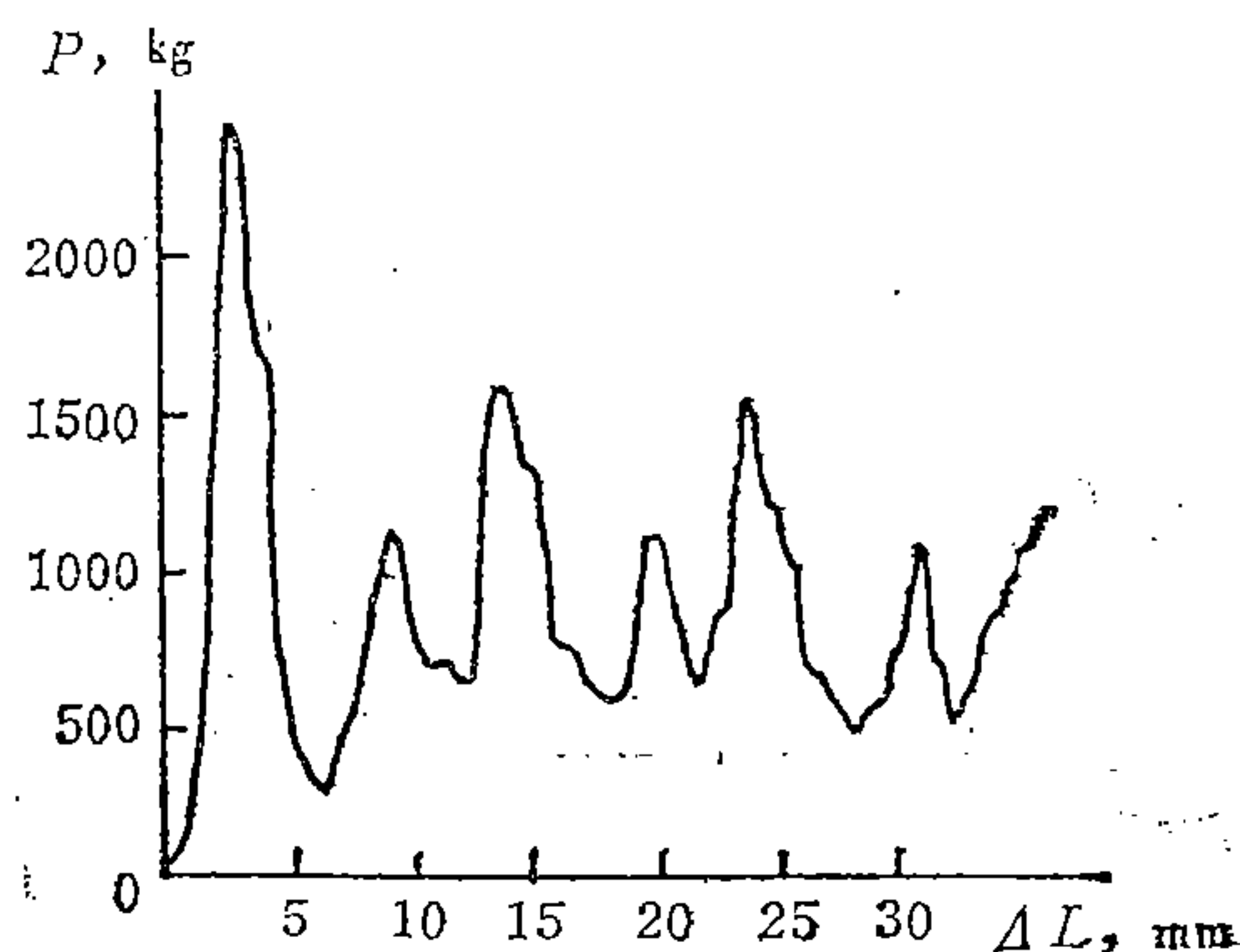


图7-12 折叠筒静压试验曲线

图7-12是折叠筒的静压试验曲线。折叠筒是一种厚壁正圆筒，在足够大的轴向载荷作用下，管筒将变形而形成轴对称的折叠或近似于平面三角形的非对称折叠，从而吸收冲击能量。从折叠筒静压试验曲线可以看出，这种吸能器受力是突变的，形成多次峰谷起伏，这和它的结构变形特点有关。

目前国外已发展研制了多种类型的吸能器。表7-1综合了部分吸能装置的性能数据。其中金属丝弯曲器、螺旋滚动环、倒置管（内侧外翻管）等三种装置，已用于军用直升机耐坠毁座椅系统。

表7-1 部分能量吸收器性能数据

装 置	冲程长度比	力-冲程特性	比 能 量 (kJ/kg)	评 价
不锈钢张力带	~0.5	张力随变形而变化	~15 (5)	简单便宜，若过分伸长会断裂
压扁管组件	~0.7	冲程长度比为0.7时，几乎连续稳定	4.5~15 (1.5~5)	可靠
内侧外翻管	~0.5	连续、稳定的	6~12 (2~4)	可靠，能承受回弹载荷
收缩管	~0.5	稳定的	/	/
扩张管	~0.5	稳定的	~24 (8)	可靠，便宜，能承受一些偏心载荷
折叠管	0.7~0.8	接近稳定的（正弦曲线）	~30 (10)	可靠，便宜，能承受回弹荷载
导管与轴	~0.8	变化大（平均值近于稳定）	45~105 (15~35)	载荷上有较大波动
1. 破碎	~0.8	近于稳定	~15	可靠，使用锥形心轴较便宜
2. 撕裂与卷曲				

续

装 置	冲程长度比	力-冲程特性	比 能 量 (kJ/kg)	评 价
金属带或金属丝屈曲	~1.0	稳定的	/	实用, 可靠, 在紧张时有长的冲程, 大的功量
滚动钢丝螺旋线	~0.3	稳定的	~30 (10)	实用, 可靠, 在张紧或压缩时做功, 增减钢丝可调节该装置
塑性铰	~0.8	几何函数	/	非常简单、便宜, 能承受回弹
挤出装置 1. 活塞式 2. 几何变形	~0.3	对速度敏感	/	液体的和粘弹性的, 可以再使用
	~0.8	对速度敏感	/	非常简单, 其一例为水缓冲器
挤压材料 1. 胶接木 2. 铝制蜂窝 3. 热塑料	/	/	30~75 (10~25)	全方向载荷能力
	~0.7	对于冲程长度比为0.7稳定	15~30 (5~10)	全方向载荷能力, 可靠
	0.5~0.7	指数型	30~60 (10~20)	全方向载荷能力, 可靠

• 注: 括号内数据为原表数据, 其单位为: 10³英尺·磅/磅。以下同。

吸能装置的设计必须通过静载试验和动载试验验证其吸能特性。吸能装置的吸能特性可以用其行程-阻力曲线表示。它所吸收的能量即曲线下的面积所代表的功。对于有回弹的装置, 吸收能量应等于正反行程所作功之差。对于反行程也能吸能的装置, 吸收能量等于正反行程作功之和。

耐坠毁座椅应满足不同百分位飞行员在垂直和水平方向上的冲击减震吸能要求。美国将95百分位可生存坠毁条件作为合理的设计要求, 这些条件可见表7-2。

表7-2 95百分位可生存事故中的设计
冲击值和人的加速度耐受值

项 目 单 位 方 向	速度变化	冲击峰值	冲击平均值	冲击时间	人的耐受值	
	(m/s)	(g)	(g)	(s)	(g)	(s)
垂直向下	12.8	48	24	0.054	15	0.54
侧 向	7.6	16	8	0.097	11.5	0.1
纵向向前 (驾驶舱)	15.2	30	15	0.104	45	0.104
纵向向前 (客舱)	15.2	24	12	0.130	35	0.130

图7-13表示了可生存坠毁对初始撞击速度的限制, 图中的安全区即可生存坠毁的垂直速度和纵向(水平)速度的组合范围。耐坠毁座椅设计应保证在安全区内坠毁的安全性。因此耐坠毁座椅应考虑不同方向上的吸能。但由于人体在不同方向上过载耐受值的差别,

在垂直方向的吸能仍是耐坠毁座椅的主要设计要求。

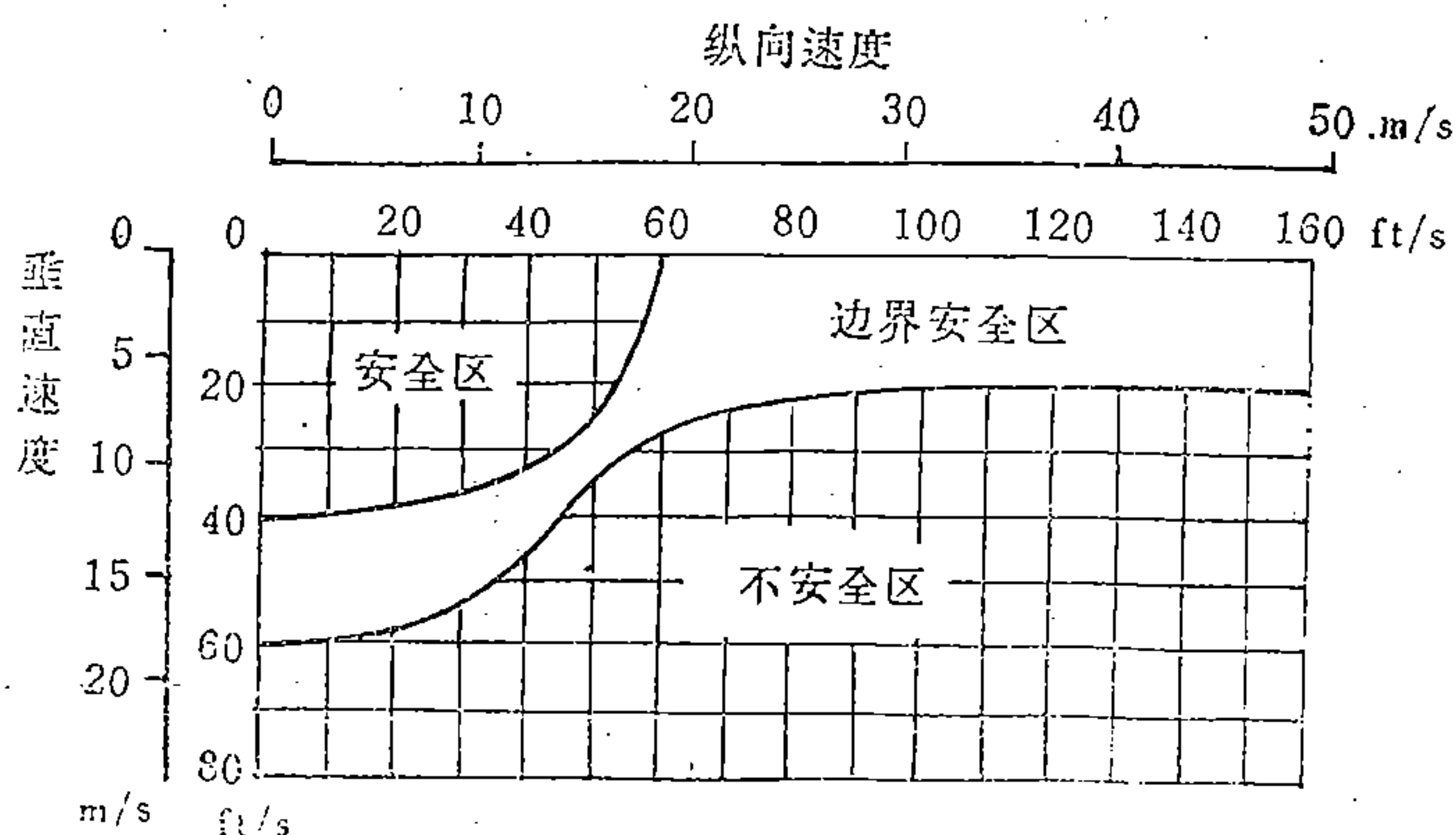


图7-13 初始撞击速度图

四、直升机水面充气救生系统

直升机有时在水面自旋下滑迫降，特别是海军飞机在海上执勤时迫降在海面。在这种情况下往往由于直升机急速倾复和下沉，飞行人员来不及从落水的直升机内逃出而丧生。因此应当有一种防止直升机倾复和下沉的应急漂浮救生系统，这就是直升机充气救生系统。

直升机充气救生系统分两类：一类是针对飞行人员的海面救生；另一类是着眼于整个直升机的漂浮待救。前一类即自动救生筏系统。海上直升机内一般都存放有救生筏。但是存放在机内的救生筏在使用上很不方便，往往来不及取出使用，直升机就沉没了。这就使已经逃离直升机的人员也得不到安全救生。为了解决这个问题，美国H-46直升机采用了机外贮存救生筏的方案。图7-14为该方案的示意图。在直升机机体外左右两侧配置了两个贮存舱，每个舱内存放一个多座位救生筏。在直升机落水后，可以自动或手动抛出救生筏。救生筏在10s内展开并充满气。这样，在直升机下沉前逃离直升机的乘员就可以安全获救。

漂浮稳定救生系统是将整个直升机漂浮在水面上，乘员在直升机内等待救援。该系统由数个充气浮囊组成。直升机落水后，浮囊迅速自动展开充气，或由乘员控制充气。如果驾驶员选择水上降落并随后起飞，也可控制该系统充气而不抛放。

图7-15为H-46直升机漂浮稳定系统方案图。它采用四个球形浮囊，浮囊分别存放在

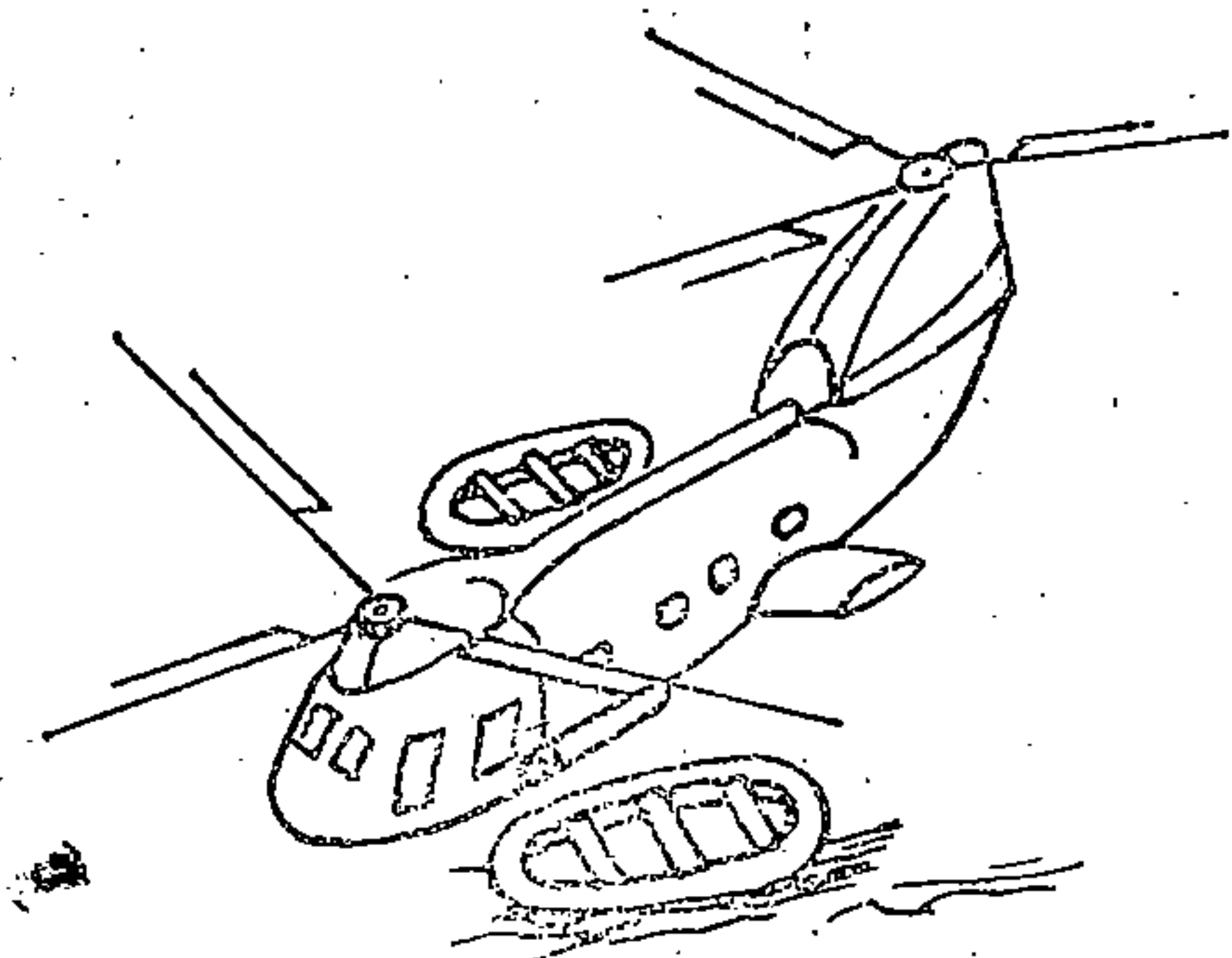


图7-14 H-46直升机救生筏方案

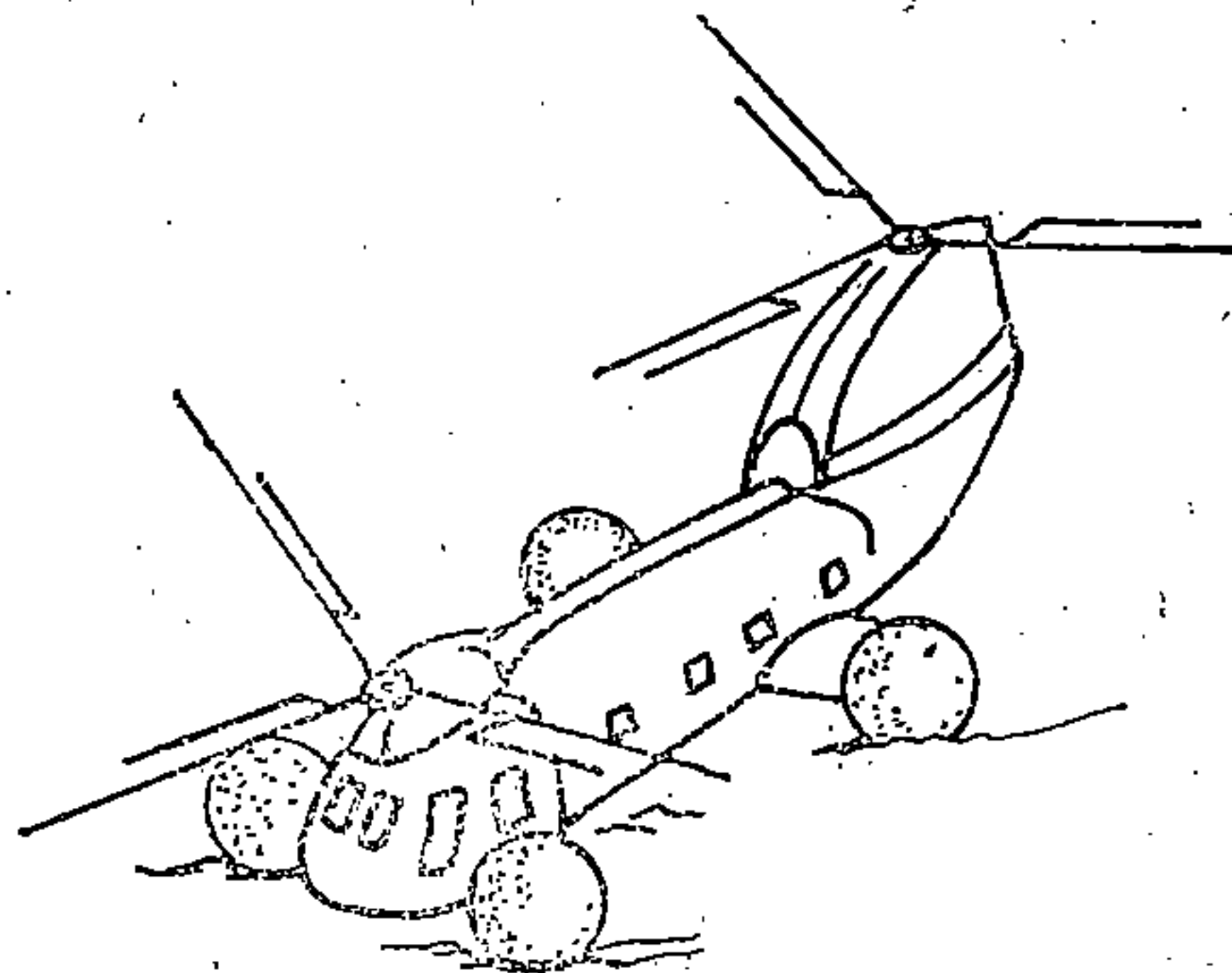


图7-15 H-46直升机漂浮稳定系统

机头的两个流线型外罩和机身后段的两个短翼舱内。浮囊用涂胶尼龙布制成。每个球有两个密封气室。未充气时每个浮囊体积为 0.028m^3 ，充气后体积为 3.2m^3 。四个浮囊产生的总浮力约 133440N ，可以使直升机（重 10433kg ）稳定漂浮。浮囊有较强的强度，能防火、耐油、耐霉、耐盐雾以及能抵抗各种极端的环境。漂浮稳定系统重量较大，但它能保证救生可靠和回收价格昂贵的直升机，因此是较为有利的方案。

第三节 旅客机应急救生设备

一、概述

当前，旅客机已经成为中、远距离运送乘客的主要交通工具。这不仅由于它能节省时间，而且和铁路公路运输相比，它的安全性也是较高的。据统计，国际民航事故按客公里计算，1983年为每一亿客公里死亡人数为0.08人，1984年为0.02人，1985年为0.09人。这些数字远比其他交通工具低。但是，全世界每年空运死亡人数也是相当可观的，而且每次空难死亡人数也远比其他交通工具为高。随着超大型旅客机在航线上使用，空难事故的严重性就更为尖锐了。1985年一架波音747飞机失事，就造成了520人死亡的惨剧。因此，旅客机的安全救生问题也越来越受到重视。

旅客机的飞行事故大致可分为两大类。一类是灾难性事故。在这类事故中，飞机不能继续飞行和操纵，例如双机空中相撞，飞机空中爆炸或解体、发动机及飞行操纵系统的严重故障等。这时飞机将在空中解体或毫无控制地坠落。在这类灾难性事故中目前竟无拯救旅客的可能。另一类事故是可应急降落事故，例如在起飞着陆时飞行员的操作失误或起落架故障而需强迫着陆，以及舱内出现烟雾需立即应急降落等。在这些情况下，有可能拯救旅客生命或减少伤亡人数。通常在应急降落时，应尽量避免旅客受伤；降落后，要迅速将旅客疏散，撤离飞机。这就要求旅客机上设计和安装应急救生设备。此外，当机内发生火灾，高空飞行时客舱突然减压以及飞机在水面迫降时，都需要各种应急救生或防护设备保障旅客安全。本节将介绍目前旅客机上使用的各类应急救生设备。

二、应急着陆救生设备

1. 旅客座椅和安全姿态

根据美国1959年至1979年喷气式运输机事故的统计，百分之七十至八十的事故发生在起飞和着陆阶段。表7-3为事故分类统计表。在起飞着陆阶段的事故，一般常以应急强迫降落结束。在迫降中，应尽量避免旅客受伤，通常是由飞机和座椅的耐坠毁性来保证的。飞机的结构在坠毁时其主要部位如客舱等应保持完整；次要部位如机身腹部、行李舱等允许部分损坏，以吸收坠落冲击能量。在舱内的旅客座椅则要求完整无损。旅客用安全带固定在座椅上，不发生与机体其他结构相碰撞的危险。座椅应牢固地固定在地板上。在设计座椅时，通常假定旅客平均重量为 77kg ，经济舱内的座椅重量为 11kg （头等舱座椅重 21kg ）。强迫着陆时座椅及其上的旅客向前的过载取为9，设计安全系数若取为1.33，则固定座椅的装置在前后方向上将受到约 10330N 的载荷。这就要求固定装置设计得足够强，以使座椅和旅客不因固定不牢而发生碰撞损伤。

表7-3 1959年至1979年美国运输机事故统计

飞 行 阶 段	事 故 发 生 比 例(%)
装载和滑行	3.3
起飞	12.4
爬升	15.4
巡航	5.8
下滑	15.4
进场	26.6
着陆	20.9

飞机迫降时，为了避免受重伤，旅客应系好安全带，同时尽可能采取安全姿态。安全姿态有两种（如图7-16所示）：一种姿态是用两肘将上身支托在前面座椅背部，头伏贴在两手上；另一种姿态是当前面无倚托时，将上体向前下方尽量弯曲，用两手抓住双脚，此时可将安全带尽量放在腰部，以避免下腹部受力过大。

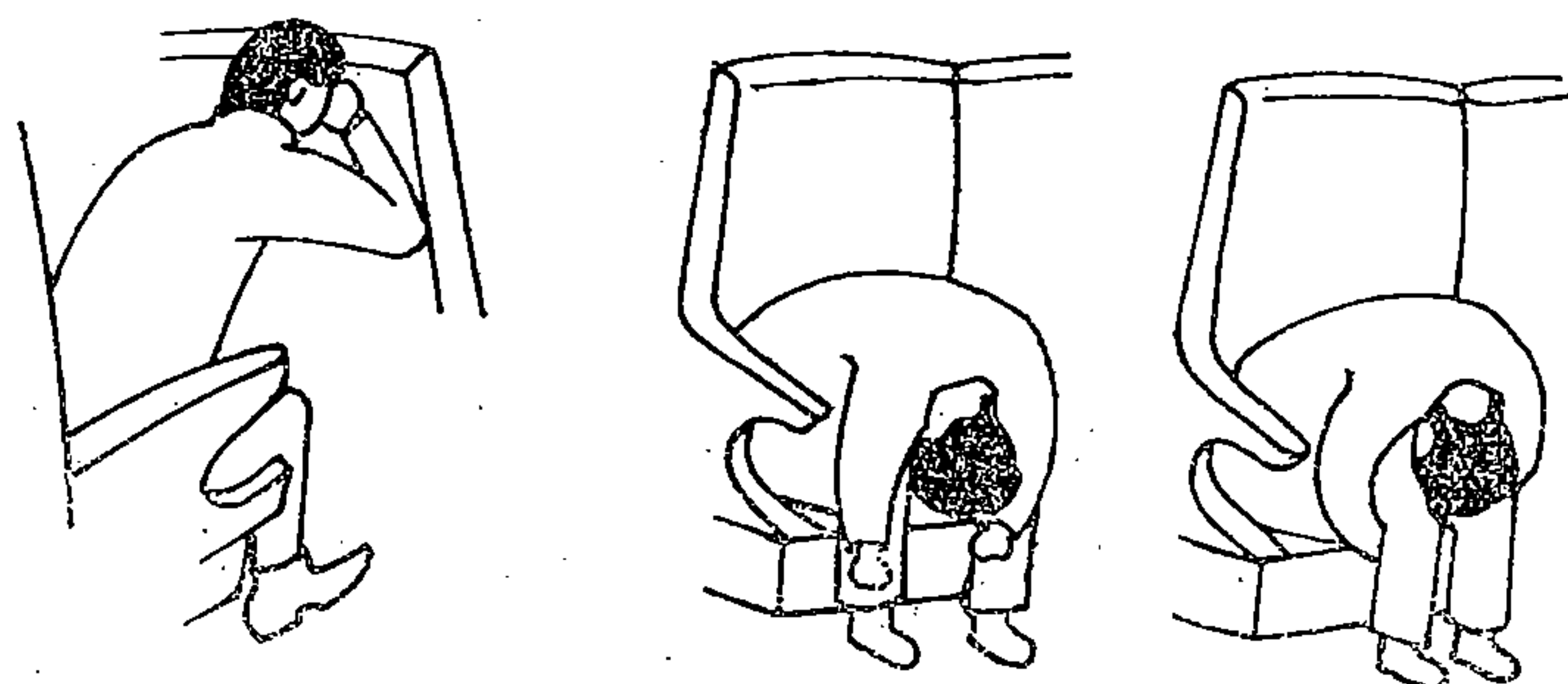


图7-16 旅客应急安全姿态

2. 应急舱门

飞机迫降后，由于冲击和摩擦，往往会使燃油着火而发生火灾或爆炸。因此飞机着陆后要使旅客迅速撤离飞机。这就需要有应急舱门作为应急离机出口。应急舱门的位置因机翼而异，其位置和数量应保证在最短时间内将旅客撤离飞机客舱。应急舱门的尺寸比正常出入客舱的舱门要大得多，有的可达 $183 \times 107(\text{cm})$ 。其结构和应急操作方法也因机型而不同，可以自动或手动开启。当结构变形、自动系统发生故障时，可由人力开舱门。

应急舱门附近应装有电池供电的照明灯。在通往应急舱门的通道地板上应装有应急离机的萤光指示箭头，以便旅客在烟雾中识别离机方向。

3. 应急滑梯

乘客从应急舱门撤离飞机，要使用应急滑梯。现代旅客机装有充气式应急滑梯。根据美国航空法规要求，在飞机发生火灾的情况下，乘客应在90s内撤离飞机，这在当前已成为世界通用的应急脱离标准。大型客机的滑梯已被证实，在90s内可供110人撤离飞机。图7-17是充气式应急滑梯工作示意图。

应急滑梯由合成橡胶或涂胶（氨基甲酸乙酯）尼龙布制成。平时折叠在应急舱门下部隔舱内；一旦舱门被应急打开，滑梯便自动向机外展开。同时由高压气瓶在7~9s内充气膨胀，形成滑梯。滑梯的上端与舱门出口地板相接，梯身与地面成40度角，因而任何人都

能顺利沿梯滑下。

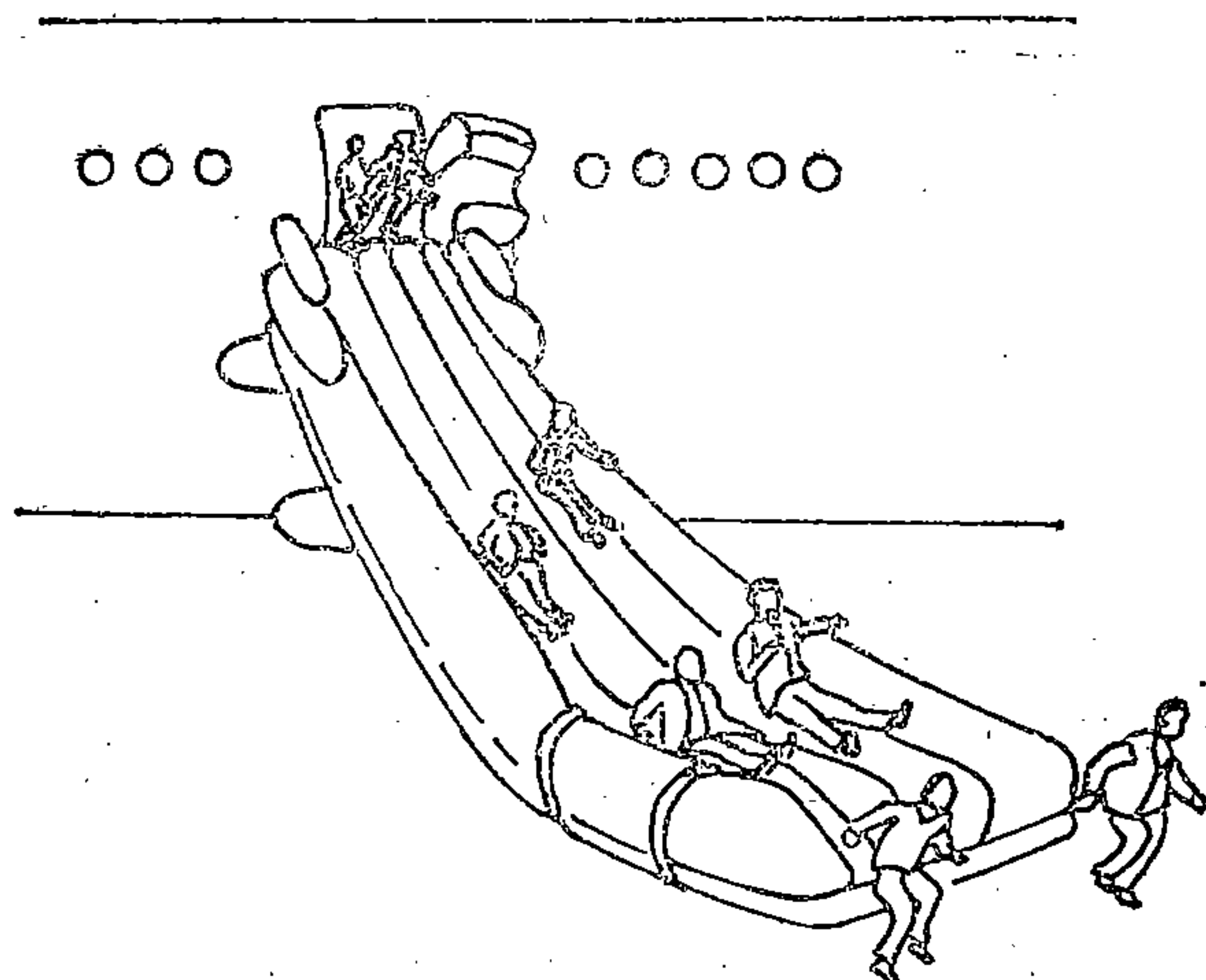


图7-17 应急滑梯工作示意图

应急滑梯和其他充气救生设备一样，必须严格定期检查，以保证其工作时的可靠性。

三、水上迫降救生设备

1. 滑梯-救生筏

据统计，在旅客机可生存事故中落水事故约占10%。飞机在水上迫降时要解决乘客离机后的漂浮待救问题。漂浮设备有个人用救生衣及供多人使用的救生船。此外，应急充气滑梯也可作为水上迫降的漂浮救生设备，它的载员能力比救生船大得多，如波音747的滑梯-救生筏可载50~60人，DC-10的可载70人，是很好的水上迫降救生设备。

滑梯-救生筏安装在应急舱门下隔舱内，舱门应急打开时它自动向机外展开并充气。由于滑梯-救生筏直接与舱门相连，乘客可以很方便地登上救生筏。当全部乘客都登上救生筏后，将滑梯与舱门出口地板相连的“迫降把手”拔出，即可使救生筏与飞机分离。

滑梯-救生筏上配备有应急物品和通讯设备，如筏蓬、浮锚、修理用具、信号发生器及应急定位发射机等。应急定位发射机放入海水中，经5s（淡水经5min）海水电池工作，发射机以工作频率121.5MHz发射呼救信号，可连续工作48h，发射距离为200km。

2. 救生船

在没有滑梯-救生筏的旅客机上，水上漂浮设备主要是充气式救生船。救生船有6人型、10人型、25人型及42人型等各种规格。如波音747和波音727均用42人型救生船，DC-8用25人型救生船。据报导，已研制出能载46人的充气式救生船，船重45kg，有高速充气系统，在开始充气后15s就能载人。

救生船平时紧密包装，收藏在飞机客舱出口顶部隔舱内，在隔舱口盖上标以“救生船”字样。在应急条件下，取出救生船从打开的应急舱门投入水中。当救生船落水瞬间，猛拉D型拉环，起动高压气瓶使救生船充气展开（应避免在客舱内拉动充气环而使救生船在机内展开）。救生船充气漂浮在水面上，可用拉索将它拉回到应急舱口，以便乘客登船。登船结束后割断拉索，救生船即脱离飞机。救生船上备有的物品和设备，大体上与滑梯-救生筏的相同。

3. 救生衣

机上充气式救生衣是供成人和儿童落水时使用的。救生衣平时呈带状，一般存放于座位下或客舱顶部。飞机着水前，由乘务员协助旅客穿上救生衣。旅客在离机前后拉开充气开关，高压二氧化碳气瓶即向救生衣充气。充气后的救生衣呈倒U形，围绕颈部和胸前，可以保证落水者头部高出水面，面部向上，身体与水面呈40度左右的角度漂浮。由于救生衣的浮力大部分分布在穿着者的胸前，因此能产生足够的力矩，保持良好的稳定性。穿着救生衣在水中漂浮时，除非急需，不要游泳，以免过多消耗体力。

四、应急氧气设备及防火灭火设备

1. 应急氧气设备

旅客机的巡航高度为8~12km，相应的密闭增压座舱的座舱高度约为2.4km，因此，正常飞行时旅客不需要供氧。旅客机应急氧气设备是在高空飞行中座舱突然减压时，向旅客应急供氧的设备。客舱突然减压的原因有：增压装置发生故障；飞行中舱门飞掉；机身结构破坏使座舱失去气密等。在这些情况下，旅客和乘务员均要使用应急氧气设备供氧。应急氧气的贮量必须能保证飞机从高空下降到呼吸大气高度时间内旅客所需的氧气供应。

旅客机应急氧气设备由应急氧源和氧气面罩组成。应急氧源可采用高压氧气瓶或固态化学产氧器。氧气瓶供氧迅速。产氧器供氧有一个时间滞后，但在火灾情况下较安全，也没有高压贮存和泄漏的危险，可靠性高，维护使用方便。产氧器和氧气面罩都在旅客座椅上方的旅客服务箱内。

在应急情况下，座舱高度升到4000m后，7至15s内，旅客服务箱门由气压膜盒开关驱动而自动打开，氧气面罩向下掉出，旅客即可使用。当自动开关不工作时，驾驶员可以操纵手动电磁开关使箱门打开，面罩展开。

固态化学产氧器又叫氯酸钠氧烛。掉出的氧气面罩由打火绳悬挂着，当旅客把面罩拉到脸部位置时，打火绳拉动打火机构，击发点火剂使氧烛燃烧而产生氧气，氧气通过过滤器进入供氧分配管道，向旅客应急供氧。

2. 防火灭火设备

旅客机的防火灭火设备是在飞机发生火灾时使用的。飞机在空中发生故障或强迫着陆时都可能发生火灾。防火设备包括各种阻燃材料制造的座椅座垫、客货舱的内壁结构和其他保护设备。座椅座垫一般由聚氨基甲酸酯泡沫材料制成，外面包覆呢绒套罩。这些材料都应满足现行的耐火标准，即1972年确定的用本生灯喷烧试验的标准。但在强辐射热作用下它们也会着火，并使火焰在客舱中蔓延，而且会产生有毒的燃气。因此，国外正在用新的阻燃性能良好的材料制造座椅外罩，如凯夫拉和诺梅克斯混纺织成的阻燃套。这种阻燃套在大火情况下至少能使离机时间增加40s，这对旅客完成紧急撤离飞机程序将十分有利。

为了确定材料的耐火性能，要进行耐火试验。按新的耐火试验标准，应将被试材料制成 $63.5 \times 45.7 \times 5$ (cm)的背垫和 $50 \times 45.7 \times 10$ (cm)的座垫，按座椅形式放置。在距离座椅的侧方10cm处用大火源（煤油喷燃器）的火焰喷烧2min，然后测定座垫和背垫的燃烧长度和重量减少值。如果燃烧长度在43.2cm以内，重量减少值在10%以内则认为符合标准。

货舱内的壁板、天棚镶板等也应由耐火阻燃材料制成，如含玻璃纤维的聚酰亚胺面板

和聚酰胺-诺梅克斯蜂窝材料，材料表面蒙上一层抗燃的聚醚酮透明薄膜。这种材料在火焰燃烧试验中表明，其抗燃时间超过6min，远大于目前飞机所用材料的抗燃时间(2min)。

当飞机发生火警时，机上的报警设备会发出警报，并指示出火警发生部位。在火灾情况下，化学合成物质燃烧会产生大量有毒燃气的烟雾，这些烟雾会使人中毒和窒息。因此当火势已起，旅客应用湿毛巾或湿布掩住口鼻，采取低的姿势奔向应急舱门。现代旅客机上可以装备防烟头罩防止旅客在火灾时吸入有毒烟雾。简单的一种是用透明乙烯纤维制成的口袋，应急时套在头上，并在颈部系紧。罩内空气大约可供3min呼吸用。还有两种较复杂的防烟头罩：一种是带过滤器的；另一种是带呼吸气体（氧气或压缩空气）源的。带过滤器的头罩除能滤掉烟雾微粒和有毒气体，如氰化氢、氯化氢、氟化氢、氧化氮、二氧化硫等外，在采用催化过滤器（如铂）的情况下还能滤除一氧化碳。这种头罩在煤油和塑料燃烧产生的浓烟中，可有效地使用5min。带呼吸气源的头罩可以提供比5min长得多的有效工作时间。但其尺寸较大，重量重，价格贵。英国生产的一种新型防烟雾和防毒面罩装置，其口罩结构分三层：外层是防火隔热的碳纤维防护层；中间一层是活性炭织物层，带静电，可除掉烟粒；内层是浸渍活性炭的网状泡沫塑料层，用来渗滤气流和进一步滤掉烟粒。口罩共能滤掉98%的烟雾。整个面罩为耐火透明材料制成，可耐火焰450℃。

旅客机上的灭火设备主要是自动灭火器和手提式灭火器。自动灭火器安置在易着火的部分，可以自动或手动启动工作。

第四节 航天飞行器的救生方案和设备

一、概 述

从1961年苏联成功发射世界上第一艘载人宇宙飞船以来，到1986年底苏联和美国已经进行了115次载人航天飞行，共有323人次进入太空。载人航天飞行器除各种型号的载人飞船外，还有各型空间站和可重复使用的航天飞机。但是，载人航天飞行器的发展并非已经十分完善，还有许多问题有待解决，航天飞行器的安全救生问题就是其中之一。

保证航天员的安全是载人航天飞行的一个基本问题。从进入座舱起，到着陆后离开座舱为止，只要航天员在载人航天飞行器内，任何时候都有发生危急情况的可能。航天员的安全是由整个航天大系统的状态所决定的。所谓航天大系统，是指为特定目的而建造的载人飞船、运载工具（运载火箭）、发射装置、测控设施以及搜索救援工具等所组成的组合体。下列各项因素都会使航天员面临危险：

- | | |
|-----------------------|---------------------|
| 1) 飞行器上系统的故障（或失效）； | 6) 选拔航天员和组成乘员组时的错误； |
| 2) 航天员动作的失误； | 7) 航天飞行不利因素的影响； |
| 3) 缺乏预防疾病的手段； | 8) 未预料到的外界环境； |
| 4) 在研制阶段所犯的 error； | 9) 未遵守安全工程的要求； |
| 5) 地面飞行控制小组所犯的 error； | 10) 制定飞行计划时的 error。 |

总之，航天飞行的安全不仅取决于飞行器及其各系统的可靠性，而且还取决于航天员的训练质量，航天人-机系统中人和设备特性的合理协调，飞行和飞行控制准备工作的组织，航天员的健康条件及其他因素等。这些因素的优劣成败，都直接影响航天员的安全。

在二十多年的航天飞行实践中，曾经发生了十余次重大事故，有14名航天员不幸遇难。这些死难事故几乎都发生在飞行器起飞和着陆阶段。1986年1月28日美国“挑战者”号航天飞机在起飞后73s发生爆炸，7位航天员全部遇难，更引起人们对航天飞行安全的重视，并对航天飞行器救生设备研究提出更迫切的要求。

航天飞行器救生设备是在航天飞行安全得不到保证的紧急情况下，为拯救飞行员生命而装备的设备。救生设备应能满足航天飞行各阶段条件下安全救生的要求。航天飞行一般要经过发射、上升、轨道运行、返回（再入）、下降、着陆等阶段。如前所述，在起飞（发射、上升）和着陆（下降、着陆）阶段常出现严重的飞行事故，要求航天员紧急离开飞行器安全救生。在轨道飞行中的事故也会造成严重后果。但是轨道救生与大气层救生各有其不同的特点，下面分别介绍航天飞行器在上述两种情况下所采用的救生方案和救生设备。

二、航天飞行器大气层救生

航天飞行器在大气层内的飞行包括发射、上升和下降、着陆。在这些阶段中都可能发生紧急情况，需应急救生。

1. 发射台紧急撤离系统

航天飞行器在发射台上准备发射和进行检查试验时，都可能出现要求航天员必需离开飞行器或现场的紧急情况，例如火灾、有毒气体泄漏等。1967年1月27日美国阿波罗号飞船在发射台上进行模拟试验，由于指令舱内电线短路打火，引起火灾，三名航天员全部殉难，就是一个例证。

在发射台上应急救生一般采用滑索-吊篮系统和发射勤务塔升降机系统。例如土星-阿波罗飞船为使航天员尽快撤离飞船，设计了快速开启舱门及长约600m的专用斜拉索。快速开启舱门可保证航天员在2~3s时间内离开飞船，然后乘特制的座舱——吊篮，从98m高度沿斜拉索降下进入安全区。另一种方案是利用斜滑梯转移到专用的斗车或特制的具有良好防热、密封性能的装甲运输车中，再迅速离开危险区。垂直起飞的航天飞机也采用发射台滑篮救生系统（见图7-18）。在应急情况下，航天员从应急舱口出来，通过发射台专设的桥形甬道进入滑篮，利用重力滑向远离发射台的安全区。滑行时间约35s，滑行距离为365m。桥形甬道带有防火防爆罩或水雾幕等防护设施。

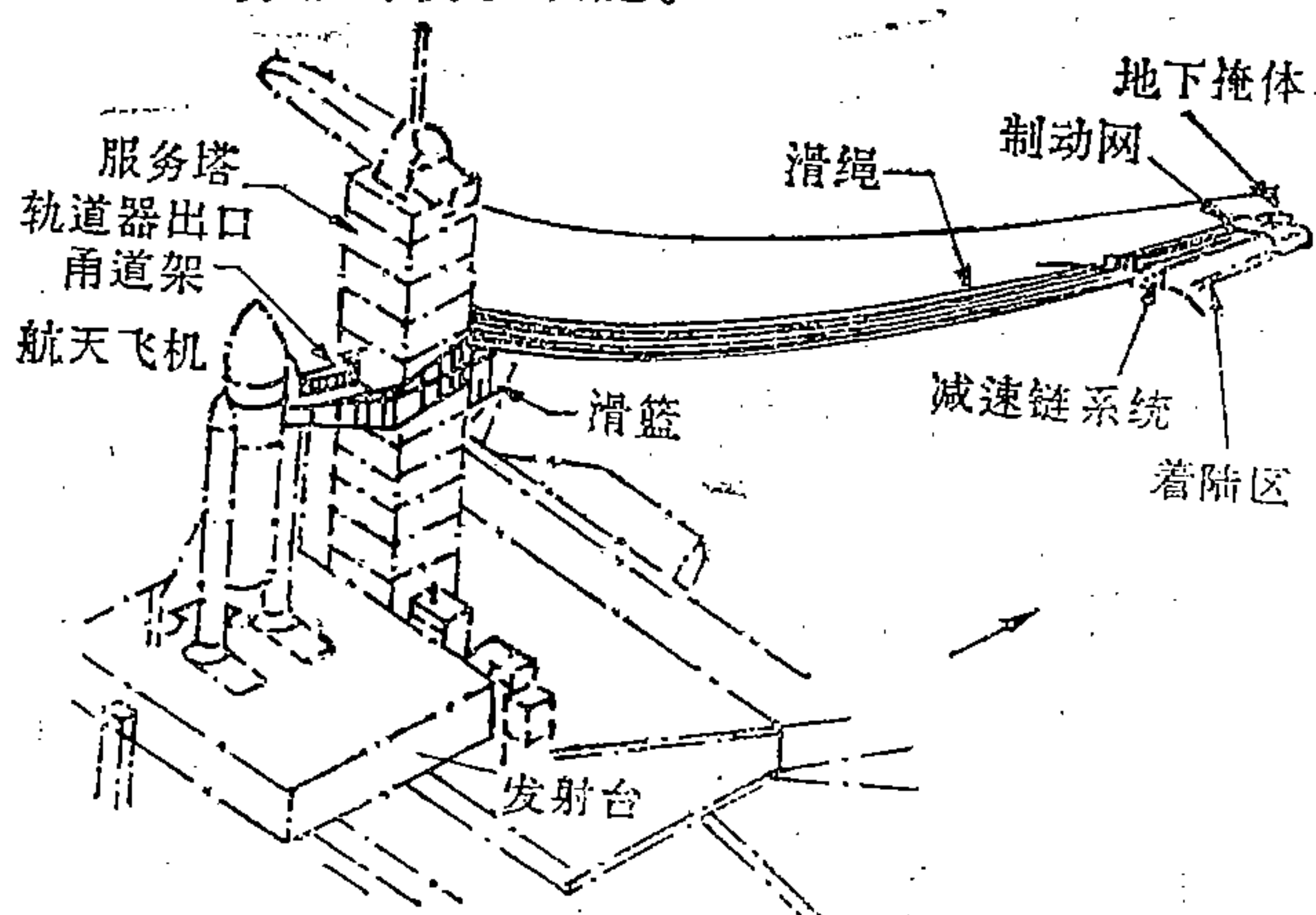


图7-18 航天飞机发射台滑篮救生系统

航天飞机另一套紧急撤离系统是发射勤务塔的升降机系统。升降机装在航天飞机勤务和出入设备内，如图7-19所示。在应急工作状态时，可用它将人员从发射勤务塔输送到发射台的最底层，远离发动机爆炸危险区。乘升降机撤离所需时间约1.7min。

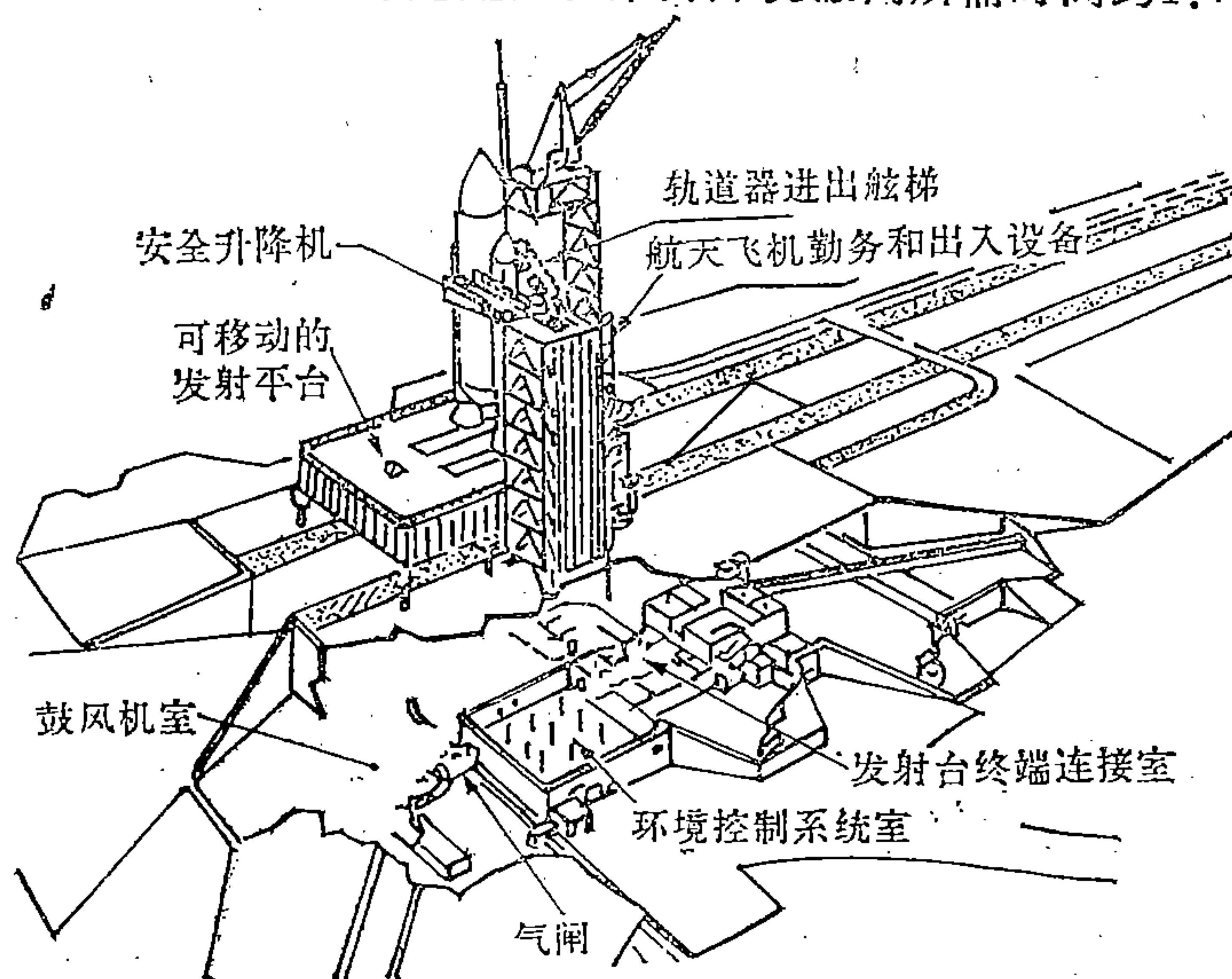


图7-19 航天飞机发射勤务塔升降机

2. 应急发动机救生系统

应急发动机救生系统是航天飞行器在发射台及上升段低空的应急救生方案。它利用飞船载人舱作为救生舱，用应急发动机将座舱发射到一定高度，再用降落伞系统安全回收着陆。例如水星号飞船在发射台上及主动段初始段的应急救生方案，就是用应急发动机将飞船送到760m高度，然后降落伞系统工作，飞船乘伞着陆。应急发动机产生的最大过载达30g。水星号飞船应急救生系统工作程序见图7-20。

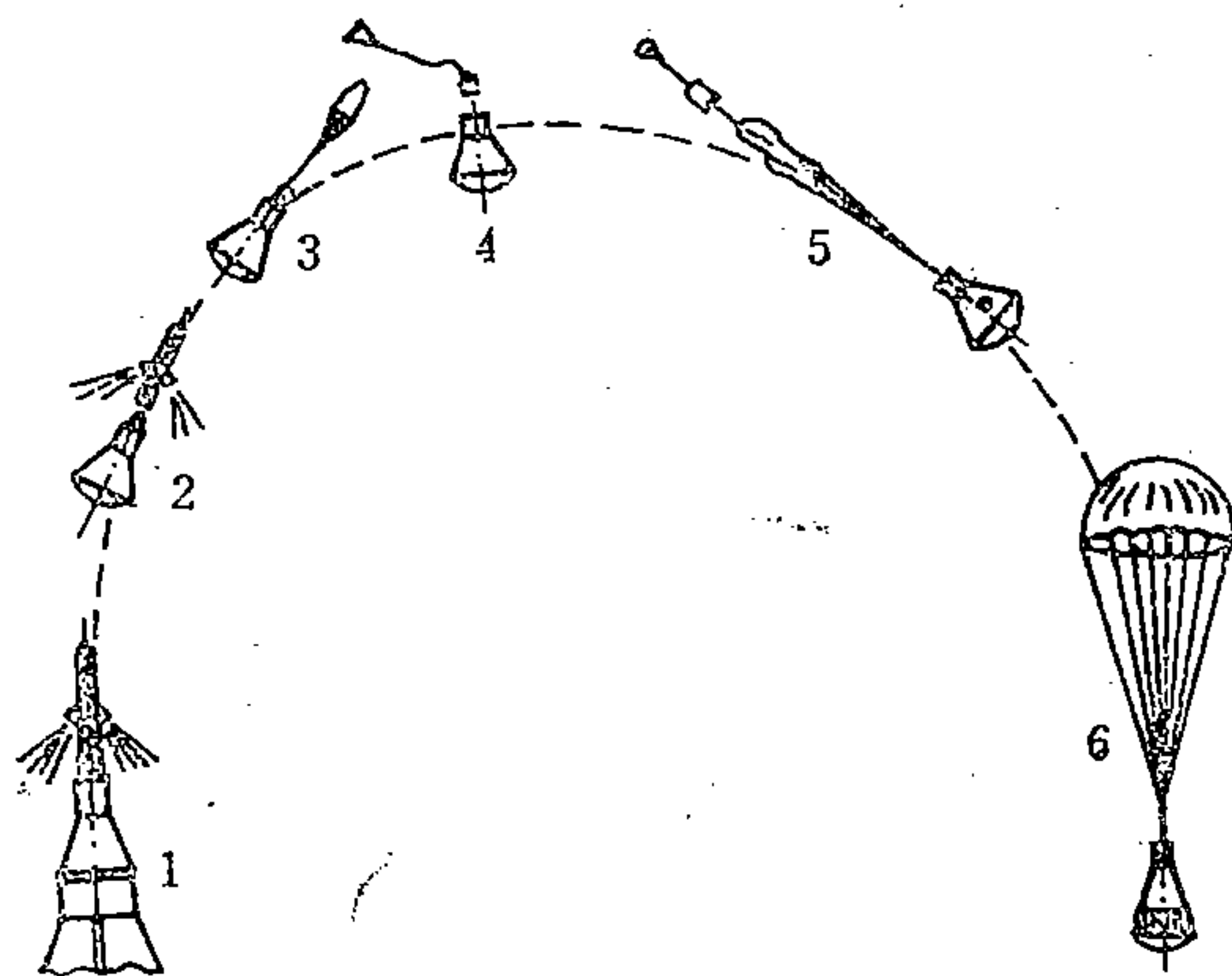


图7-20 水星号飞船应急救生系统工作程序

- | | |
|---|--|
| 1—飞船与运载火箭分离 ($t=0$, $h=30\text{m}$) | 2—应急救生系统的救生塔分离 ($t=7\text{s}$, $h=620\text{m}$) |
| 3—减速伞打开 ($t=9\text{s}$, $h=700\text{m}$) | 4—天线整流罩分离 ($t=11\text{s}$, $h=730\text{m}$) |
| 5—拉出主伞 ($t=16\text{s}$, $h=640\text{m}$) | 6—主伞张满 ($t=21.5\text{s}$, $h=470\text{m}$) |

土星-阿波罗飞船也采用应急发动机救生系统方案。该系统在发射前30min至发射后飞行3min这段时间内，随时能将救生舱（指挥舱）发射到1220m高度上，水平距离达610

m, 脱离危险区, 然后开伞着陆。系统包括Q式球连接装置、前置安定面、俯仰控制发动机、分离发动机、发射救生发动机、结构裙、发射救生塔和助推器保护罩等部分。应急程序开始时, 首先启动发射救生火箭, 使火箭点火将指挥舱带离运载火箭; 接着俯仰控制发动机点火, 指挥舱偏离起飞弹道; 当救生发动机和控制发动机熄火时, 救生塔分离螺栓即爆炸, 同时救生塔分离发动机点火, 将塔和座舱分离开; 座舱乘降落伞着陆。在正常飞行中, 在70~80km高度上, 应急发射救生系统及其支架即被抛掉, 不再使用。

联盟号应急救生系统除发射台紧急撤离装置外, 在地面人员离开发射台, 工作塔架撤离现场的待发状态下, 也采用了应急救生发动机方案。图7-21为联盟号飞船应急救生系统发动机装置和系统工作示意图。

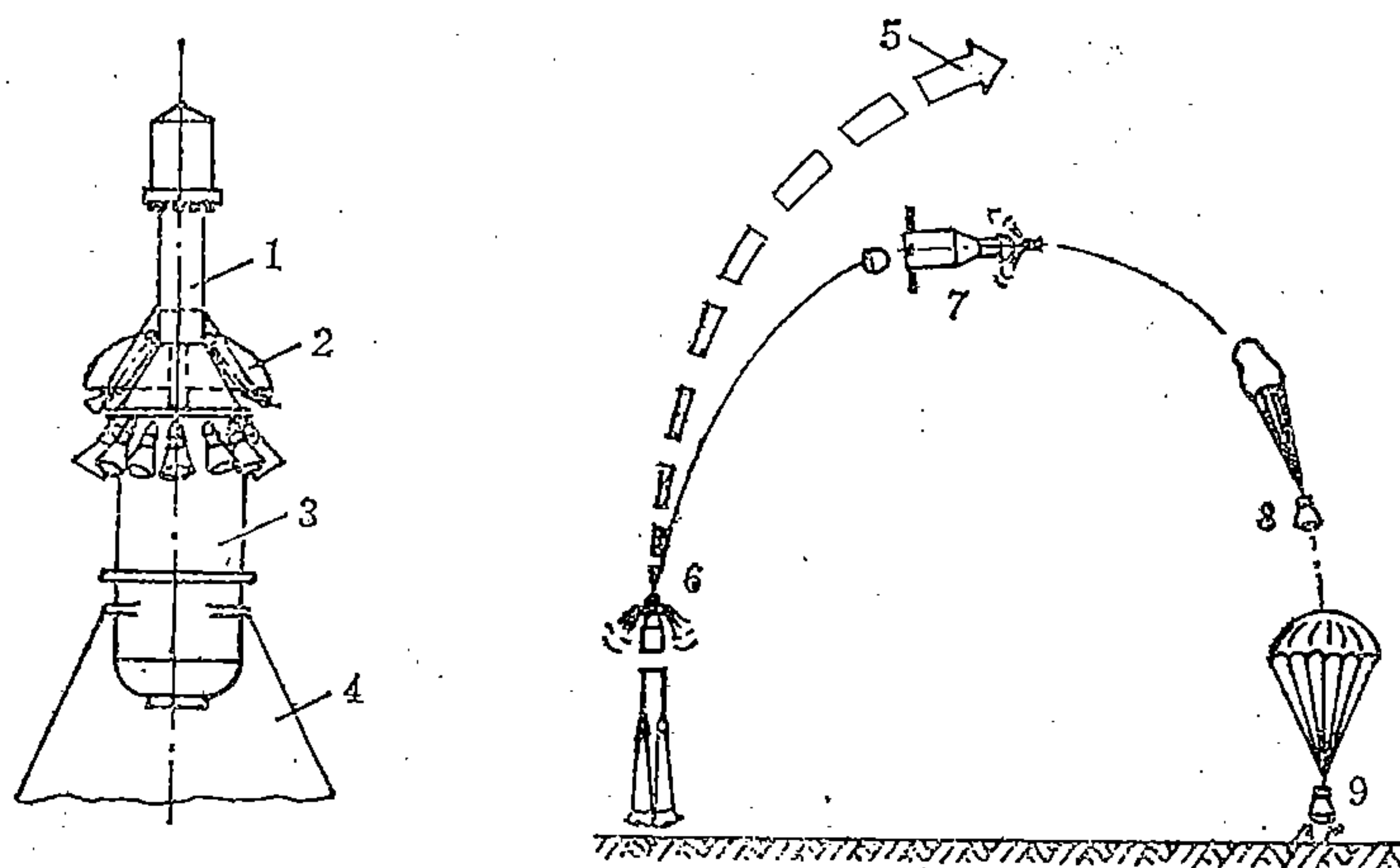


图7-21 联盟号飞船应急救生系统发动机装置和系统工作示意图

- 1—分离发动机 2—控制发动机 3—主发动机 4—头部整流罩 5—正常发射轨道
6—应急救生系统发动机装置点火 7—分离发动机将头部整流罩带离 8—主伞打开
9—返回舱降落并软着陆

联盟号飞船应急救生发动机装置由三种固体推进剂发动机组成。在应急救生系统的上部是分离发动机。在分离发动机整流罩下面有4台控制发动机, 它们保证飞船返回舱和生活舱转弯并脱离危险区, 而在正常情况下它将整个应急救生系统带离飞行轨道。应急救生主发动机直接固定在飞船整流罩上, 有12个喷管, 喷管与运载火箭中心呈30度倾斜。救生程序启动后, 救生主发动机先工作, 使飞船脱离运载火箭; 控制发动机工作保证救生系统偏离正常发射轨道; 升至高空后, 分离发动机将头部整流罩带离; 然后主伞打开, 返回舱乘主伞降落, 并用着陆火箭进行软着陆。

3. 弹射座椅方案

双子座飞船的应急救生系统采用了弹射座椅的方案。它的弹射救生系统可以在发射台上和飞行高度21300m以下发生紧急事故时使用。在发射台上发生故障时, 弹射座椅以与地面成15度角, 将航天员弹射至离地面约152m高度, 着陆时离开运载火箭的距离为305m。在高空射弹时, 应备有可

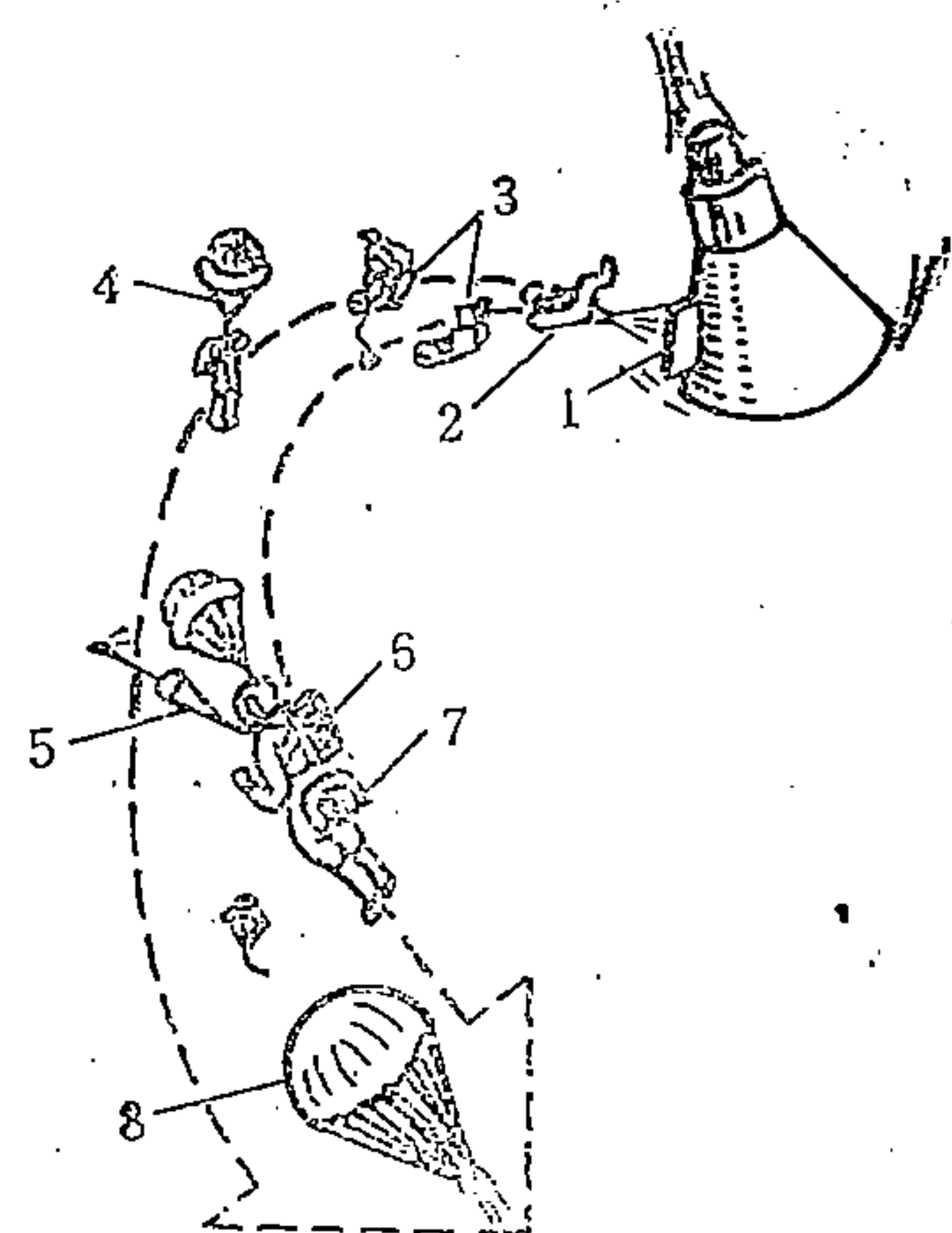


图7-22 双子座飞船弹射救生程序

- 1—飞船座舱舱门打开 2—弹射座椅的固体发动机工作 3—航天员与座椅分离 4—气球伞充气 5—引导伞 6—带降落伞和应急用品的背包 7—装有应急氧气的气瓶组件 8—主伞

使用15min的供氧设备，并使用稳定伞使人-椅系统稳定。图7-22为双子座飞船弹射救生的主要程序。

苏联的上升号和东方号飞船上也采用了弹射座椅作为应急救生和正常着陆的设备。在发射台上弹射座椅可将航天员送到离水源数百米远以外，开伞着陆。在正常返回或高空救生时，飞船座舱降落至7~5km左右高度即自动抛盖，人椅弹射离开座舱，再由伞系统保证航天员安全着陆。

4. 高空应急救生

载人飞船在上升段高空应急救生方案，多使用飞船原有的回收着陆系统。因为在高空飞行有足够的高度允许原有的回收着陆系统工作。例如双子座飞船在21300m以上及飞船与运载火箭级分离前，座舱可以靠启动制动火箭推离运载火箭，航天员在座舱内得到保护，并靠回收着陆系统安全着陆。

阿波罗飞船在高空抛掉救生塔后，如遇紧急情况，可通过服务舱反作用推进控制发动机点火或服务舱主发动机点火，来启动应急程序。紧接着指挥舱与运载火箭分离，服务舱被抛弃，指挥舱实现正常再入，并以正常回收着陆系统安全着陆。

5. 航天飞机飞行中救生方案

航天飞机在主动段飞行中的紧急救生曾考虑过采用弹射座舱和弹射座椅的方案。但由于重量和研制费用的原因，最后都未采用，而寄希望于航天飞机本身的可靠性上。在主动段飞行中，如果飞行到110s时系统发生故障并必须返回时，航天飞机可先抛掉第一级固体发动机，接着抛掉第二级外挂贮箱，泄掉轨道器（航天飞机）多余的推进剂，然后轨道器在备用机场着陆。如果主发动机在飞行的最后几秒钟发生故障，则利用机动发动机补充加速，将轨道器送入低轨道（185km），然后在第一至第三圈间返回，在美国本土或澳大利亚的预定地区着陆。图7-23为航天飞机在爬升阶段的四种应急处理模式。这四种模式是：

1) 返回到发射场；2) 横越大西洋或太平洋着陆；3) 绕地球一周着陆；4) 低轨道返回着陆。可以看出这四种模式都建立在航天飞机本身的可靠性上。当航天飞机（轨道器）出现紧急情况必须离机时，目前尚无应急救生手段。

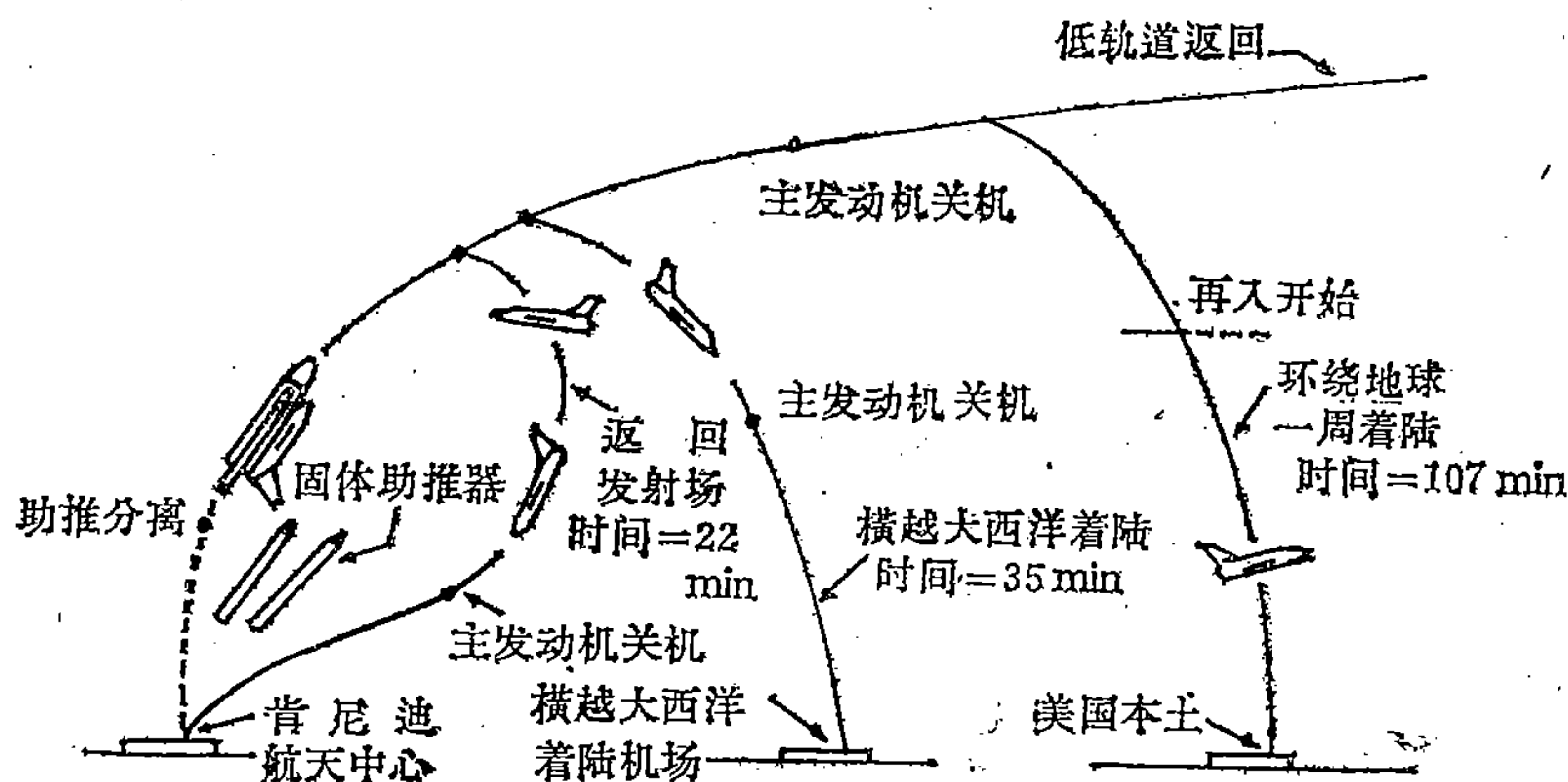


图7-23 航天飞机的四种应急处理模式

航天飞机本身虽然十分可靠，但1986年七名航天员全部遇难的惨剧，说明航天飞机仍需考虑装设应急离机救生系统。在航天飞机研制阶段的驮运着陆试验及最初四次双人轨道飞行试验期间，座舱中都安装有弹射座椅。弹射座椅在发射及上升段的使用是很有限的。

从发射台到1000~1500m高度范围内, 想要把航天员弹离爆炸火球区或发动机排气火焰区, 所需的弹射力是很大的, 以致超过了航天员的承受能力。如果弹射时高度超过13000~16000m, 则要求航天员穿上笨重的弹射救生服(压力服)。这种服装能在高速(最大 M 数为2.7)、高空(最大高度24000m)下保护航天员安全救生。因此航天飞机上设置的弹射座椅主要用于着陆过程的救生。

航天飞机弹射座舱救生方案和F-111飞机所用的救生舱相类似。它具有较好的高空高速救生性能, 但在低空低速时性能相对较差。其致命的缺点是结构重量太大。美国曾考虑过弹射座舱的救生方案, 但它会使航天飞机损失6~7.7t的运载能力。如果用于极轨道(向北)发射, 总运载能力要降低约18t之多; 再加上该方案技术难度大、成本高, 因此该方案未被实际采用。

三、轨道上的救生方案

在太空轨道上的飞行器有时也会出现各种严重程度不同的紧急情况。为了营救航天员, 可以采用两类方法: 一类是由飞行器以外的装置和人员对发生事故的飞行器中的人员进行空间营救; 一类是航天员利用飞行器本身携带的应急救生系统, 脱离飞行器, 进行太空逃逸并再入、返回地球。

1. 地面发射的营救飞行器

空间营救的方案主要有两种: 一种是从地面发射的营救飞行器; 另一种是轨道营救飞行器。当空间事故发生后, 可以从地面发射载人或不载人的飞行器进入太空, 和被营救的飞行器交会对接, 救出航天员, 最后返回地面。营救系统可以用一次使用的运载火箭发射, 也可以由可重复使用的航天飞机发射。营救飞行器又可分为专用的和非专用的两种。非专用的是利用一般的航天飞行器作为临时的营救飞行器。专用的营救飞行器需专门设计制造, 可以采用现有的基本运载飞行器, 附加必要的营救装置和营救舱, 以容纳被营救人员。

利用航天飞机营救的优点是可以容纳较多的人员, 再入过载小, 具有2000km的侧向航行能力, 可以水平着陆。航天飞机轨道器本身可作为营救飞行器同遇险飞行器对接。也可从航天飞机上发射一个载人营救舱同遇险的飞行器交会对接。营救舱本身具有推进能力。营救飞行器或舱救出航天员后, 可以返回航天飞机轨道器(货舱)。当对接不可能时, 可以采用出舱活动安全设备进行轨道间乘员的转移。对于从稳定状态失事轨道器的气闸舱或侧舱口出来的人员, 可以由遥控机械臂系统进行营救, 转移的最好方式是将遥控机械臂直接与遇险乘员所穿的航天服或个人营救囊相连接, 而后将人送到营救飞行器的气闸舱里。图7-24为这种营救方式的示意图。个人营救囊是一个可容纳一个人的球形压力囊, 乘员进入囊内, 拉上出入口拉链, 即可密封并充气加压成球状。然后由营救人员和机械臂将个人营救囊带回, 被营救者在囊内不必动作。

从稳定的失事轨道器上救人的另一个方法是将遥控机械臂与失事的飞行器相连接, 以提供飞行器之间的直接转移路径; 或者展开转移器系统, 例如

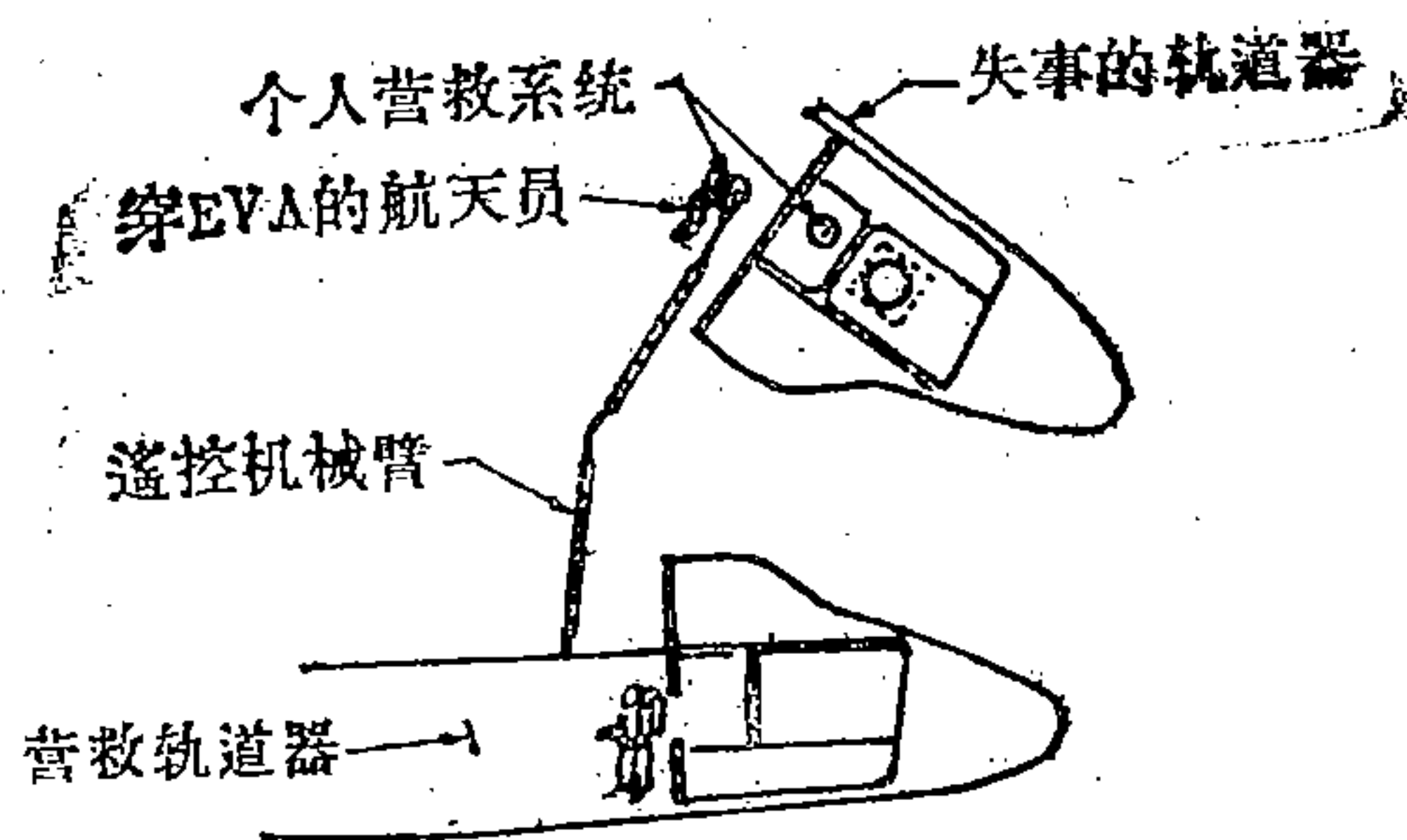


图7-24 遥控机械臂空间营救方式

标准系绳或环状的晒衣绳装置，以便航天员用手操作协助在飞行器之间的转移。图7-25为这种营救方式的示意图。

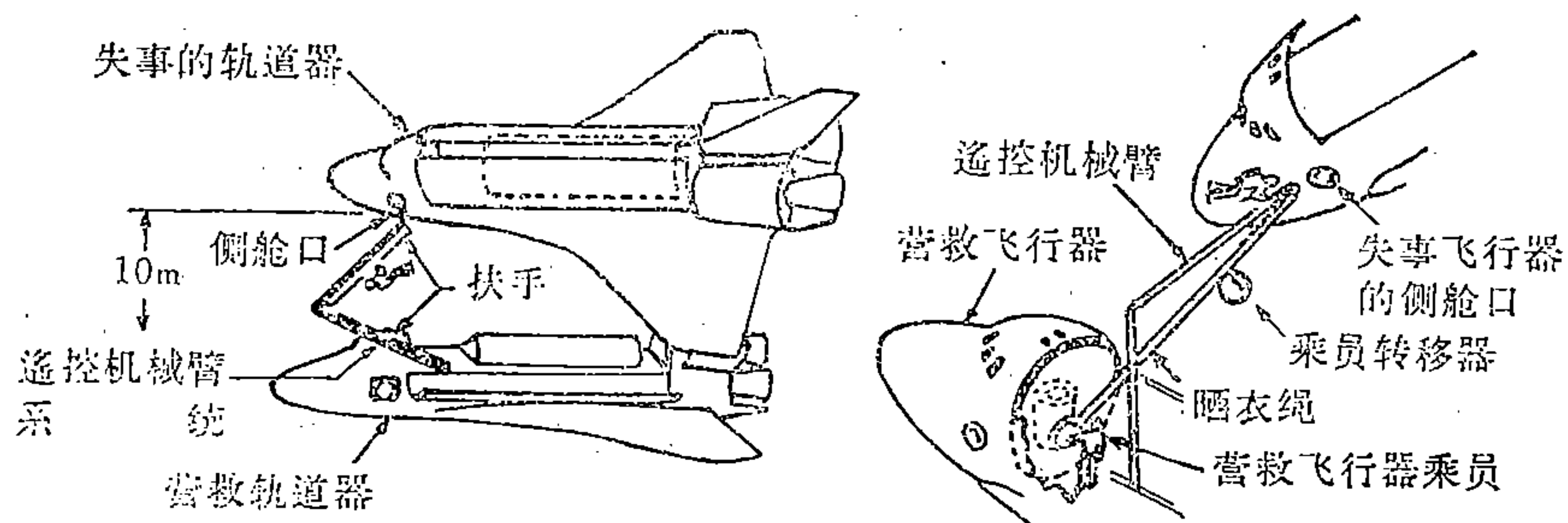


图7-25 航天飞行器间转移营救方式

对不稳定状态的失事飞行器，不能采取以上两种方式营救，而要求失控飞行器中的航天人员穿着航天服或备带个人营救囊，离开飞行器，由载人机动力营救装置对漂浮在空间的人或囊进行救援，抓住他们，把他们送回到营救航天器。这种方法对于不稳定轨道器，目前还是唯一可行的营救方法。其工作示意图见图7-26。

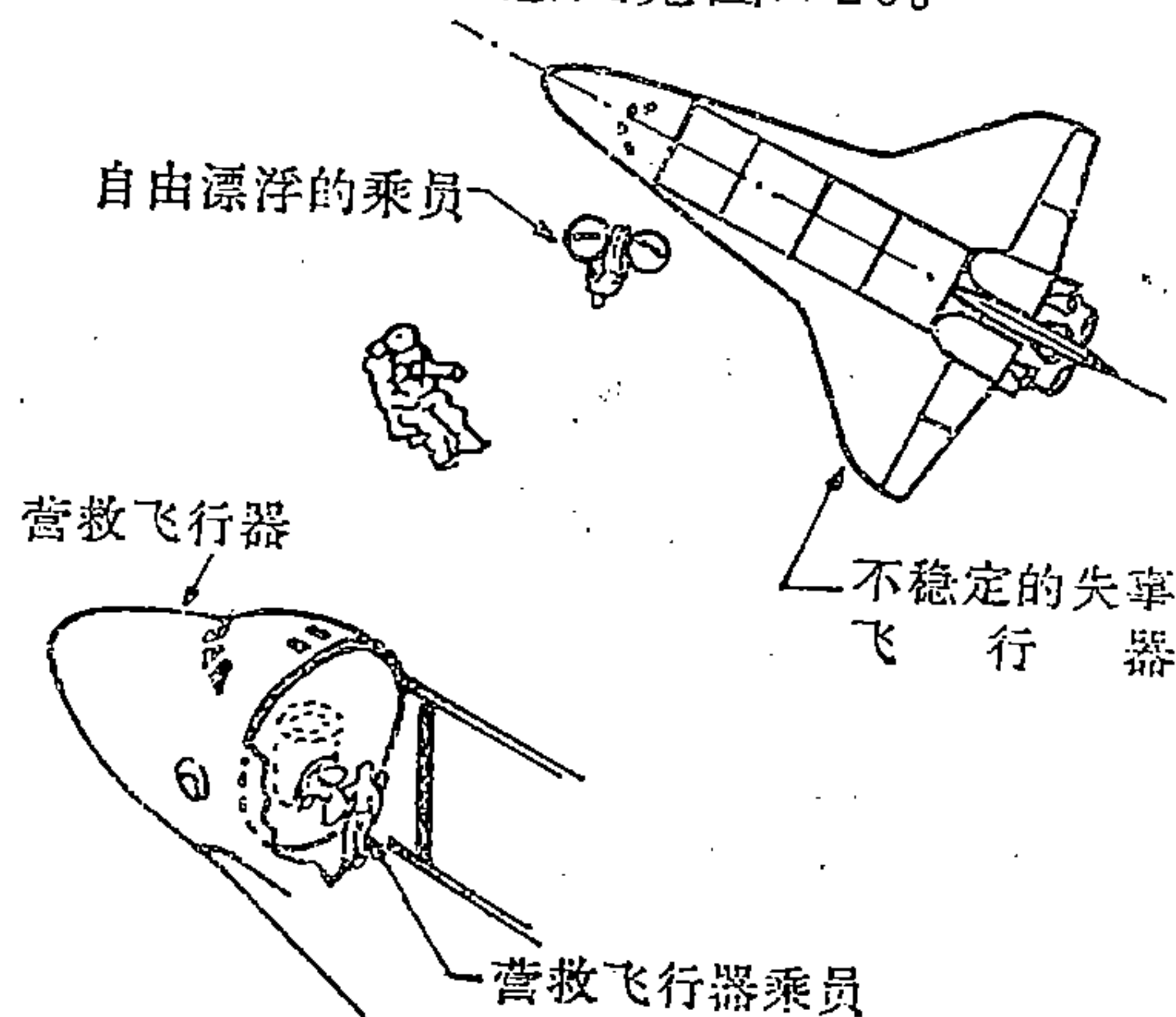


图7-26 不稳定飞行器上的营救方式

2. 轨道营救飞行器

从地面发射营救飞行器所需的发射准备、上升和交会对接的时间太长，如果事先没有准备，可能需数十天；即使有所准备也至少需一天或十数天时间。为了缩短时间，可以事先发射一个营救系统——轨道营救飞行器——进入特定的驻留轨道。当其他飞行器发生紧急情况需要救援时，轨道营救飞行器通过变轨、克服相位差，实现与遇险飞行器的交会、对接，最后完成轨道救生任务。这样，可以省去地面发射准备、发射上升的时间。

轨道营救飞行器应具有很强的变轨能力，并装置必需的空间救生设备系统。轨道营救飞行器救生方案的致命缺点是救生人员要长期在空间值班，以备随时应急之需。这样做在目前是不现实的，因此也未实际采用。

3. 再入救生系统

如前所述，轨道救生还可以采取太空逃逸-再入-返回地球的方案，称为再入救生系统。再入救生系统安装在空间站上或轨道器上。应急时，航天员进入救生系统，救生系统与飞行器分离，经离轨、再入、下降而着陆，实现安全救生。

再入救生系统应满足以下全部或大部分要求：

- 1) 最好能提供不穿航天服的环境；
- 2) 起码有6h的工作寿命；
- 3) 具有通信能力和导航手段；
- 4) 装备各种生存待救装置，如信标机、灯、食物、水、染色剂等；
- 5) 有再入、防热、着陆能力；
- 6) 能长期暴露在空间环境；
- 7) 再入时能机动并能保持较低的过载；
- 8) 具有一定的升力控制能力，以便选择合适的着陆点；
- 9) 应具有一定稳定性；
- 10) 能与飞行器连接和分离。

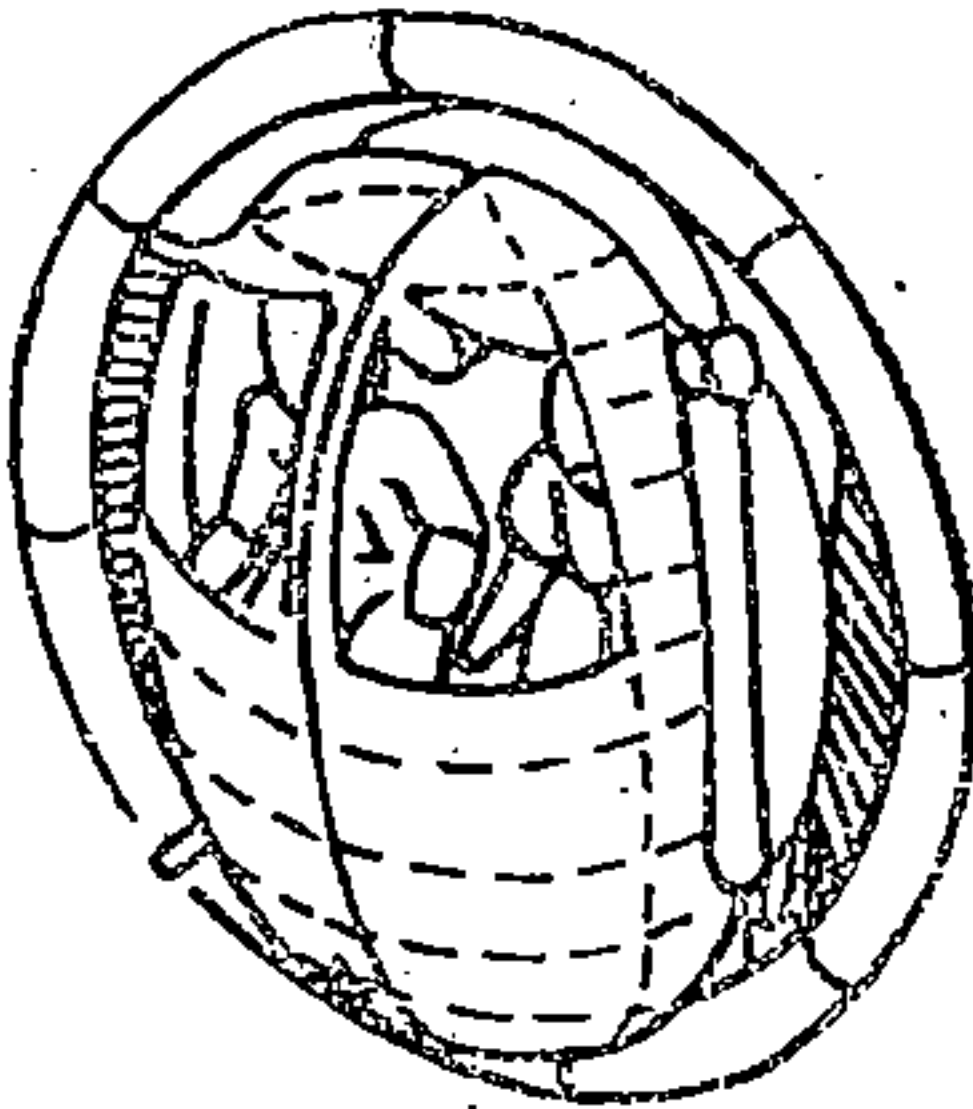
根据以上要求，再入救生系统应由下列各部分组成：

- 1) 结构系统（包括对接口）；
- 2) 通信、导航系统；
- 3) 姿态控制及稳定系统；
- 4) 离机反推推进系统；
- 5) 生命保障系统；
- 6) 能源系统；
- 7) 再入防热系统；
- 8) 降落伞减速着陆系统；
- 9) 信标装置和漂浮装置。

根据再入救生系统的结构和工作方式，可以分为固定式和展开式两类。固定式又称为刚性救生系统，它具有固定的结构形状，可以存放在飞行器内部，也可以对接在飞行器或空间站外面，有的则由飞行器头部和航天员座舱组成。展开式系统在使用前折叠存放在救生袋或容器中，占体积较小。在应急救生时展开并被刚性化（即硬化或加固）。展开或刚性化过程可以借助机械方法、充气方法或化学方法。

目前已经提出多种再入救生系统，表7-4为几种展开式再入救生系统的示意图和其特征；表7-5为几种刚性再入救生系统的示意图和其特征。

表7-4 展开式再入救生系统

方案名称	示意图	特征
气垫 (古德伊公司)		• 2人 • 穿航天服 • 可充气 • 弹射座椅 • 518公斤 • 需要采用的新技术 • 柔性防热层 • 材料

续表 7-4

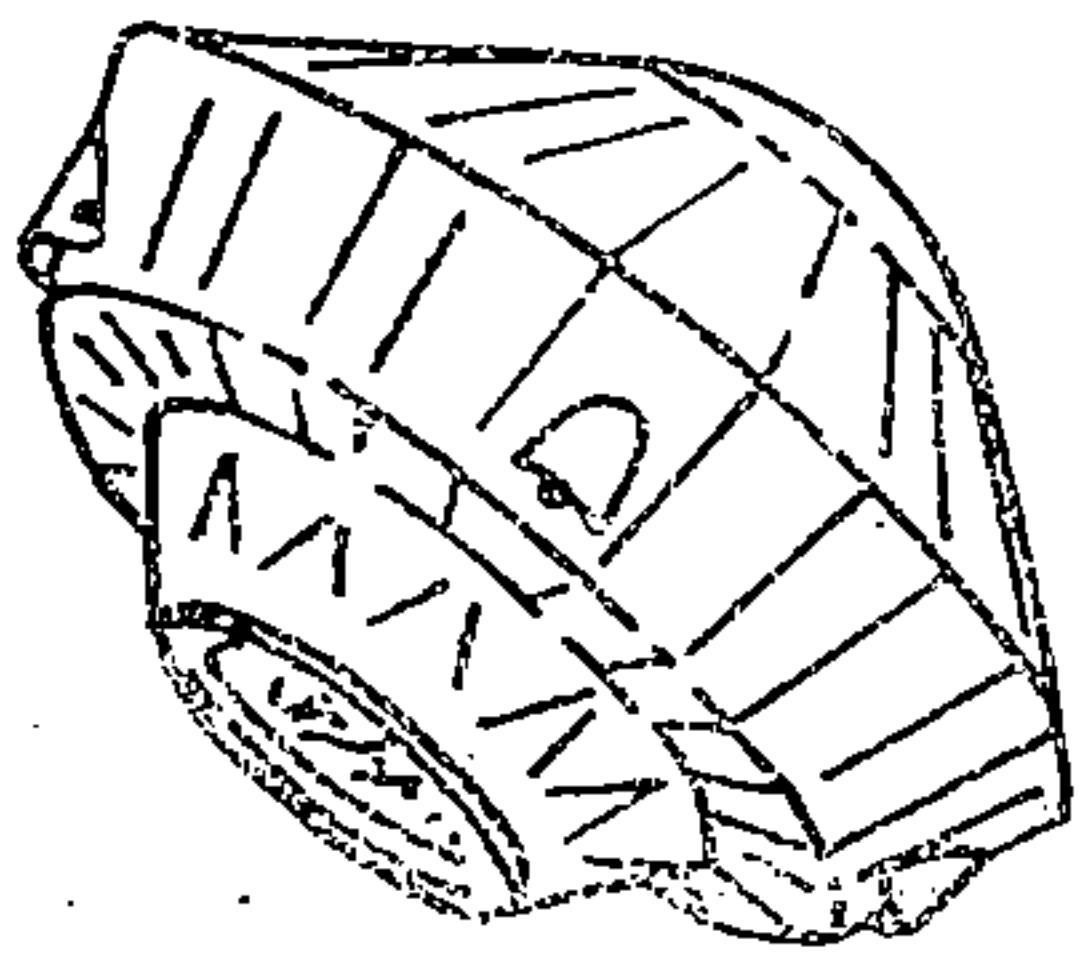
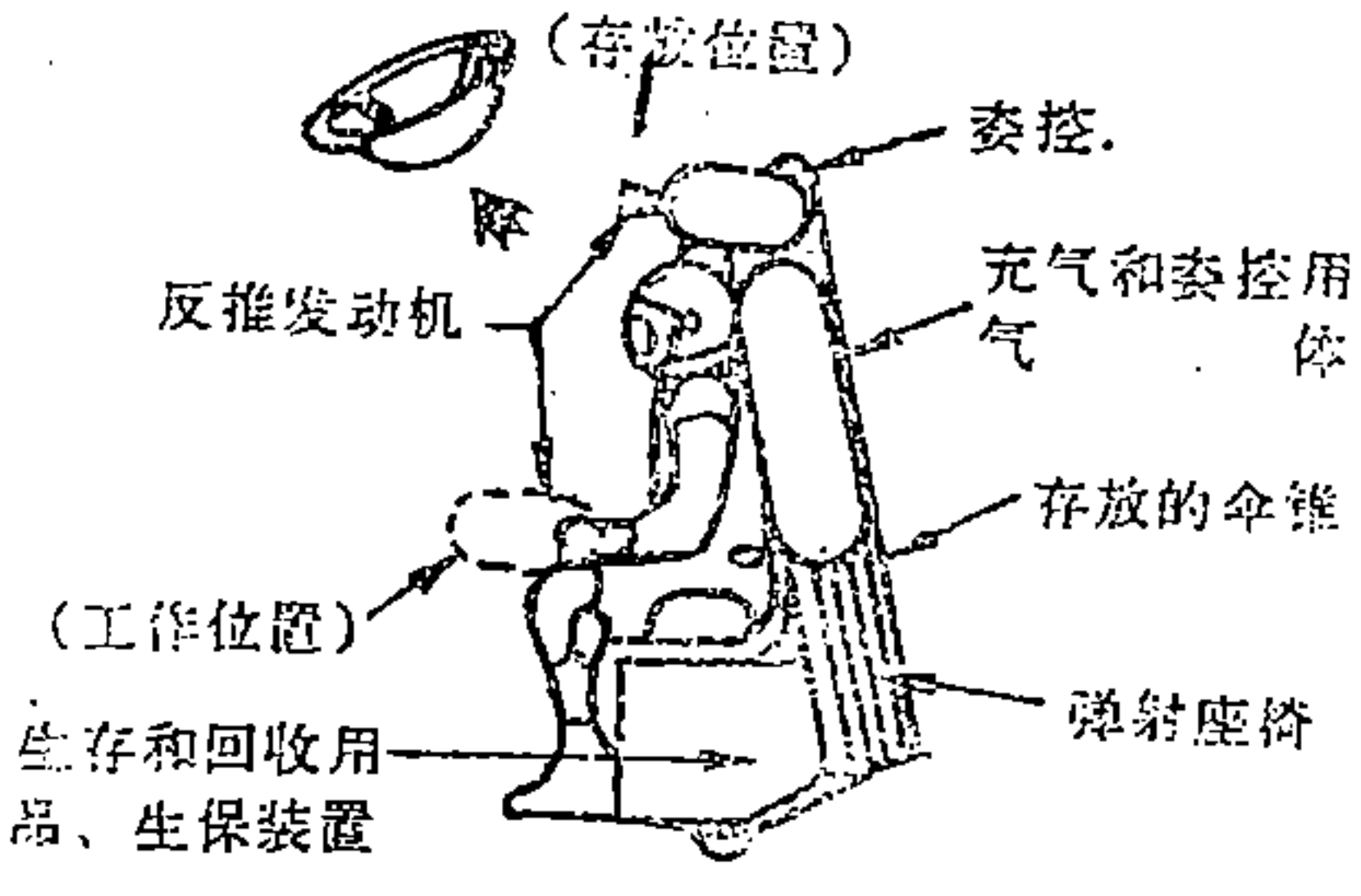
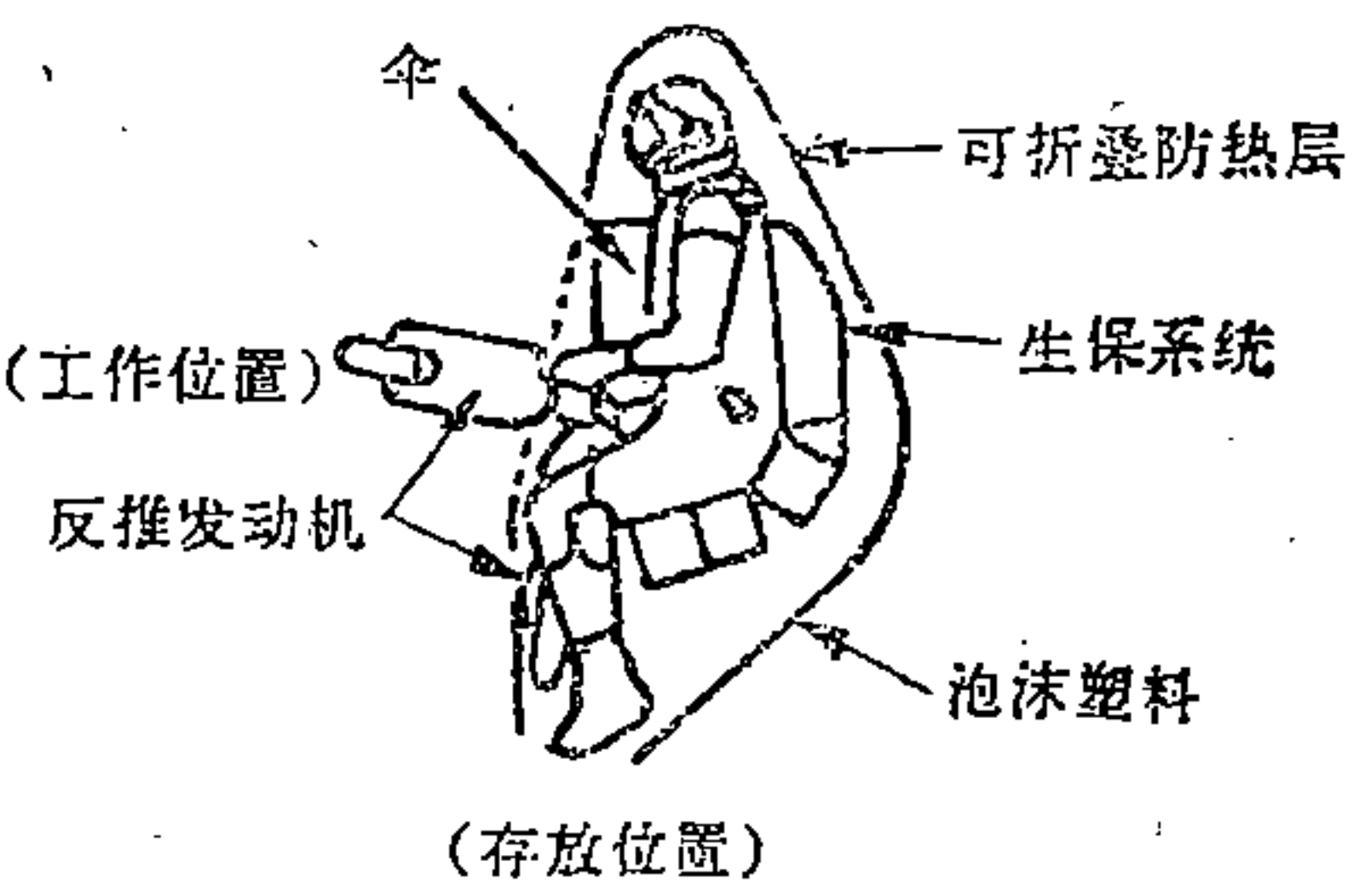
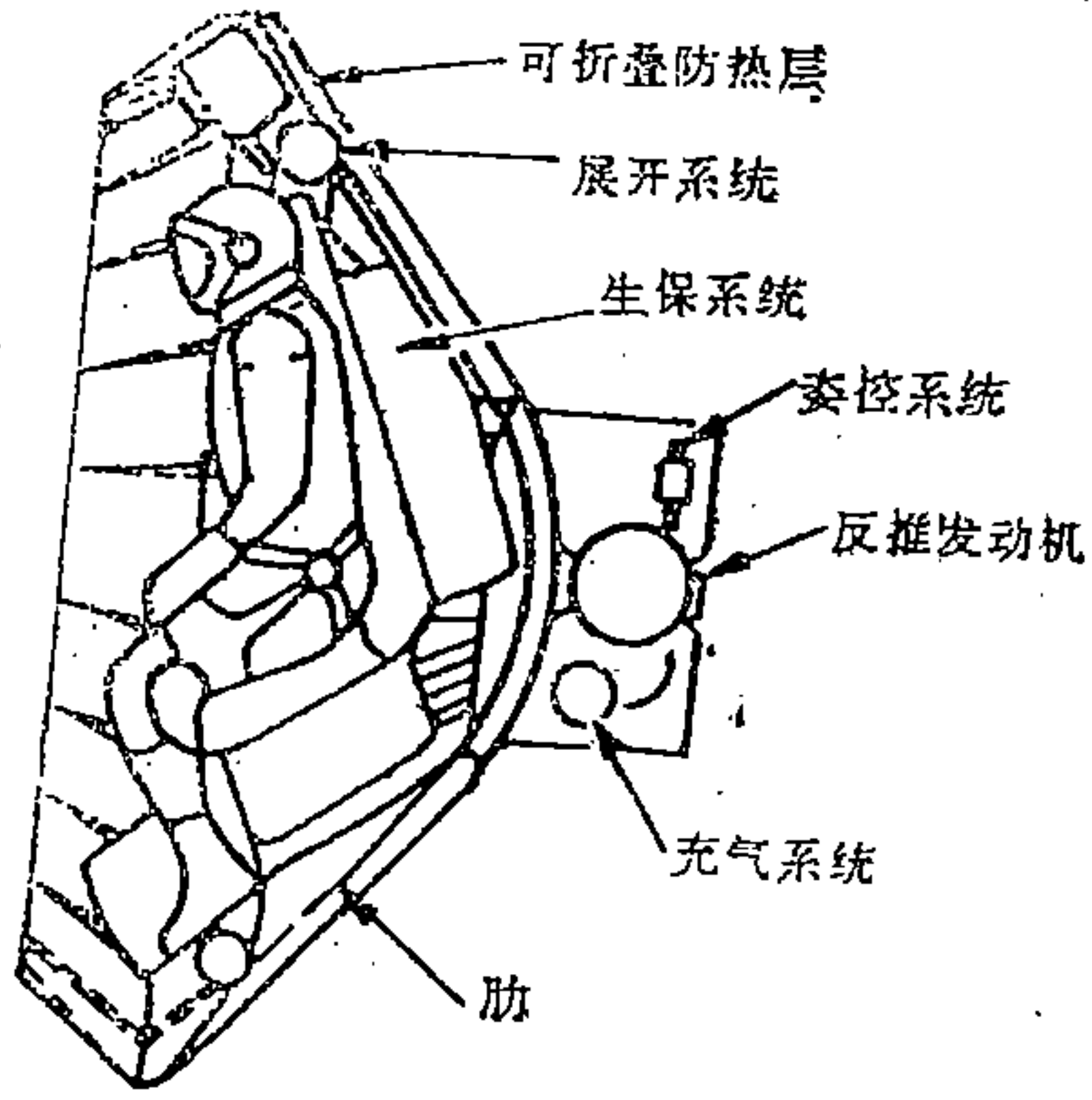
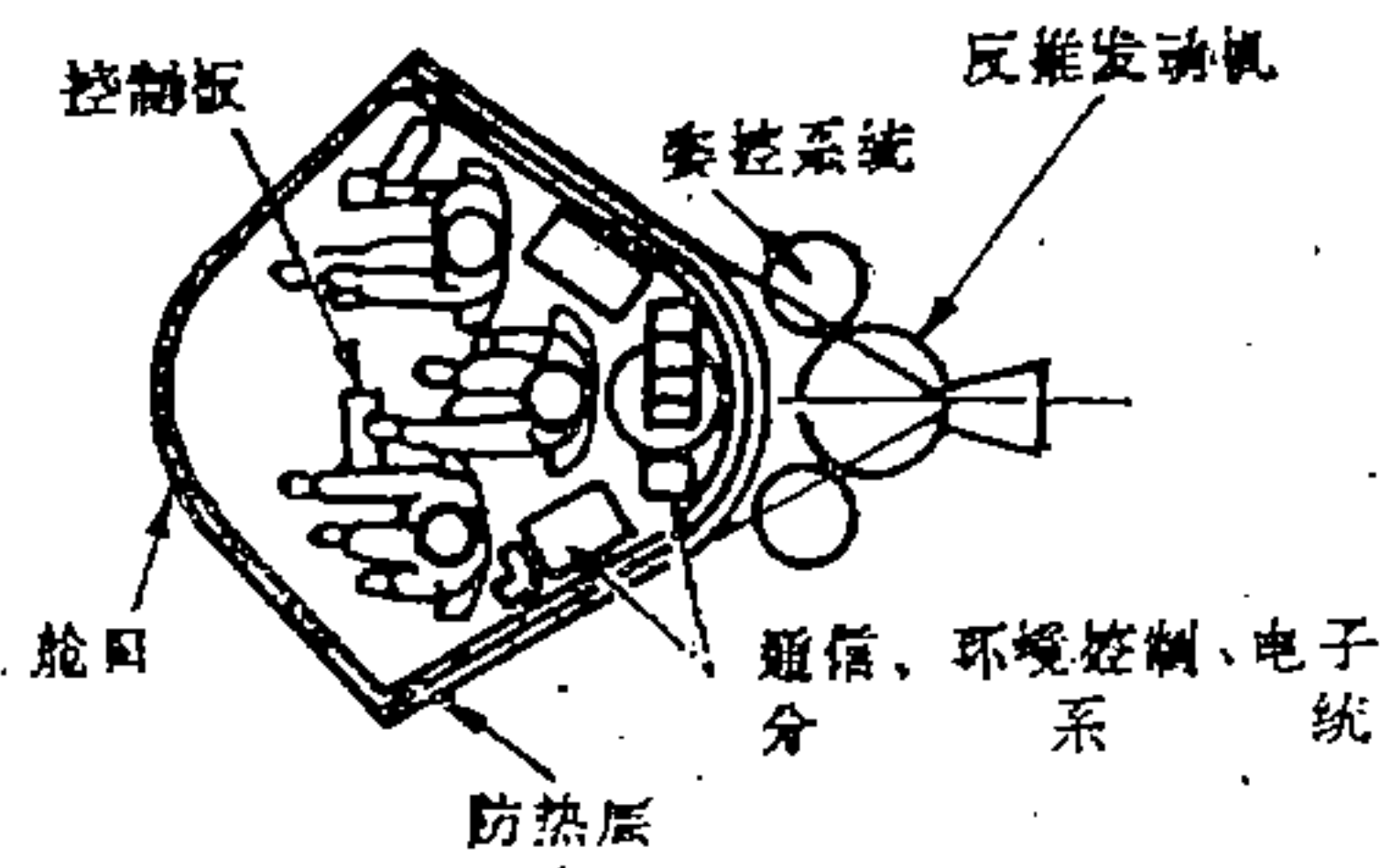
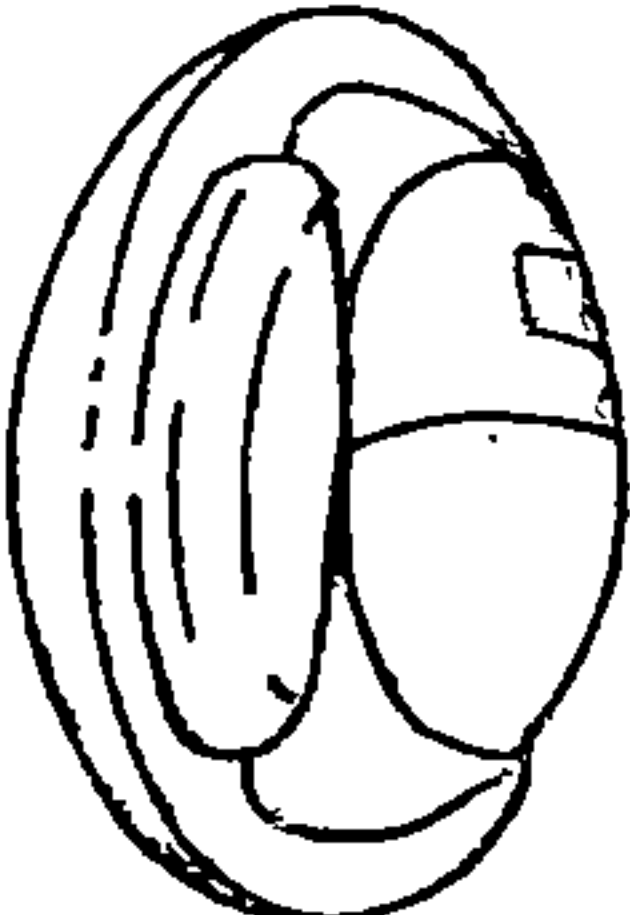
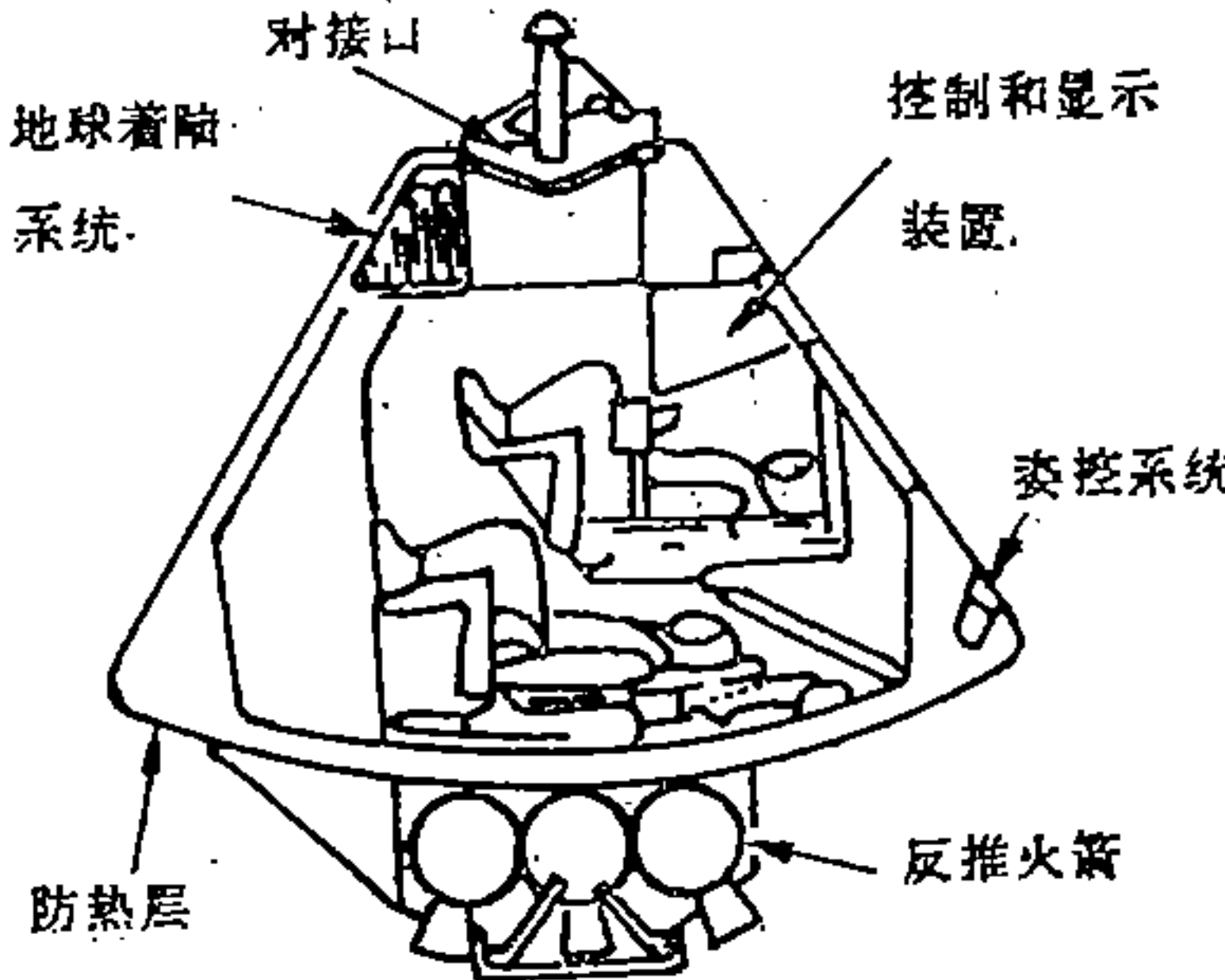
方案名称	示意图	特 征
肋骨增强的展开式结构 (北美洛克韦尔公司)		• 3人 • 不穿航天服 • 机械刚性结构 • 容器存放 • 660公斤 • 需要采用的新技术 • 肋骨-桁架连接结构 • 材料
伞锥 (麦道公司)		• 1人 • 航天服 • 充气式 • 192公斤 • 需要采用的新技术 • 大的可充气展开结构 • 材料
MOOSE (通用电气公司)		• 1人 • 航天服 • 手持反推火箭 • 全部设备在舱外活动时携带 • 泡沫填充塑料 • 215公斤 • 需要采用的新技术 • 在空间形成泡沫填充塑料 • 可折叠的防热层
ENCAP		• 1人 • 航天服 • 舱外活动 • 机械展开式 • 240公斤 • 需要采用的新技术 • 机械展开结构 • 可折叠的防热层

表7-5 刚性再入救生系统

方案名称	示意图	特征
密闭弹射座椅 式救生舱 (马丁·马里 埃塔公司)		• 1人 • 不穿航天服 • 弹射座椅 • 370公斤 • 需要发展的新技术 • 可移动式舱盖 • 新型防热层 • 改进B-58座舱
救生艇 (通用电子公 司)		• 3人 • 穿航天服 • 要求人用伞 • 420公斤 • 新技术要求 • 新防热层 • 泡沫材料
升力体 (诺斯罗普公 司)		• 3人 • 不穿航天服 • 1950公斤 • 新技术要求 • 新防热层 • 再入技术 • 高速驾驶技术

续表 7-5

方案名称	示意图	特征
地球轨道应急 逃生装置 (航宇局和洛 克希德公司)	 The diagram shows a cross-section of a conical escape module. Labels include: 控制板 (Control Panel) at the top left, 舱口 (Crew Hatch) at the bottom left, 隔热层 (Thermal Protection Layer) at the bottom, 姿控系统 (Attitude Control System) in the center, 反推发动机 (Retrorocket Engine) at the top right, and 通信、环境控制、电子分系统 (Communication, Environmental Control, and Electronic Subsystem) in the middle right.	• 3人 • 不穿航天服 • 1240公斤 • 新技术要求 • 新防热层
球形防热层 (北美洛克韦 尔公司)	 The diagram shows a spherical module with a large circular hatch on one side, representing a spherical thermal protection layer design.	• 2人 • 不穿航天服 • 445公斤 • 新技术要求 • 新型防热层
阿波罗逃生 指挥舱 (北美洛克韦 尔公司)	 The diagram shows a conical escape module with a large hatch at the top. Labels include: 对接口 (Mating Port) at the top, 地球着陆系统 (Earth Landing System) on the left, 控制和显示装置 (Control and Display Unit) in the center, 姿控系统 (Attitude Control System) on the right, 反推火箭 (Retrorocket) at the bottom, and 隔热层 (Thermal Protection Layer) at the base.	• 2~6人 • 不穿航天服 • 约4500公斤 • 不要求新技术

第八章 救生设备的试验

第一节 概 述

救生设备是现代飞机最重要的系统之一。救生设备中任何一个设备或附件在工作中出了故障，都可能导致人身死亡的结果。为了救生安全，不仅要从设计上考虑各种安全措施，例如采用双套设备、联动装置、多余度设计和自动控制等，而且还要求所设计的设备在工作时完全可靠，在各种可能的工作条件下不出故障。为此，须对救生设备进行专门的试验，直到认为它完全合格时才交付生产和使用。

按救生设备设计生产过程顺序，试验可分为设计试验、新品鉴定试验和产品验收试验。设计试验是在产品设计阶段做的试验。例如为了设计弹射座椅气动外形和稳定装置，须进行风洞试验取得有关的气动力数据；为了采用某些新结构、新材料或新工作原理，要根据工作条件进行一系列试验，然后才能将它们用于新设计中。

新产品在试制完毕后，要进行大量试验以检验设计的正确性，检查新产品是否完全符合设计技术要求。这种鉴定试验除检验救生设备工作原理和性能外，还要检查它们的强度、工作适应性和可靠性，并为改进设计取得可靠数据。

通过鉴定的新产品投入成批生产后，其产品还须经验收试验通过才能出厂投入使用。产品验收试验不须重复新品鉴定试验的全部内容，可根据生产和使用特点确定试验项目。

救生设备试验还可按其他方法分类，例如按试验性质可分为：正常工作性能试验、强度试验、寿命试验、可靠性试验等；按救生设备配套情况可分为：单项的、配套的以及系统的试验等；按试验地点又可分为地面试验、水中试验和空中试验；按产品对象可分为：抛盖系统试验、弹射座椅试验、降落伞系统试验等。此外，还常以试验设备的不同来分类，例如可以分为：用普通机械设备进行的试验（如各种机构的工作程序试验、静动力强度试验及振动试验等），风洞试验、弹射器试验、离心机试验、火箭滑车试验、飞行试验和其他试验（如水池试验）等。

救生设备的试验是一项极其复杂和庞大的工作。救生设备的任一系统和附件，都需在它们可能的工作条件下进行单个的、配套的以及整个系统的试验。对于影响其工作的各项因素，也可进行单项的和综合的试验。在进行各种试验时，试验条件的选择是很重要的。新品试验不能只在一般的正常工作条件下进行，而要选取最不利情况来做试验。这主要是为了确保产品质量，不致在成批生产中造成过大浪费。例如在伞的试验中，常使用没有手脚的假人或弹头来试验最大开伞动载；选用较小透气量织物的伞做伞的强度试验；用较大偏气量织物的伞做下降速度试验。如果在不利情况下能保证工作可靠，在正常使用时则是透于安全的。

试验通过模拟方法进行。使用专门的设备在地面或空中模拟产品的工作条件或所规定的试验条件，使产品工作，并用各种测量仪器测定和记录它们的工作参数及工作情况，最后将结果整理分析，并得出必要的结论。

通常的试验顺序是从简单到复杂，从单件到系统，从单项到综合。为了保证试验安全，在空中试验前必须先进行大量的综合性地面试验。地面试验不仅能减轻和简化空中试验的任务，而且成功的地面试验也是空中试验的必要条件。没有地面试验，空中试验的结果常是不可靠的，除非增加空中试验次数，这在经济上是不合算的。

在所有试验中，用真人进行试验必须慎重，要严格地按照先假人（模型）试验后真人试验的顺序进行，否则试验人员可能遭到伤亡的危险。

第二节 风 洞 试 验

风洞是一种能造成气流并在其中进行试验的装置。对于救生设备，风洞可以用来试验一切与气流速度有关的附件，探讨关于它们的气动力学理论，测定其气动力参数，作为设计计算的依据。同时还可以在风洞中进行实际工作试验，以检查附件在气流中工作的稳定性及可靠性等。

弹射座椅风洞试验内容有：座椅气动特性试验、座椅稳定装置气动特性试验、座椅系统稳定性试验、高速气流吹袭试验等等。气动特性试验是将试验件置于风洞试验段内，测量它所受的升阻力、力矩和气流速度、冲角等参数，即可得出座椅或稳定装置的气动力特性。高速气流吹袭试验，在封闭试验段内是由突然打开快速气门的方法造成气流对试件的冲击，在敞开式试验段内则是由专门的机构使座椅突然进入气流而造成吹袭。

降落伞风洞试验可以测定伞衣的阻力系数，稳定性、充满临界速度、开伞动载、伞衣压力分布等气动特性；可研究伞衣织物透气量、伞衣结构形式和参数等对伞衣气动特性的影响；还可以研究座椅-伞系统的综合气动特性及其相互干扰情况等。由于降落伞面积很大，又是透气性材料制成，因此降落伞风洞试验模型很难按相似准则制造。所以在可能的条件下应尽量用1:1或小比例的模型做吹风试验。对于面积达60~80m²，直径达7~9m的救生伞，只有建造专门的大风洞才能做全尺寸的试验。降落伞的透气性和柔性也是难以模拟的因素，因此模型试验的结果有一定误差，还需空投试验来修正。

风洞试验与其他试验方法相比，其主要优点是试验条件可以严格控制，测量精确，便于观察，并能在短时间内获得较多的数据。不过风洞试验取得的数据还需由飞行试验、空投试验或其他比风洞更接近实际飞行情况的试验加以验证及修正，才能付诸实用。同时风洞试验由于条件的限制（例如试验段的直径、风速等），往往只能用模型在低速下做试验，这增加了试验数据整理分析的工作量，也影响数据的准确可靠。

风洞试验是研究设计弹射救生设备必经的一个阶段，没有风洞试验数据就无法进行最基本的设计计算，例如轨迹计算和稳定性计算。因此风洞试验数据常常是救生设备设计的原始依据，为了改进救生设备气动性能，也须经过风洞试验确定方案和取得数据。总之风洞试验在救生设备设计中占有重要的地位。

第三节 地面发射试验

地面发射试验是在地面试验设备上，将试验件用动力发射到空中所进行的试验。例如地面弹射试验、气动炮发射试验、火箭发射试验等。

一、地面弹射试验

地面弹射试验是在地面弹射架上对弹射座椅系统进行自由弹射的试验。它可以通过弹射时座椅各部件的顺序工作来检查各部件的工作情况。它还可以试验弹射机构的工作性能,测定弹射初速、过载,研究弹射机构内弹道特性等。地面弹射试验还用来研究人对弹射过载的耐受能力,及减轻过载或提高耐受极限的措施。地面弹射架也可用来训练飞行员,使飞行员掌握救生设备的操作方法和弹射救生的基本要领。

弹射架的构造一般如图8-1所示。支架上装有滑轨,滑轨下端是弹射座椅试验台。用专门的或通用的弹射机构将座椅沿轨道弹射,即可试验弹射座椅的工作情况。利用地面测量设备可以精确地记录速度、过载等数据。快速电影摄影机还可以记录座椅的运动轨迹和运动状态。

长轨的弹射架常称为弹射塔,轨道可长达30m以上。座椅在弹射塔上试验时不离开弹射塔,只升到塔的上端,由重力和专门的制动器制动停止。

自由弹射的弹射架轨道较短,它只要求能模拟座椅从座舱里弹出的情况。座椅弹出座舱后在空中运动,然后落到一个专门的防护网上。这种小型弹射架的试验与地面停机零-零弹射完全一样,只是弹射架配置了专门的测量记录仪器设备。把小型弹射架安装在深谷的边缘,可以试验人体模型与座椅的分离及降落伞系统的工作情况。

除垂直弹射架外,还有一种水平弹射试验装置,即水平脉冲式小车。它的轨道是水平放置的,较长,因此可以得到更大的速度和过载,它与后来发展的火箭滑车极相似,试验方法也大致相同。

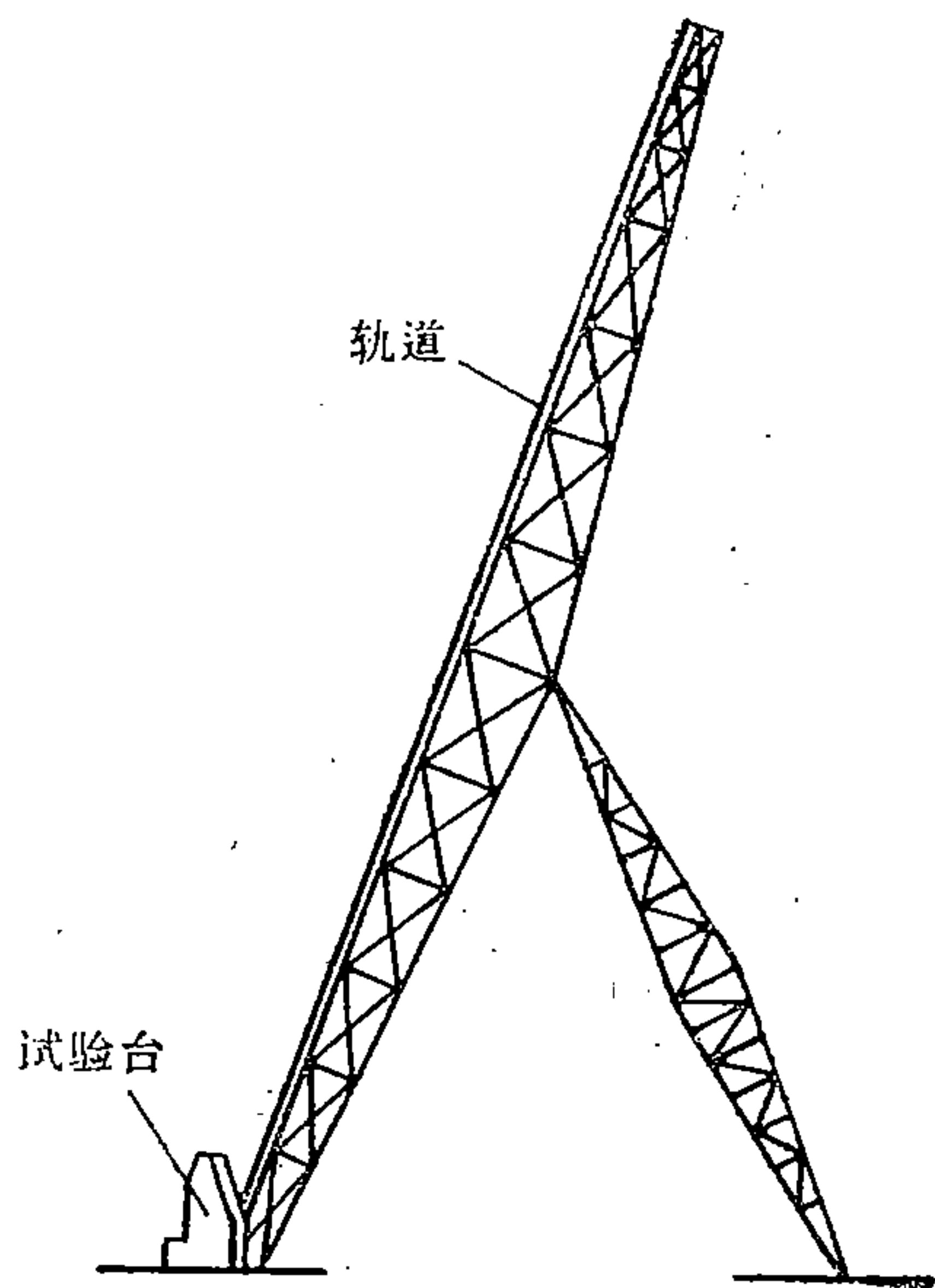


图8-1 弹射塔示意图

二、气动炮发射试验

气动炮发射试验是研究降落伞的一种方法。气动炮以压缩空气为动力,将试验弹以一定速度从炮膛内射出,然后用引导伞将试验伞从试验弹体中拉出工作,通过遥测和自记仪器测定其工作参数。气动炮试验可在跨音速条件下研究伞的开伞程序、动载、强度及稳定性等。它的优点是试验成本低、效率高、测试简便、受气候条件影响小、而且速度也比较大,特别适合于人用伞的初步设计试验。

气动炮结构原理如图8-2所示。它由炮身、射击开关、试验弹、压紧盘、空气压缩机、高压气瓶和操纵装置等部分组成。炮身分气膛和炮膛两部分。试验弹内装试验伞及测试仪表,并和压紧盘一起装入炮膛由锁闭机构锁住。压紧盘起密封作用。气膛内充满由气瓶来的高压气体。射击开关可操纵锁闭机构打开,使试验弹在压缩空气推动下,在炮膛内加速、射出,并在空中完成伞的试验。

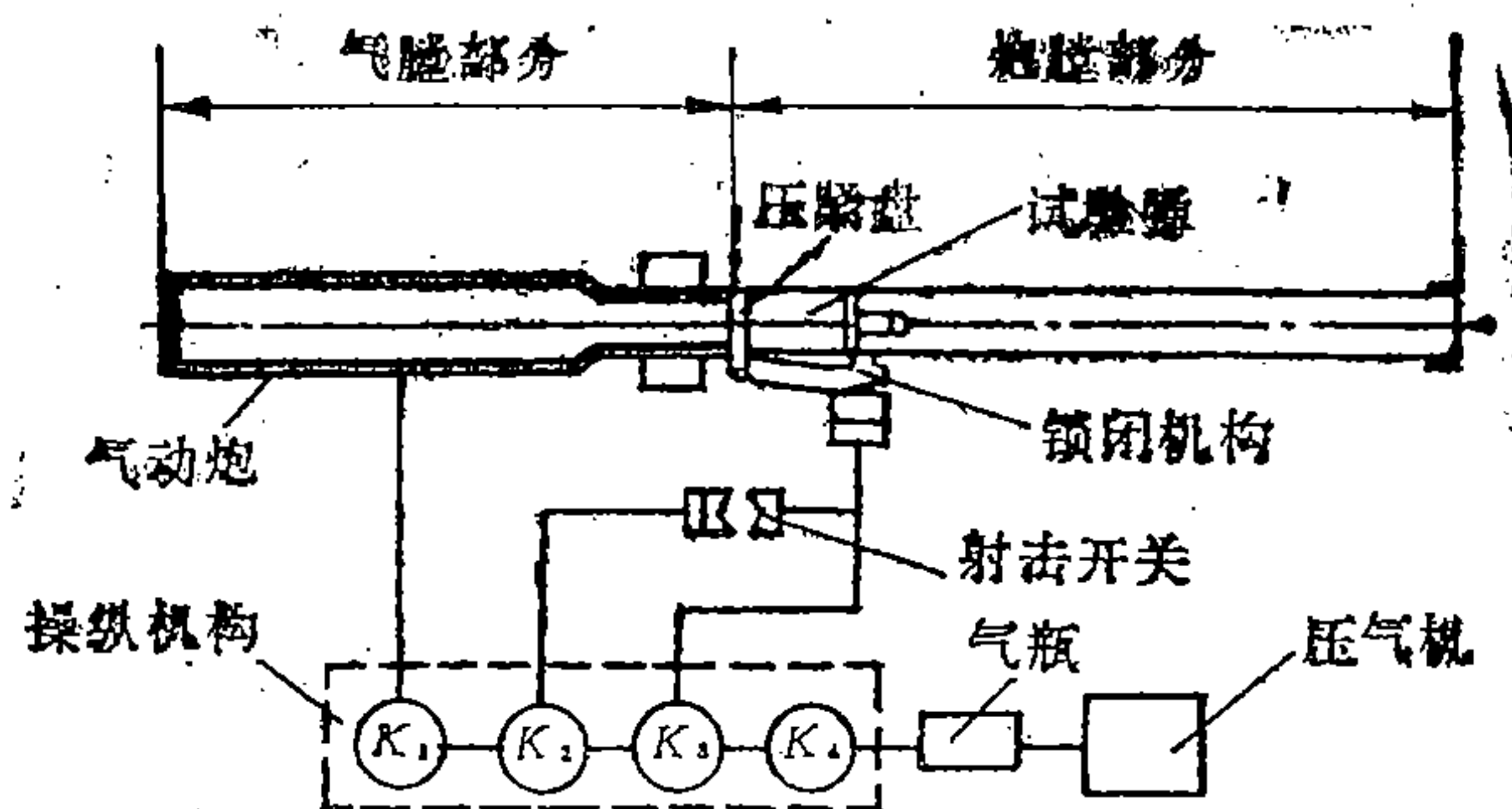


图8-2 气动炮结构原理图

三、火箭发射试验

火箭发射试验分空中发射和地面发射两种。空中发射属空中试验。地面火箭发射试验与气动炮试验相类似，只是试验弹的发射动力为火箭。它也主要用于伞的试验研究。火箭发射试验的速度比气动炮试验速度高，常用来研究超音速减速稳定伞。但火箭发射成本高，测试技术复杂。

第四节 火箭滑车试验

一、火箭滑车试验装置

火箭滑车试验是利用火箭发动机（或喷气发动机）推动一个特制的滑车，沿地面滑轨高速运动，以模拟飞行情况。火箭滑车是研究救生设备的重要试验装置。

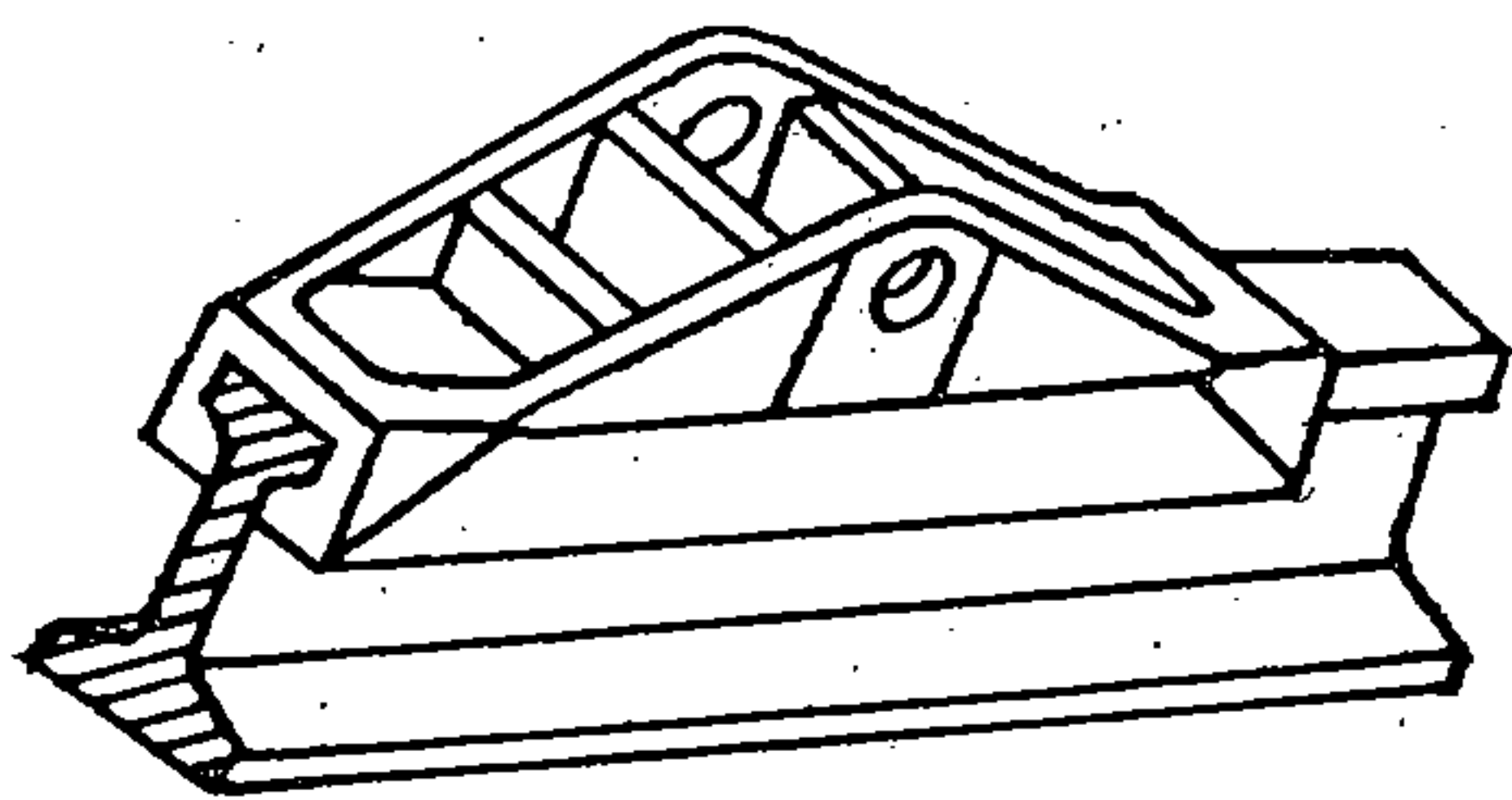


图8-3 火箭车滑块

火箭车的滑轨铺设在钢筋水泥的路基上，轨道宽度在0.9~2.2m范围内，轨道长度则由试验要求而定，长的可达10km以上，短的则只有150m。英国马丁-贝克公司的试验滑轨长1828m；美国霍洛曼高速试验滑轨长15.5km。火箭滑车靠滑块在轨道上滑行，有时滑块上还安装滚柱。滑块从三个方面包住滑轨上部，如图8-3所示，以便承受工作时的载荷。火箭车本身的尺寸大小和形状则决定于它的

试验任务。作气动力试验的火箭车应使试验对象置于被扰动的气流之外。

火箭滑车一般使用固体火箭组作动力，大型火箭滑车也可用技术较复杂而经济性好的液体火箭发动机。图8-4为几种火箭滑车的外形。

火箭滑车试验一般经过三个工作阶段，即起动加速段、稳定段和制动段。起动加速段是为了获得必要的试验速度。达到试验速度后应使火箭滑车速度稳定在一定范围内，此即稳定段。一般试验均在稳定段内进行。试验完毕后火箭滑车进入制动段，刹车减速直到完全停下来。

火箭滑车的刹车装置除使火箭车减速和停止运动外，在某些要求制动过载的试验中还可以靠它模拟要求的制动过载值。刹车装置的种类很多，目前常用的是水力刹车，此外还

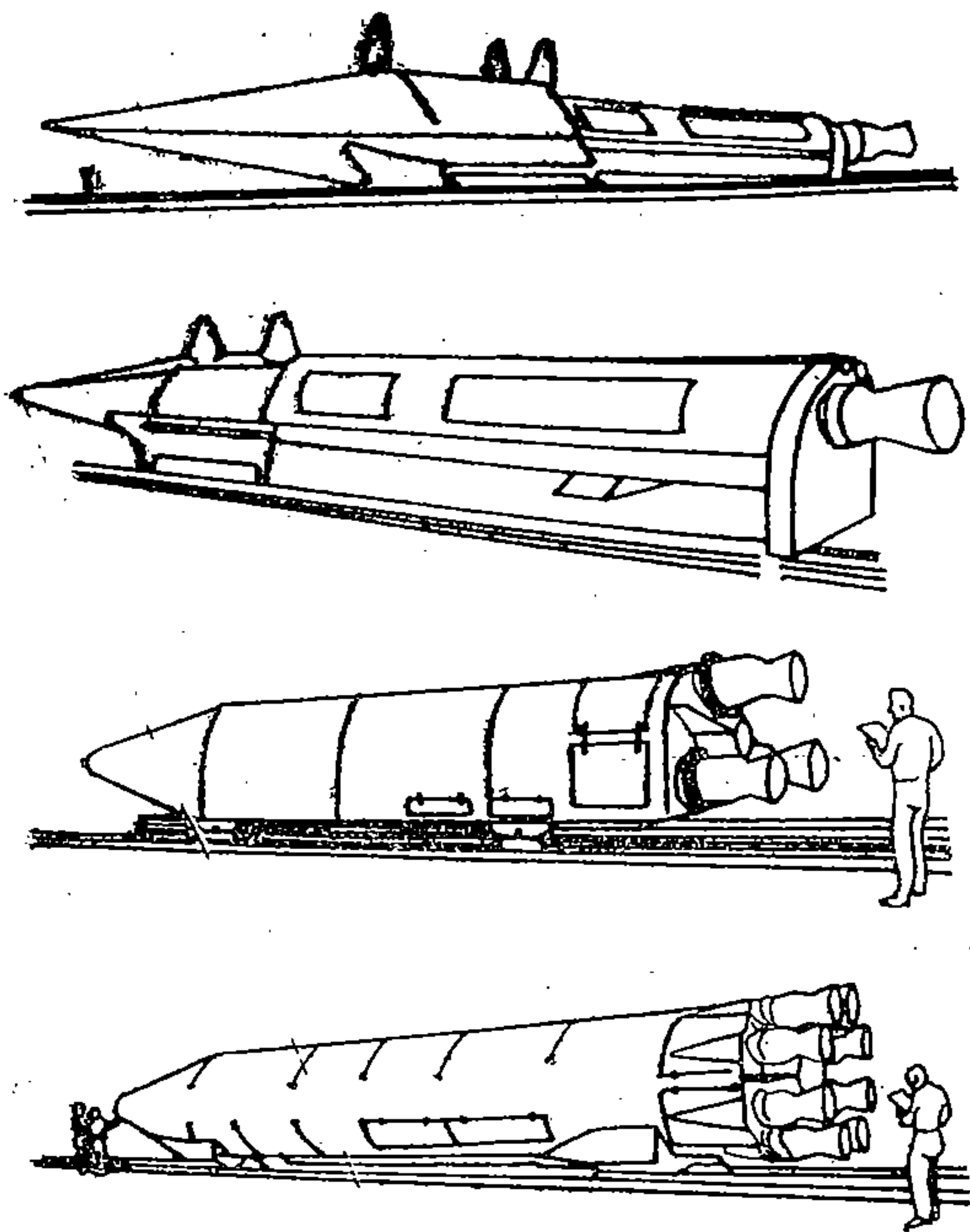


图8-4 几种火箭滑车的外形图

可用沙、气动阻力和反推力火箭等方法。

水力刹车的原理如图8-5所示。水刹车用水作为刹车介质。在轨道之间设有储水槽，火箭滑车上装有戽斗。当需要刹车时，将戽斗放下伸进水槽浸入水中，使水从戽斗进口流入，再从出口向前喷出，从而产生很大的制动力，使车体减速和停止滑行。刹车力的大小与戽斗的几何形状、进水量和滑车速度等有关。这种装置结构简单，效率也很高，但是在水结冰时不能使用。

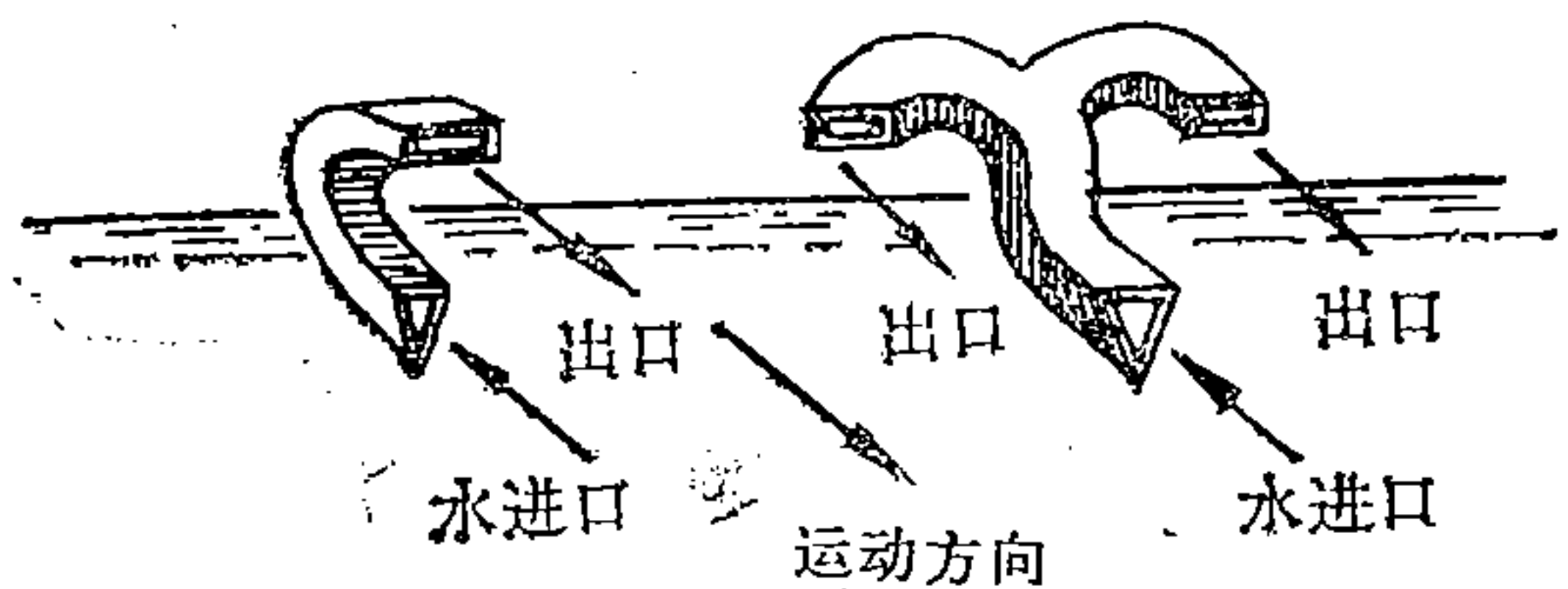


图8-5 火车箭水刹车原理图

沙刹车和水刹车相类似，不同的是其刹车装置不是戽斗而是一个实心探头；轨道间刹车介质也不是水而是沙。需要刹车时，将探头伸进沙中，便可使车速减小直至停止。沙刹车已成功地用于车速为200m/s的试验中。

气动力刹车是利用增大阻力面积的原理来实现的。需要刹车时，将刹车板打开即可刹车。火箭滑车也常采用阻力伞刹车。

二、火箭滑车试验

火箭滑车上可以试验救生设备的各主要部件，可以做降落伞试验、座舱盖抛放试验、座椅弹射试验、气流吹袭试验、制动过载试验及座椅稳定性试验等。在试验中，为了测量和记录试验结果，使用了各种自动记录仪、遥测设备和自动摄影装置。这些设备，有的安装在火箭滑车上或被试验的对象上，有的设在地面。它们能精确测出：火箭车的速度、加速度（包括制动过载）；弹射座椅及降落伞系统所受的力和变形；弹射座椅的速度、运动轨迹及姿态。进行生物试验时，还可以测量有关的生理数据。

火箭车降落伞试验主要是拖曳试验。图8-6示出了拖曳试验原理图。当火箭滑车达到

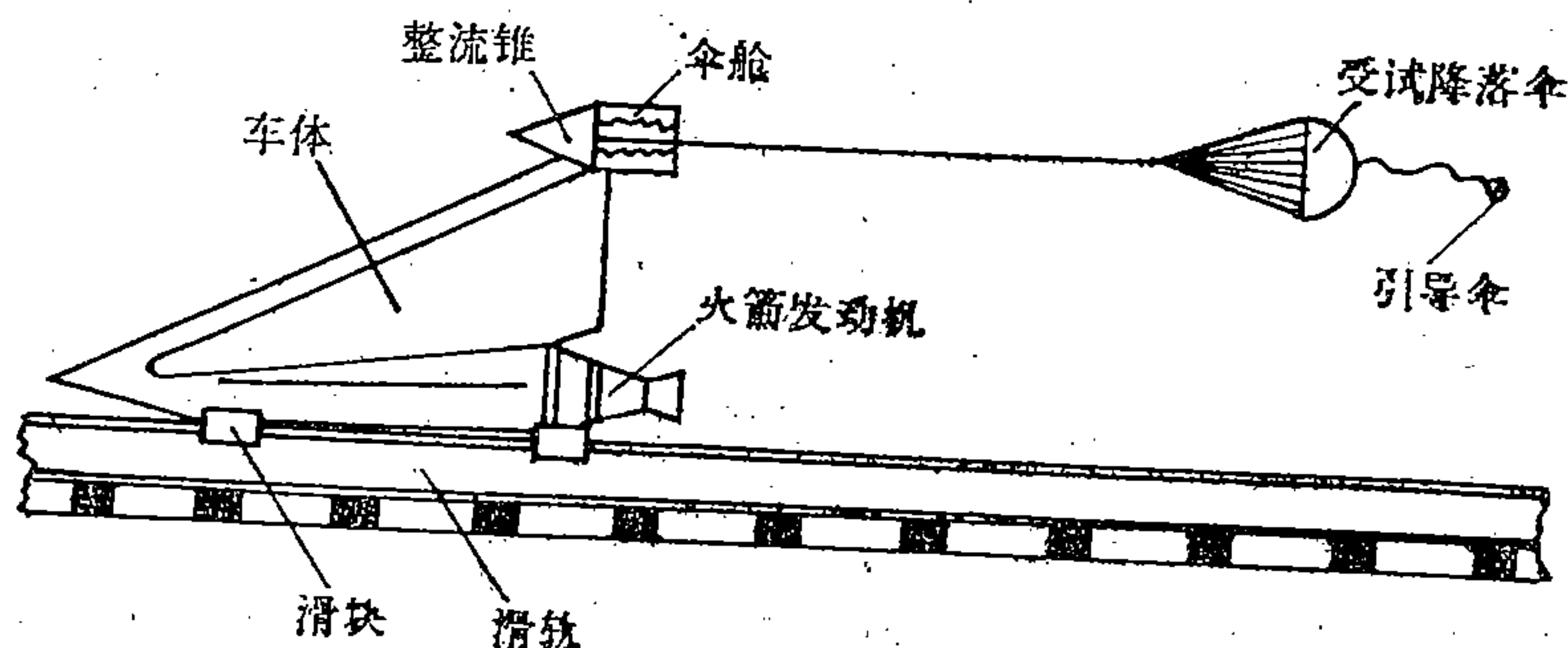


图8-6 火箭滑车拖曳试验

预定速度时，伞舱打开，引导伞拉出受试降落伞在高速气流中试验。这种拖曳试验可以达到超音速，适于高强度大速度降落伞试验。

火箭滑车抛盖试验和弹射试验是弹射救生设备高速地面试验。此时，火箭滑车的试验舱应具有与真实飞机座舱相同的外形和主要尺寸，座舱在轨道上要有足够的高度，以减小地面效应和火箭喷流的影响。图8-7是弹射试验滑车及其试验情况。在有乘员的试验中应使用具有典型飞行员重量和重心的人形假人，其四肢也应能活动。火箭滑车试验可以鉴定弹射救生系统的工作性能，评价各子系统的工作情况，同时能评价弹射救生是否满足生理耐限要求，还可以检验数学模型或计算机程序的正确性。

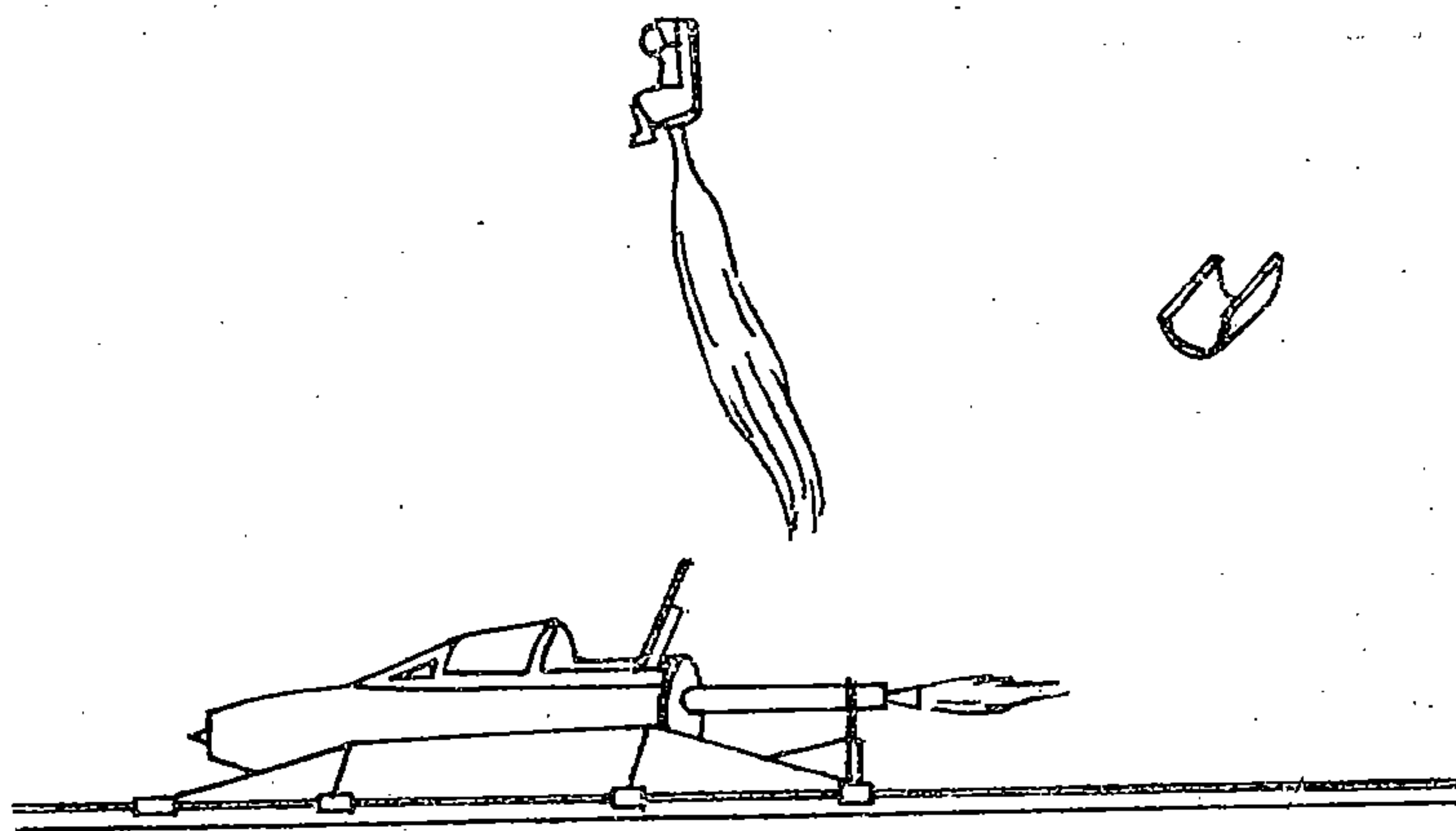


图8-7 弹射试验滑车及试验情况

火箭滑车具有用途广泛、模拟真实、流场干扰小等优点。但也存在一些问题，例如火箭车速度调节复杂，设备及试验费用昂贵以及模型在车上的强烈振动等。

第五节 空中试验

在进行了地面试验之后，救生设备各部件及系统还需要作空中试验，在实际飞行或接近真实空中运动的情况下，试验它们的工作性能及使用情况。通常用飞机来进行试验，有时也可利用其他飞行器如气球、火箭等。

一、降落伞空中试验

1. 伞塔试验

降落伞空中试验主要有空投试验、空中拖曳试验和空中发射试验等。伞塔试验属空投试验。伞塔空投又分普通运动伞塔和旋转伞塔两种。普通伞塔是供跳伞训练用的，高可达40~80m。在普通伞塔上可以作小型伞及伞模型的空投试验。把试验伞从塔上投下，测量其开伞过程的气动参数和下降速度，并观察开伞过程及程序。

旋转伞塔是专门的试验设备，其组成如图8-8所示。塔身高约40~60m，一般采用钢架结构，顶部有一个可旋转的旋臂，臂端的钢索悬挂着一个吊舱，吊舱具有较好的气动外形，保证运动稳定。吊舱内装降落伞试件。悬臂由电动机带动旋转，吊舱所能达到的最大线速度为400~800km/h。在预定的线速度下从吊舱内抛出被试降落伞系统，使之完成开

伞、拉直、充满、下降全过程，以测定其气动性能和试验其强度等。

旋转伞塔试验由于具有线速度，比较接近于从飞机上投放。与飞机空投相比，它的费用较低，速度可控，且易于重复试验。但其速度受试验设备限制不能太高，被试验系统的重量尺寸也受一定限制。

2. 气球投放试验

气球投放试验可分两种：系留气球投放试验和自由气球投放试验。

系留气球一般用氢气作为升力气体，体积约数百立方米，通过系留钢索和绞盘固定在地面的汽车上。气球用舵面保持在空中的稳定。气球下有吊篮可乘人或载物。系留气球一般供跳伞训练或跳伞表演用。用作空投试验时，可试验降落伞的开伞程序、稳定性、下降速度及低空性能等。系留气球的高度、载重量以及试验时的天气、地点等都有一定限制。

自由气球可以自由飞行，一般用氦气作为升力气体，可进行高空投放试验，从高空投下的物体能达到很大的速度。采用自动开伞控制机构使降落伞在不同的高度速度下开伞，从而完成不同要求的试验。

3. 飞机空投试验

飞机空投试验是目前最广泛采用的降落伞试验方法。通常采用的机种有运输机、歼击机和轰炸机等。可以根据要求的试验条件来选择机种，救生伞试验常在运输机上进行。利用真人或假人从运输机上跳伞降落，同时测定其轨迹（高度、速度）、姿态、开伞程序、开伞动载及稳定下降速度等参数，即可鉴定伞系统的工作性能。飞机空投还可试验其他类型伞，如稳定伞、阻力伞、投物伞等。

飞机空投试验的特点是可以较真实地模拟降落伞实际使用条件，试验的高度和速度范围很广，每次飞行可以试验数量较多的降落伞，因此在设计、研究以及生产检验中得到广泛的应用。

4. 空中拖曳试验

空中拖曳试验有飞机拖曳和火箭拖曳两种。飞机拖曳是把降落伞拖在飞机后部，靠飞机的空中飞行速度或地面滑跑速度来试验伞的性能。飞机拖曳常用来试验高空或高速下工作的伞系统。

空中火箭拖曳适于高强度大速度降落伞试验。它又称为火箭空中发射试验。图8-9示出了从歼击机上发射超音速火箭试验弹的情况和试验弹的总体布置图。空中发射还可以利用高空（同温层）气球进行。空中火箭拖曳不能象飞机拖曳那样保持一定速度飞行，因此它着重于动态试验研究。

二、空中抛盖及弹射试验

座舱盖空中抛放试验是在完成地面抛放试验后，在空中进行的验证试验。它可以检查舱盖系统在飞行中的连接强度，检查抛盖系统工作的可靠性及舱盖抛放后的运动轨迹。

弹射座椅空中弹射试验是全面检查弹射救生系统工作性能的试验。它可以检查座椅弹

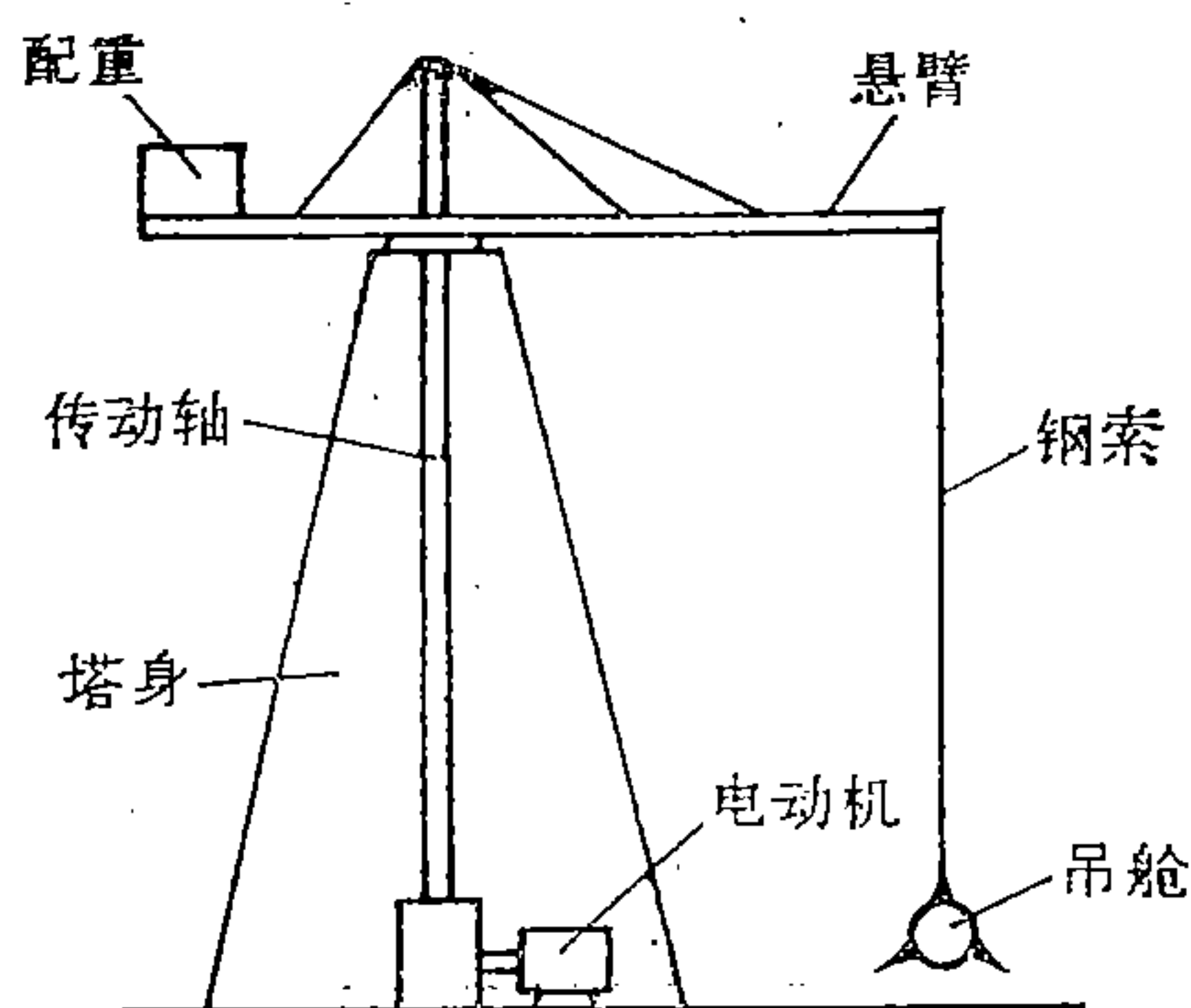


图8-8 旋转伞塔

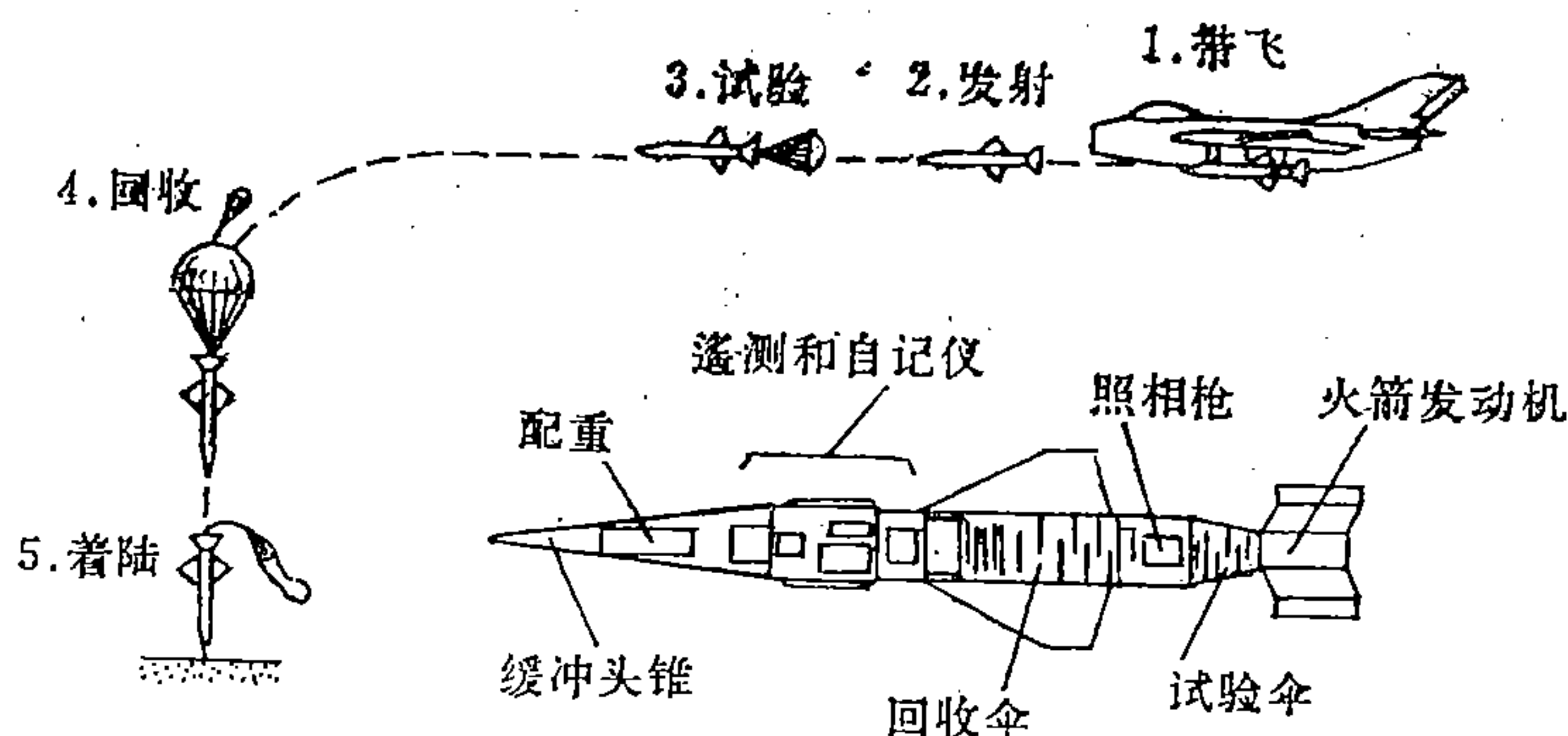


图8-9 空中发射试验和试验弹

射初速、弹射过载、气流吹袭及制动过载的情况，以及检查弹射后人-椅系统在空中的运动轨迹、运动稳定性等。此外还可检查各子系统，例如人体保护装置的工作可靠性、自动机构工作情况等。当人、椅分离后还可检查降落伞系统的工作。

空中抛盖和弹射试验的主要设备是空中弹射试验机。弹射试验机一般为双座或多座飞机。其飞行速度应能满足试验速度要求。试验机上除飞行员座舱外，还应有一个试验座舱。被试弹射座椅系统安装在试验座舱内，在一定高度和速度下弹射出舱进行空中试验。

试验机上除安装试验座椅系统外，还安装了许多测量记录设备，可以测量和记录被试验对象的速度、高度、运动轨迹及运动状态、各种力及过载等数据。测量设备有的安装在被试验对象上，如测力和过载的仪器、速度高度和时间记录仪；有的安装在运载飞机或空中跟踪飞机上，如速度高度仪表、运动轨迹和姿态摄影装置等；有的测量设备安装在地面，如测量速度、高度及轨迹的无线电遥测设备、地面照相设备、经纬摄影仪、雷达等。选择足够数量的适用的测量仪器对空中试验有重大意义。这不仅由于空中试验耗资巨大，而且还由于空中试验条件不稳定，要求测定各因素的变化情况，以便对主要数据进行修正。没有足够的测量设备，空中试验就只是一种定性试验，而没有多大意义了。

空中试验大多是综合性的试验，但有时也需先进行单项的空中试验，然后作综合试验。试验一般从低空低速增至高空高速，先采用假人（模型）试验，然后才考虑真人试验，一般不进行真人试验。

空中试验是救生设备设计试制中不可缺少的一个阶段，也是最后检验或鉴定救生设备性能的一种方法。但是空中试验费用贵、设备要求高，试验有一定危险性，因此应严格要求，不宜随便采用。各国在发展弹射救生设备的同时，先后建立了空中弹射试验设备，这些试验设备在设计和改进弹射救生设备中起了重要作用。

思考题

1. 试说明救生设备试验的重要性和试验的一般顺序。
2. 掌握各种试验的原理、方法和适用范围。

第九章 飞机供氧系统

第一节 概 述

大气是由氧、氮、二氧化碳等气体组成的混合气，其中氧气含量按体积计约占21%，直到70~90km高度均保持不变，而大气压力则随高度增加而下降，因此，随着高度的增加，大气中氧分压相应降低。大气中氧分压降低又引起肺泡气氧分压降低，从而引起人体组织的缺氧。这种由于高空飞行所遇到的缺氧，通常称为“高空缺氧”。按照缺氧严重程度的不同，人体会产生一系列的机能障碍，从头痛、眩晕、视力模糊、判断及理解力减退、记忆力减退，到智力紊乱后意识丧失，直至呼吸、循环机能相继停止。

人们对缺氧对人体的影响和怎样防止高空缺氧也是逐步认识的。第一次世界大战中，德国空军使用供氧系统，提高了飞行员的工作效率。到1918年飞机速度已提高到260km/h，高度9000m。多数国家的飞机上都有供氧装备。当时采用的是简单的连续供氧装备。

第一次世界大战后，供氧装备向节省氧气的方向发展。采用带贮气囊的开式面罩（图9-1）是一个例子。由高压贮气瓶出来的氧气经减压后沿软管6，中心带孔管5进入贮气囊4。气囊与面罩内腔是相通的。在面罩呼气孔3内装有可透气的海绵渗气盘。当使用者吸气时，吸用贮气囊内的富氧气体和调节器连续输入的氧气。呼气时，最初呼出的未曾进入人体肺泡的富氧气体则充入已瘪的气囊，以备下次吸气使用。随后呼出的含二氧化碳较多的肺泡气，因此时气囊已基本充满而通过渗气盘排入大气。显然，由于采用贮气囊而节省了氧气，这种供氧原理至今在旅客供氧系统中仍被采用，如运七飞机的YM6508型面罩即是带贮气囊的面罩。

1933年德国发展了在使用者吸气时供氧而在呼气时停止供氧的肺式供氧系统（或称需求式供氧系统）。它比连续供氧系统用氧经济，因为在呼气时停止供氧。

在第二次世界大战末期，各国对暴露在12~15km以上高度的加压供氧系统进行了大量的研究工作。加拿大用连续式加压氧气调节器向涂胶布背心式贮氧囊充氧，再由贮氧囊向面罩供氧。这种在加压呼吸时对胸部施加与面罩相当的对抗压力，将大大改善加压呼吸的生理障碍。这种气压背心加压供氧系统在战斗机上作了广泛试用。1945年美国试制带气压

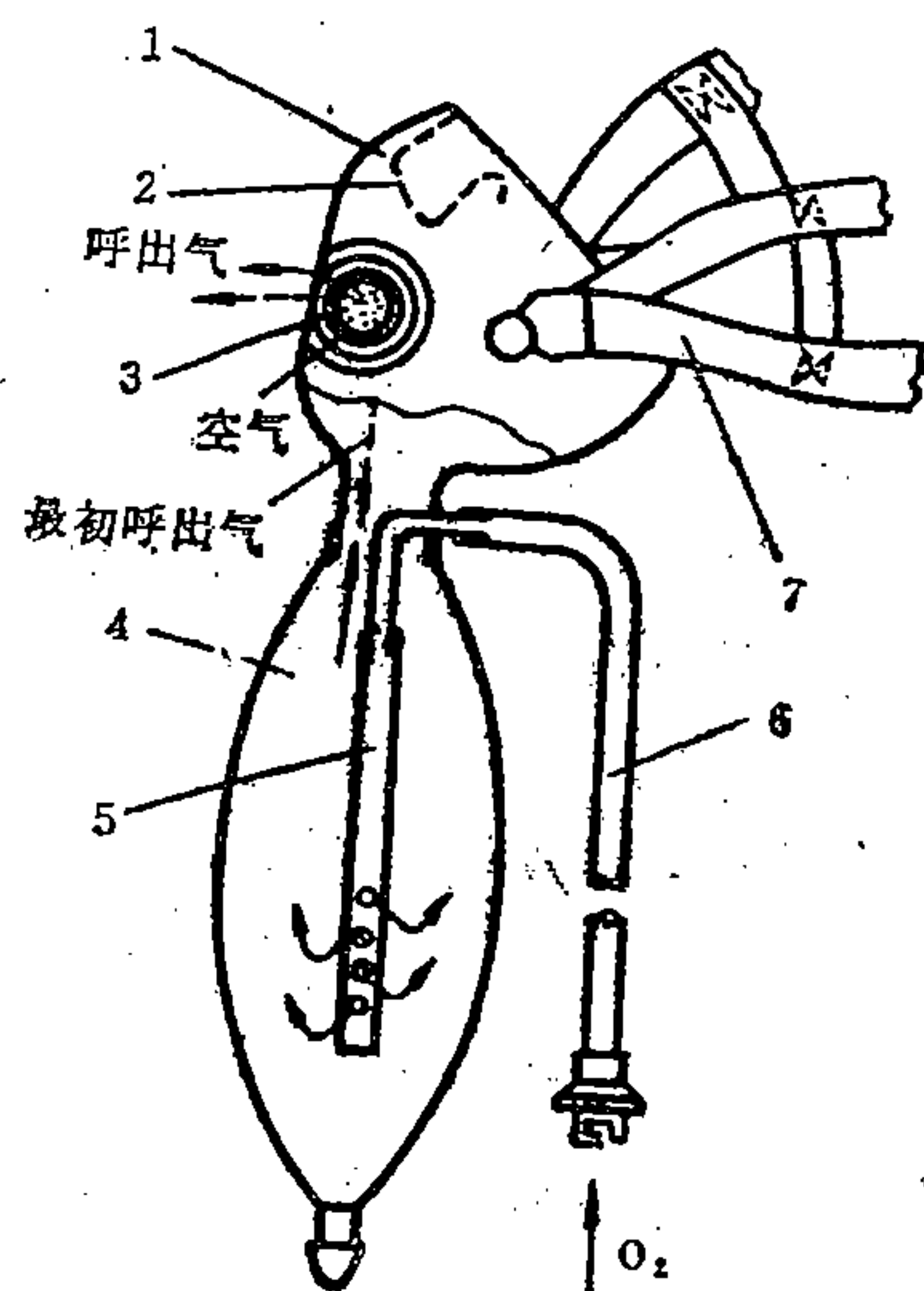


图9-1 带贮气囊的开式面罩

- 1—面罩主体 2—金属丝骨架 3—呼气孔
4—贮气囊 5—带孔管 6—进气软管
7—固定系带

背心的侧管式部分加压服配备加压头盔的供氧系统在地面低压舱内成功地上升到25km 高度。

根据高空生理学研究，人体暴露在1.5km以下的大气中，工作能力一般不受影响，但夜间视力开始下降。暴露高度为3km，工作能力无明显降低，到4km高度，工作能力减退但一般无危险。为此，可将不同空域划分为用氧高度和安全高度。必须使用供氧装备才能保证飞行安全的高度称为用氧高度；不使用供氧装备可以保证飞行安全的高度称为安全高度。用氧高度和安全高度的界限随飞行条件和乘员的类型而改变（图9-2）。

现代飞机通常采用两种技术措施防止缺氧：1）使用增压座舱；2）使用供氧装备。

增压舱内的空气压力、温度和湿度可以调节，因此它可在一定范围内防止发生缺氧病、高空减压病等疾病。但是，就预防缺氧而言，仅仅使用增压座舱是不够的。因为，虽然可

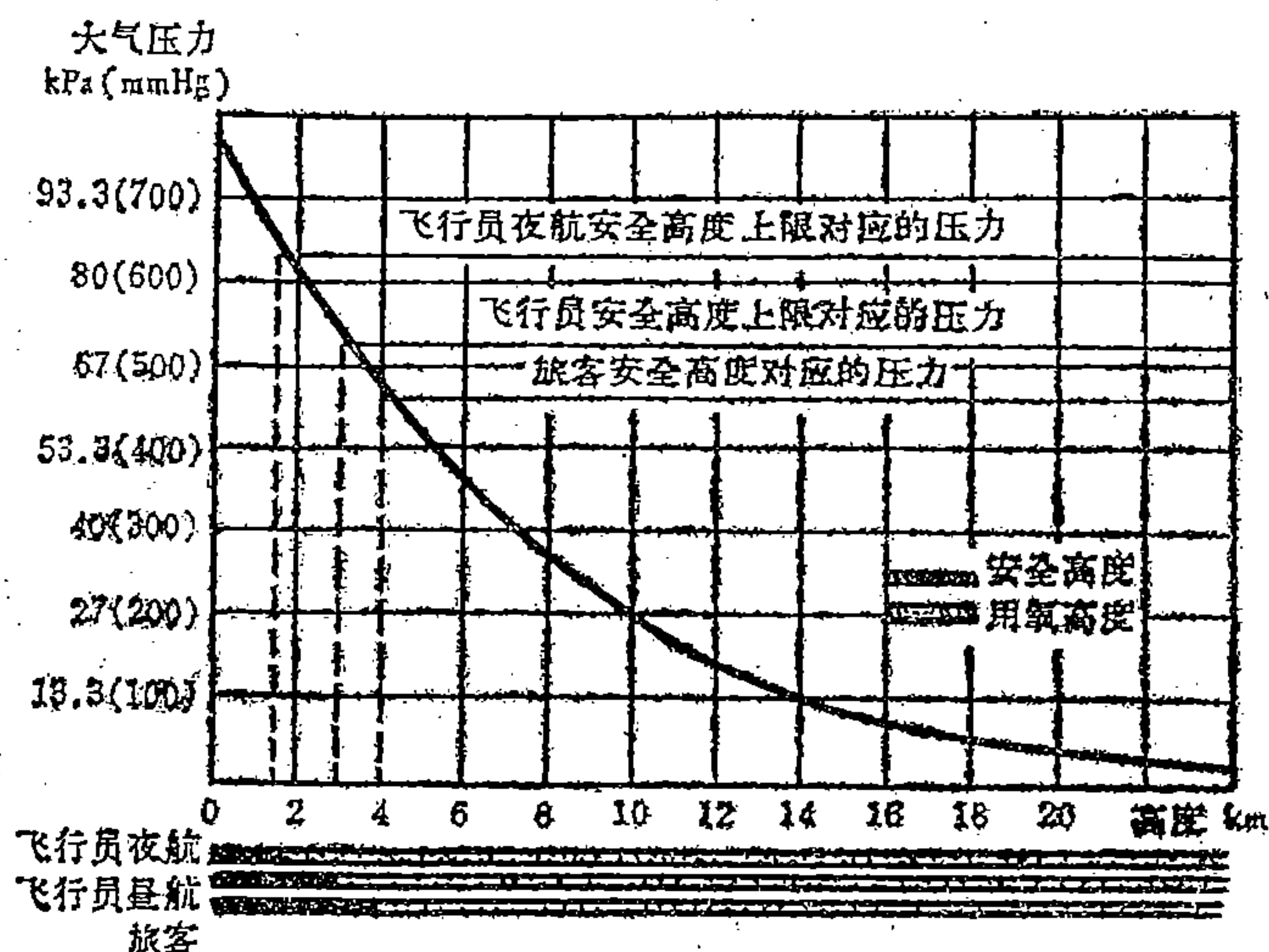


图9-2 飞机乘员的用氧高度和安全高度

以采用高增压座舱，使座舱内的压力在任何飞行高度上始终保持相当于1.5~2km高度的压力，即处于安全高度。但这样做的影响是：1）增大飞机的结构重量、影响机动性；2）座舱如果在作战中被破坏，就具有极大的危险性。因此，目前大多数飞机都不采用高增压座舱，座舱内的压力不能完全防止缺氧。这就是说，不但在座舱被破坏时需要使用供氧系统，就是在座舱完好的情况下飞到一定高度也必须用供氧系统。

由此可见，飞机供氧系统的功用是在飞行期间保证人体组织有足够的氧气供应以防乘员在飞行或跳伞过程中发生缺氧。此外，供氧系统还可防毒气和其它放射性污染的空气进入呼吸道、用于医疗救护等。

究竟从何高度起，人完成工作任务的能力开始受到影响而必须供氧？这与需要完成任务的性质有关，还应当考虑暴露时间的长短。有人主张将影响神经系统功能的阈限高度定在1500m，而对长途旅客机则希望能定在900~1500m范围。夜间飞行，军用机自地面起飞即应用氧。

1986年5月我国发布的国家军用标准GJB14—86“急性缺氧防护生理要求”中规定了六种生理界限值：

最佳值 对人体无任何缺氧效应的生理界限值，以保持海平面肺泡氧分压 13.7kPa (103mmHg) 为最佳值（平均值）。

夜航安全值 夜间飞行中保证视觉功能正常的生理界限值:高度1500m或肺泡氧分压(平均值) 10.7kPa(80mmHg)。

功效保证值 保证昼间飞行人员的功效不因缺氧而降低的生理界限值:高度 2500m 或肺泡氧分压(平均值) 9.1kPa (68mmHg)。

功效允许值 允许有轻度缺氧反应,但对功效无明显影响的生理界限值:高度 4000m 或肺泡氧分压(平均值) 6.8kPa (51mmHg)。

缺氧耐限值 缺氧反应明显,难以耐受的起始生理界限值:高度5000m或肺泡氧分压(平均数) 5.5kPa (41mmHg)。

缺氧极限值 引起意识障碍(意识模糊或丧失)的生理界限值:高度7500m或肺泡氧分压4kPa (30mmHg)。在7500m高度或肺泡氧分压4kPa (30mmHg)时,允许暴露时间为2min。

1980年6月发布的美国军用标准MIL—D—8683B“飞机氧气系统的设计和安置通用规范”中提出:

战斗机 在任何规定的总续航的时间内,具有给全体空勤人员供应足够氧气的的能力。

轰炸机 在座舱高度为2438m以上的时间内,具有向全体人员供氧的能力。

运输机 在座舱高度超过3040m时,具有向空勤人员和全体旅客供应足够呼吸用氧的能力。

飞机供氧系统可分为两大类:开式循环系统和闭式循环系统。

开式循环系统 其主要特点是所有呼出气体都从系统中排出。目前使用的连续供氧系统和肺式供氧系统均属开式循环系统。

闭式循环系统 人体肺泡所吸收的氧气远比肺通气量为小。这就使人联想到,如果能把呼出气中的氧气回收。经净化后再供人呼吸,将大大减少氧气消耗量。这就是闭式循环系统的由来。闭式循环系统的净化回路装置收回飞行员呼出的气体,经清除二氧化碳、水和气味之后,再送回吸气管路供重新呼吸之用。目前闭式循环系统和机上制氧装置的研究是并行的,二者是配套使用的。机上制氧装置用来补充飞行员新陈代谢消耗的氧和回路排氮过程中放掉的少量氧。图9-3为闭式循环系统示意图。

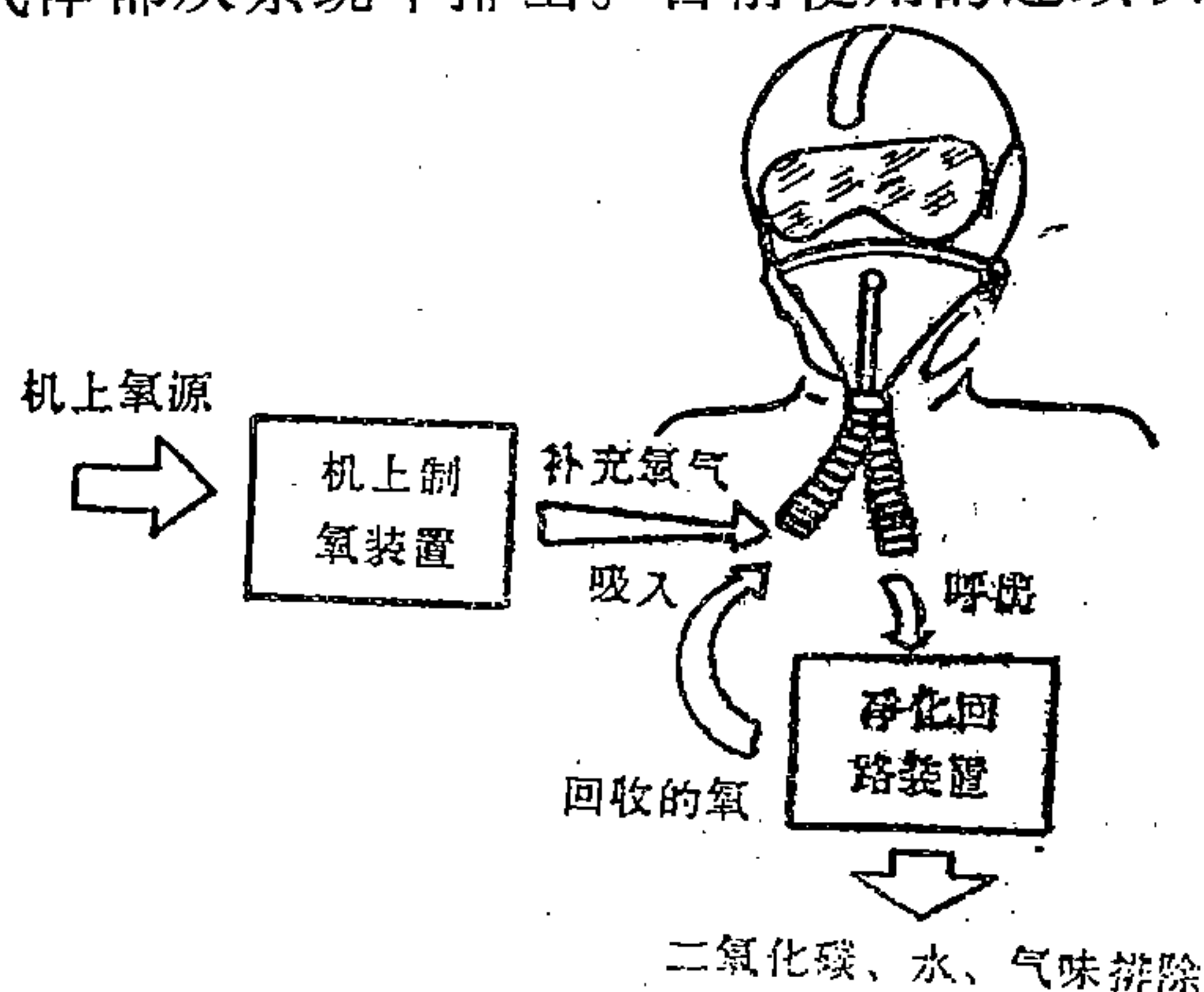


图9-3 闭式回路供氧系统

图9-3为闭式循环系统示意图。

飞机供氧系统由以下各项组成:

- 1) 氧源——贮存或产生系统所需的氧气。如氧气瓶、机上制氧装置等。
- 2) 调节附件——调节供氧量、供氧压力和含氧浓度。如减压器、氧气调节器等。
- 3) 操纵附件——根据使用要求来改变系统的工作状态。如氧气开关等。
- 4) 指示仪表——监测系统的工作状态。如压力表、示流器等。
- 5) 供氧面具——将氧气导入人体呼吸器官。如供氧面罩、加压头盔等。
- 6) 导管和连接件。

第二节 供氧系统及其主要参数

现代飞机供氧系统按供氧方式的不同可分为：连续供氧系统、肺式供氧系统和加压供氧系统。

一、连续供氧系统

不受使用者的肺通气量和呼吸频率的影响、连续供给一定流量氧气的供氧方式，称为连续供氧，采用这种供氧方式的系统，称为连续供氧系统，这是航空上最早采用的供氧系统。它有结构简单，使用方便可靠、呼吸阻力小，可集体使用的优点。普遍用于旅客、伞兵或伤病员的集体供氧，以及机上走动乘员携带用的应急供氧。

二、肺式供氧系统

按照使用者吸气量的大小自动供给氧气（或氧气-空气混合气）的供氧方式，称为肺式供氧，亦称断续供氧、需求式供氧。采用这种供氧方式的系统称为肺式供氧系统。

三、加压供氧系统

使供氧面罩或加压头盔内绝对压力高于环境气压，必要时在人体体表建立相应对抗压力的供氧方式称为加压供氧。可施实加压供氧的供氧系统叫做加压供氧系统。加压供氧系统一般包括非加压供氧和加压供氧两种性能：

1. 座舱高度为12km以下时，进行长时间的肺式供氧。
2. 座舱高度超过12km或飞行高度超过12km气密座舱发生迅速减压时，实施加压供氧。未给体表施加相应的代偿压力以保持体内外压力平衡时，人所能承受的面罩余压不能超过3.3~4kPa(25~30mmHg)，如果要求承受更高的余压，供氧系统必须配上适当的加压服给体表建立相应的代偿压力。为防止损伤人体肺脏，一般体表加压应先于面罩内加压。

四、主要设计参数

1. 供氧量

又称耗氧量。供氧系统在使用过程的某状态下的单位时间氧气消耗量。人体组织细胞为了进行新陈代谢需要氧气，单位时间内所消耗的氧气量即为人体的耗氧量。对闭式循环供氧系统，人体的耗氧量即为供氧系统的供氧量。而飞机上通常采用的开式呼吸供氧系统，每次吸气中的氧气只有一小部分（约5%）进入血液供组织细胞利用，其余大量氧气被呼出而浪费掉。因此，开式系统的供氧量不是由人体组织耗氧量所决定，而是取决于肺通气量，其数值远比组织耗氧量为大。

肺通气量的大小取决于许多因素，在高空飞行条件下，体力负荷加大、精神紧张、高温、缺氧、二氧化碳过多和加压呼吸等因素都会增加肺通气量。在这些因素中，影响最大的是体力负荷，表9-1给出不同负荷时飞行员的肺通气量。

飞行员供氧量的确定，应考虑到能满足使用人员在地面和飞行时不同情况下肺通气量的要求。英国航空医学工作者曾提出以25L/min作为军用飞机飞行员空中肺通气量的平均

数来计算供氧系统的供氧量，而且以100L/min作为供氧系统所能提供的最高流量值。

表9-1 不同条件下的肺通气量

条 件	肺通气量(L/min·BTPS)
坐位不活动	10~15
坐位活动	15~25
走 动	25~40
快速跑进座舱	60

注：BTPS体内温度、压力和饱和水蒸气条件下。

2. 氧分压

在高空飞行中保持吸入气氧分压处在海平面呼吸空气时的水平，则可保证飞行人员不发生缺氧。此时吸入气的含氧百分比应符合下式，即

$$F_{O_2} = \frac{p_0 - 6.3}{p_H - 6.3} \times 21\% \quad (9-1)$$

式中 F_{O_2} ——吸入气的含氧百分比；

p_0 ——海平面大气压力 (101.3kPa)；

p_H ——高度 H 上的大气压力 (kPa)；

6.3 ——体温37°C时呼吸道内的饱和水蒸气压 (kPa)；

21% ——大气中含氧百分数。

按上式计算所得含氧百分比供给飞行人员吸入气，可保证飞行人员肺泡内氧分压与处在海平面时吸入大气的情况相同，即氧分压维持在13.7kPa (103mmHg)。当 $F_{O_2} = 100\%$ 时 (即供纯氧)，由上式可求得 $p_H = 26.3\text{kPa}$ (197mmHg)，相当于10000m高度的大气压力，就是说，在10000m高空飞行必须供应纯氧才能保持海平面的吸入气氧分压水平。换句话说，在10000m高度供应纯氧，从缺氧角度看，对人体无任何影响。但是这样氧气耗量大了，为了节省氧气也可用保持肺泡内氧分压为10kPa (即保持在1524m高度) 或8.7kPa (保持在2438m高度) 的标准。图9-4给出了保持在海平面，1524m和2438m处肺泡氧分压所需的含氧百分比曲线。

表9-2和表9-3分别为英国椅装式供氧系统和苏联KKO-3供氧系统的吸入气含氧百分比随高度变化的要求。

3. 呼吸气阻力

吸气时肺内相对体表的最大负压称为吸气阻力；呼气时肺内相对体表的最大余压称为呼气阻力。以上均指人体的呼吸阻力。这里讨论的是供氧系统的呼吸阻力，吸气时面具内相对环境的最大负压称为供氧系统的吸气阻力；呼气时面具内相对环境的最大余压称为供氧系统的呼气阻力。呼吸阻力大，所付出的呼吸气功也愈大，愈易引起人体疲劳。

一般要求，供氧系统在中等肺换气量下，吸气阻力不超过392Pa (40mmH₂O)，大肺换气量下 (30~45L/min) 不超过880Pa (90mmH₂O)；呼气阻力则相应应在392Pa和664Pa (65mmH₂O) 之内。

总的吸气阻力为氧气调节器阻力、面罩阻力和输氧软管阻力之和。因此，为了减小吸

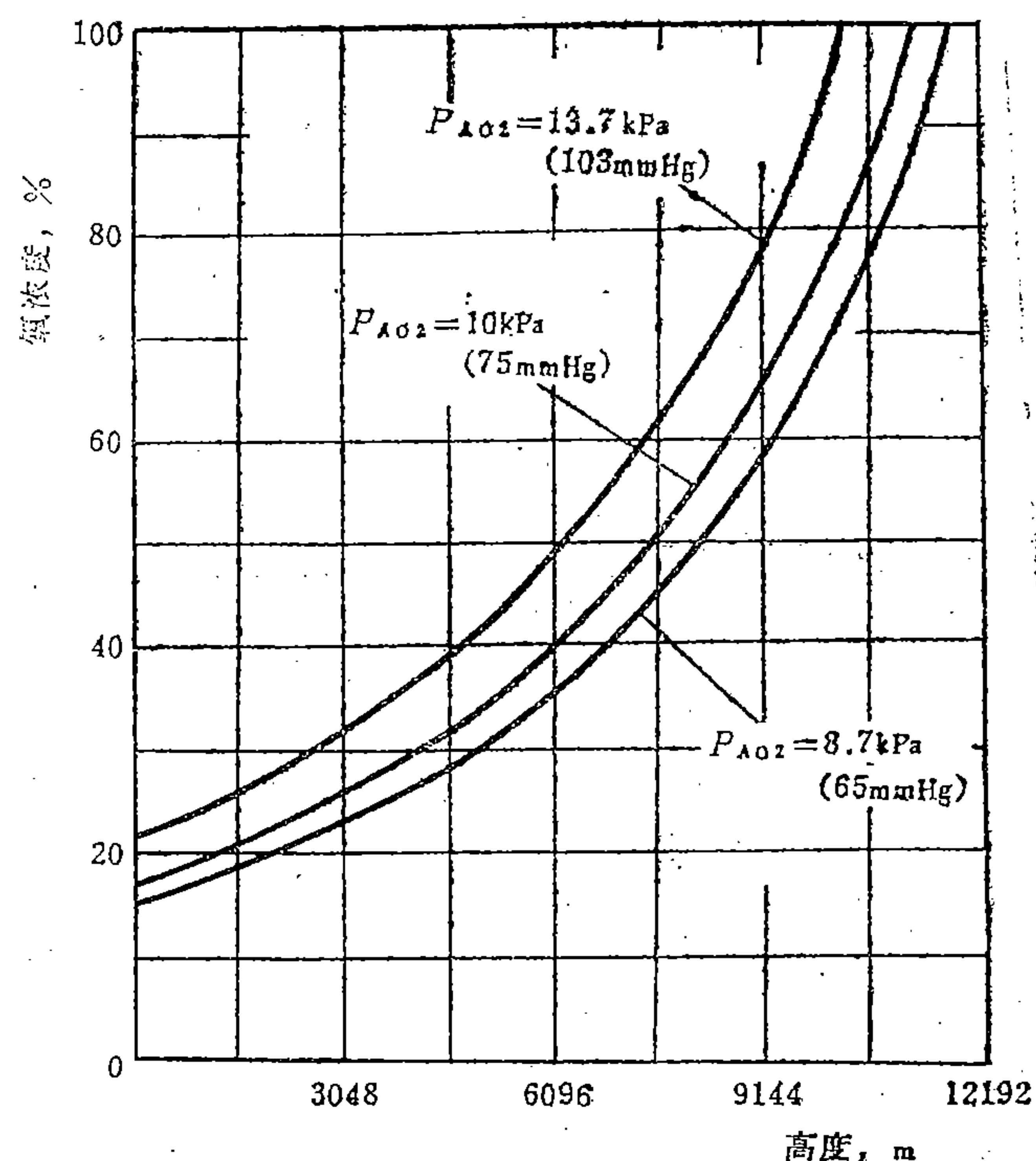


图9-4 为保持肺泡氧分压13.7kPa、10kPa和8.7kPa。在不同高度上干燥吸入气中所要求的氧浓度

表9-2 英国椅装式供氧系统吸入气含氧百分比随高度的变化

高 度 (km)			0	3.1	4.0	5.1	6.0	7.5	8.2	10.1
吸入气含 氧百分比 (%)	上 限	轻度呼吸	50	50	55	73	84	91	94 (100)	100
		中、重度呼吸	50	50	55	61	67	80	88 (100)	100
	下 限		21	31	36	42	48	62	70	100

表9-3 苏联KKO-3供氧系统吸入气含氧百分比

高 度 (km)		2	4	6	8	10
吸入气含氧百分比 (%)	上 限	45	55	70	90	100
	下 限	27	35	49	68	95

气阻力，有将氧气调节器靠近安装在使用者头部附近的趋势。如安装在弹射座椅扶手处、飞行员身上（胸佩式）或直接安装在面罩或头盔上，这样可大大降低吸气阻力。

五、供氧规律

供氧规律，是指供氧系统根据不同飞行高度，按人体生理需要供给混合气或纯氧的压

力、流量等的变化规律。

高度阶段不同，供氧规律也不同。但供氧系统必须满足这样两条基本要求：第一，按照人体生理需要供给足够的氧气。供给混合气时，要使肺泡氧分压基本保持14.7kPa(110mmHg)。第二，保证人体内、外压力基本相等。研究供氧规律，基本上就是研究氧气设备在不同高度上怎样实现上述两条基本要求。下面按照三个不同的高度阶段研究供氧规律。

1. 高度由0到10000m

在这个高度阶段上，供氧系统供应混合气。混合气的压力等于或基本上等于大气压力，保证了人体内、外压力基本相等。混合气中的含氧百分比随高度升高而增大。这样，肺泡气压力虽然随高度升高而减小了，但氧气设备使肺泡氧分压仍基本保持14.7kPa(110mmHg)，从而满足了人体生理需要。

那么，为了使肺泡氧分压基本保持14.7kPa，混合气的含氧百分比，应该怎样随高度而变化呢？这可以用下式来计算，即

$$F_{O_2} = \frac{p_{AO_2} + p_{ACO_2}}{p_H - 6.3} 100\% \quad (9-2)$$

式中 F_{O_2} ——混合气含氧百分比；

p_{AO_2} ——肺泡氧分压 (14.7kPa)；

p_{ACO_2} ——肺泡二氧化碳分压 (5.3kPa)；

p_H —— H 高度的大气压力(kPa)。

根据上式计算，混合气应有的含氧百分比和氧分压与各高度的对应关系如表9-4所示。混合气应有的氧分压随高度变化的规律，如图9-5所示。

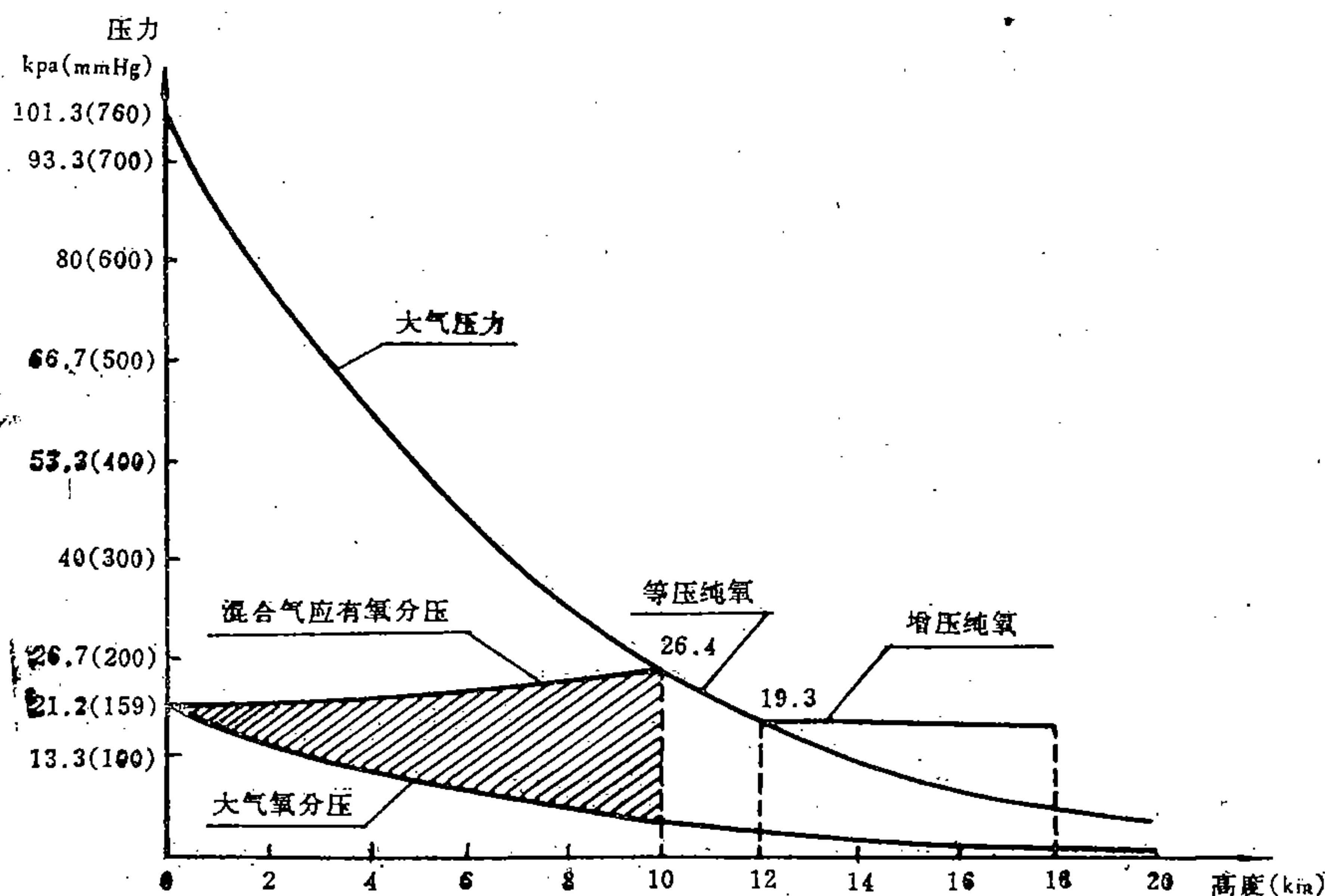


图9-5 混合气应有的氧分压随高度变化的规律

2. 高度由10000m到12000m

高度从10000m升高，大气压力继续降低，由于供氧系统供给的纯氧压力等于所在高

表9-4 混合气应有的含氧百分比和氧分压与高度的关系

高 度 (km)	0	2	4	6	8	10
大 气 压 (kPa)	101.3	79.4	61.6	47.2	35.6	26.4
混合气应有氧分压(kPa)	21.2	21.5	22.1	23.1	24.3	26.4
混合气应有含氧百分比(%)	21	27	36	49	68	100

度的大气压力，这样就必然会造成肺泡氧分压小于14.7kPa (110mmHg)，从而产生缺氧现象。但如高度在12000m以下，则缺氧并不严重。因为在12000m高度，大气压力为19.3kPa (145mmHg)，则按式(9-6)计算，肺泡氧分压等于7.7kPa (58mmHg)，这相当于在3200m高度上不使用氧气设备。一般说来，这还是能满足人体生理需要维持长时间飞行的。

综上所述，在10000~12000m高度阶段上，供氧系统供氧规律为等压、纯氧。

3. 12000m高度以上

由12000m向上、大气压力继续降低，如果供应的氧气（纯氧）压力仍等于相应高度上的大气压力，则人体将出现愈来愈严重的缺氧。所以为了满足人体对氧气的需要，供氧系统供应的氧气压力应高于所在高度的大气压力（简称加压供氧）。

加压供氧，固然可以解决12000m高度以上的缺氧问题，但是，又会使人体内部压力高于外部压力。人体内外压差对生理活动将产生不良影响，压差很小时这种影响不十分明显，当压差达3.3kPa(25mmHg)左右时，胸腔的收缩动作会受到阻碍，导致呼吸困难；当压差达5.3kPa(40mmHg)左右时，呼吸和血液循环都要受到影响；当压差达10kPa(75mmHg)左右时，不仅呼吸和血液循环受影响，而且视觉、听觉也会受到影响。

为了解决这个问题，必须增大人体外部压力，使人体内、外压力相等。根据飞机的性能（升限）不同，给人体外部的增压方式也不同，有的用氧气加压背心、有的用带面罩的加压服，有的用带头盔的加压服。加压背心或加压服气囊充入氧气后，即对人体外部施加机械压力，使人体内、外压力相等。

上述三种设备对人体加压的范围大小不同，因此使用这三种设备时，所能达到最大使用高度也不同。

带头盔的加压服可以向人体全身加压，能始终保持人体各部内、外压力相等。这种供氧系统所供应的氧气压力始终等于12000m高度的大气压力(19.3kPa)。从理论上讲，使用这种供氧系统，高度几乎是没有限制的。其供氧规律在图9-6中是纵坐标等于19.3kPa(145mmHg)的水平直线1、5。图中斜线1表示外界大气压力随高度而变化的关系曲线，因为图中横坐标的比例尺是指数关系的，故此曲线在坐标中是一条直线。直线5和斜线1在12km高度时相交，即氧气压力等于外界大气压力、高度升高，氧气压力不变而外界大气压力逐渐减小、高度愈高，两者相差愈大。氧气压力与外界大气压力之差，叫做余压。

使用带面罩的加压服时，供氧规律如图中斜线4。可见，供给的氧气压力绝对值是逐渐减少的，而余压是逐渐增大的，余压最大值是75mmHg，超过这个限度，会影响人体的视觉和听觉。对应10kPa(75mmHg)的最大使用高度是18km。斜线3则为采用加压背心的

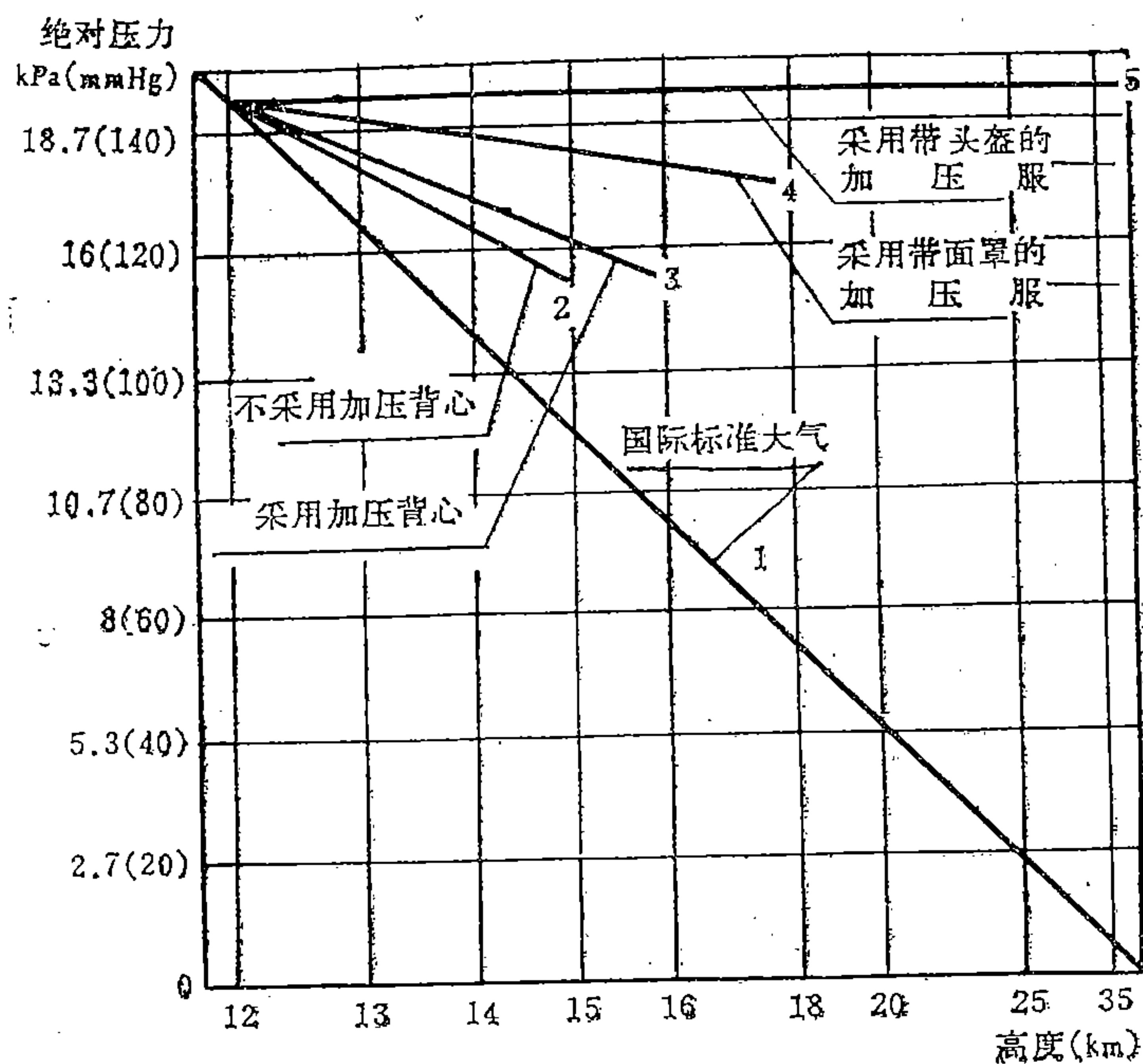


图9-6 12000m高度以上吸用氧气的压力与高度的关系

供氧规律，其最大余压只能达到5.3kPa(40mmHg)左右，超过这个限度，会影响人体四肢的血液循环。对应最大的使用高度是16km。斜线2是不使用加压背心，只使供氧压力适当高于大气压力，也可以使最大使用高度增至15km。

在12000m高度以上，采取连续供氧。这是因为供氧时间比较短，而且要求吸气阻力尽可能地小。

有些供气系统为了改善其性能，在4000m至12000m高度范围内，保持面罩内的压力稍大于外界大气压力。目的是为了防止面罩与人的面部贴合不紧而吸入外界空气，降低吸入气含氧百分比。这样，面罩内就有余压，不过这种余压值很小，一般不超过392Pa(40mmH₂O)。为了与加压供氧时的余压值有所区别，通常将这种余压叫做小余压（或安全余压）。

第三节 氧 源

氧源的功用是贮存和供给氧气以保证供氧系统正常工作。

氧气是一种无色、无味、无嗅的气体。在0°C和1atm下，1L氧气重0.001429kg，液态氧是一种淡兰色的液体，每L重1.13kg，在标准大气压下沸点为-183°C。1L液氧可蒸发释放出840L气氧(NTPD)。在-219°C时，液氧可凝结成淡兰色的固体。

我国航空呼吸用氧气标准规定：氧气的最低纯度为99.5%(以体积计)。在15°C和101.3kPa(760mmHg)压力下，氧气中水份含量应不超过5mg/m³，总烃含量以体积计应不超过60ppm。总的污染应该对使用者不产生毒性。氧气应不含有大于100μm的微粒，固体物质总质量不应超过1mg/m³。

当含水量低于5mg/m³时，露点在-60°C以下。因此，我国航空用氧是保证在-60°C以上工作时不会在供氧系统出现水滴冻结成冰而妨碍系统正常工作。

机上氧源有气态、液态和固态三种。

一、气态氧源

气态氧源用氧气瓶将氧气贮存在飞机上。贮存压力一般有低压 (2943kPa) 和高压 (12360~17660kPa) 两种。40年代美国采用铝合金低压氧气瓶, 但所占容积太大, 以后被淘汰。现在普遍采用的是高压的气态氧源。我国和苏联采用14715kPa的额定压力, 美国和西欧各国一般采用12360kPa 的额定压力。提高贮存压力可以减小氧瓶的重量和体积, 目前航天用氧的贮存压力达44145~49050kPa。

常用的氧气瓶形状如图9-7所示。

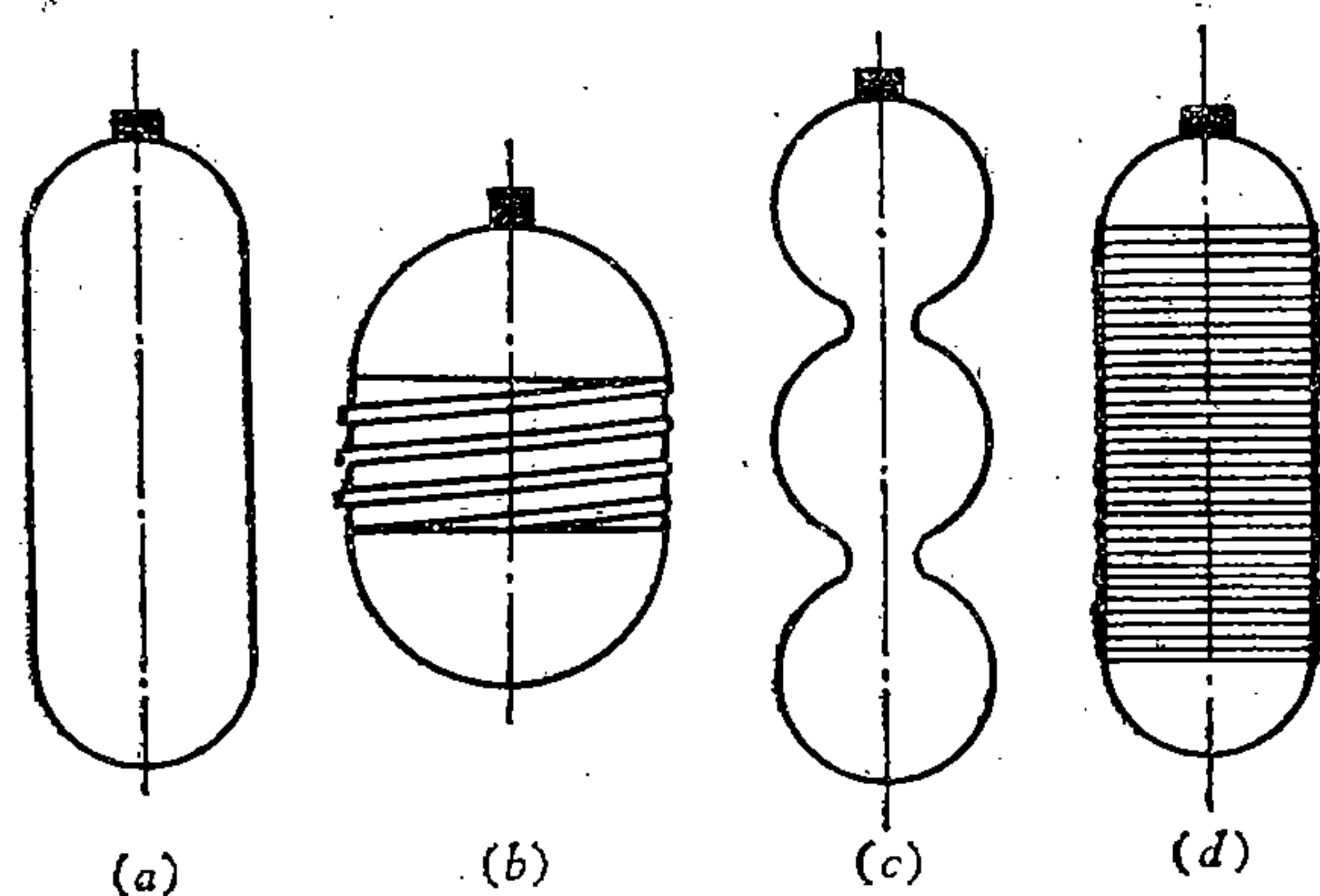


图9-7 氧气瓶的形状

- (a) 圆柱形高压氧气瓶 (b) 低压氧气瓶
(c) 球形高压氧气瓶 (d) 加强形高压氧气瓶

氧气瓶内壁应作防锈处理, 外表面涂防锈漆以资识别。

不同温度下氧气瓶压力可按下式换算, 即

$$p_t = p_0 \frac{273 + t}{273 + t_0} \quad (9-3)$$

式中 p_t ——温度为 t 时瓶内压力 (kPa);

p_0 ——温度为 t_0 时瓶内压力 (kPa)。

飞机充氧时, 一般取 $t_0 = 20^\circ\text{C}$, p_0 按额定压力, 以计算充氧压力 p_t 。

将瓶内贮存的氧气换算为正常状态下的氧气, 可按下式进行, 即

$$Q = \frac{p_t T_0 V_b}{R p_0 T} \quad (9-4)$$

式中 Q ——氧瓶内贮氧量 (L (NTPD));

T_0, p_0 ——NTPD状态下的绝对温度(K)和压力(kPa);

T, p_t ——氧瓶实际的绝对温度(K)和压力(kPa);

V_b ——氧瓶水容积 (L);

R ——氧气压缩性系数。

二、液态氧源

液态氧源的主要缺点是贮存困难。液氧是极易蒸发的液体, 在常压下其沸点是 -183°C 。

液氧容器应设计成双层壁的隔热容器以消除内、外壁之间的气体传导和对流换热。两壁之间抽到 10^{-6} mmHg的高真空度。内壁外面和外壁的里面都仔细抛光以降低辐射传热。容器材料一般采用不锈钢、紫铜或其它材料。

液氧转换器是贮存并将液氧转换成气氧的装置。它由液氧瓶、螺旋形蒸发器和增压器等组成，其典型工作原理如图9-8。

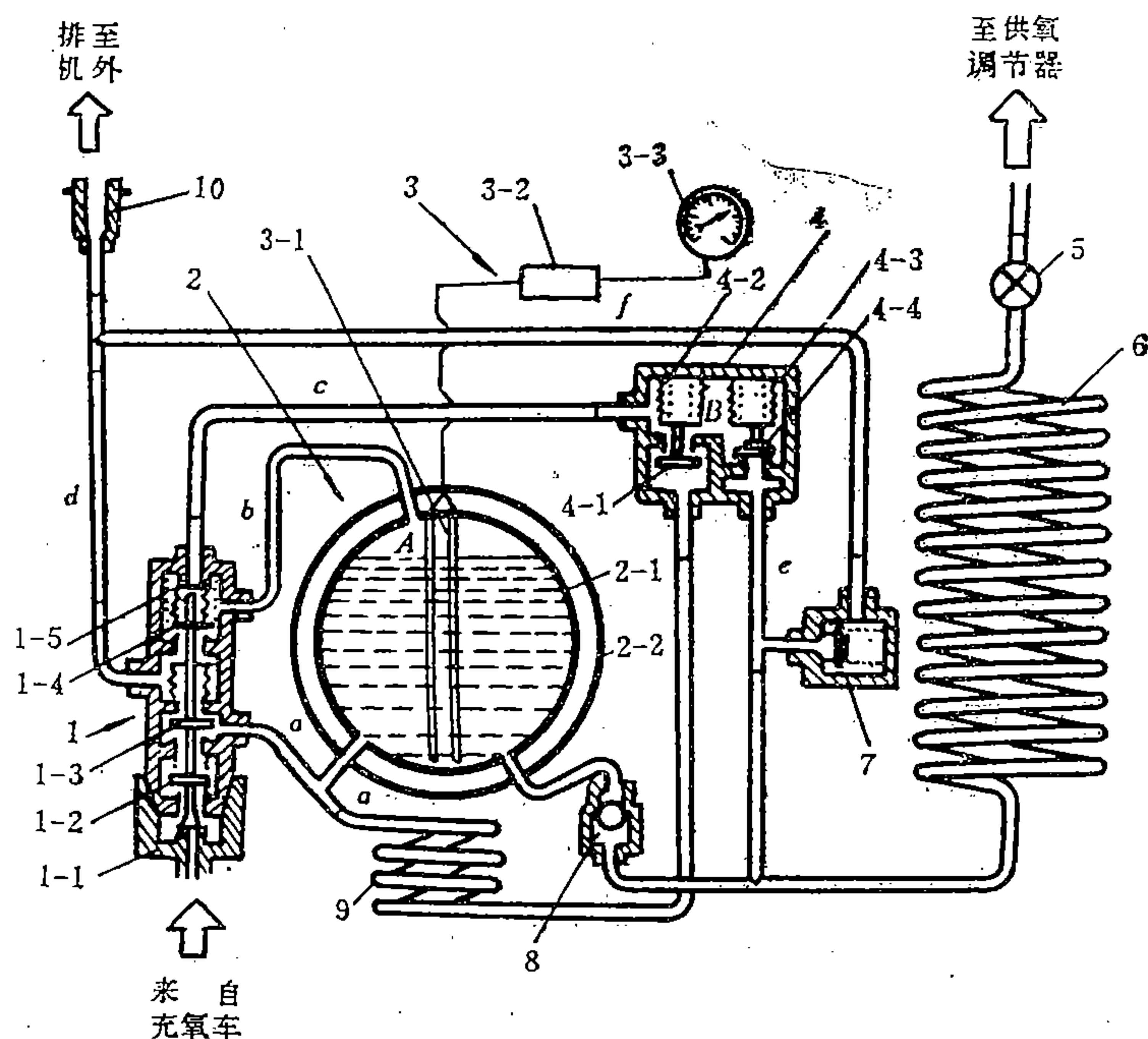


图9-8 液氧转换器工作原理图

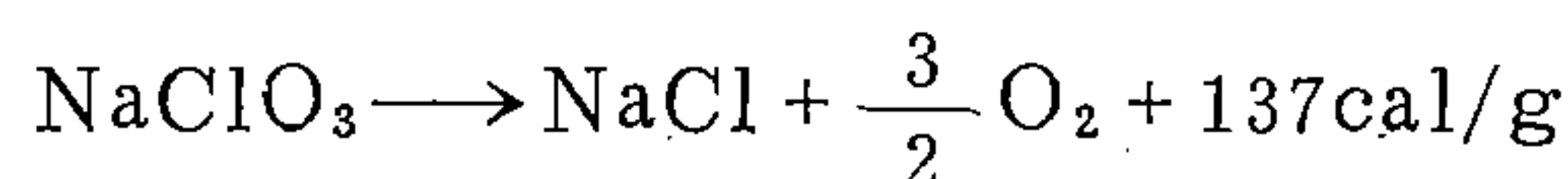
- 1—充氧-增压-排气组合活门 1-1—充氧嘴 1-2, 1-3, 1-4, 1-5—活门 2—液氧容器 2-1—内壁
2-2—外壳 3—液氧贮量指示器 3-1—电容器 3-2—放大器 3-3—贮量表 4—压力调节器 4-1, 4-4—调
节活门 4-2, 4-3—波纹管 5—供氧开关 6—蛇形蒸发器 7—安全活门 8—单向活门 9—增压蛇形管
10—放气嘴

三、固态氧源

在飞机上采用气态或液态氧源都需要大量地勤支持工作。现在各国都积极发展新的在机上直接制取所需氧气的方案，以便于加大航程，简化地面维护工作。机上产氧方案很多，固态氧源便是其中一种。

1. 氧 烛

是以碱金属氯酸盐（氯酸钠或氯酸钾）为主要成份的烛状化学制品。氯酸钠加热到 478°C 时分解放出氧气：



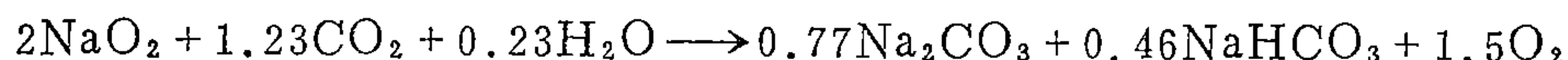
由于氯酸钠加热所需热量（ 182cal/g ）比分解时放出的热量大，因此在氧烛中要添加产热物质铁粉和镁粉。

一支2kg质量的氧烛大约能产生640L（NTPD）氧气。氧烛的优点是：尺寸小、重

量轻。使用维护简单、贮存性好,一般可贮存15年而不变质。此外起动供氧快,点火后1~2s内即可达到最大供氧量。因此作为旅客机应急氧源是非常合适的。氧烛的缺点是:不能改变预定的产氧率,开始产氧后就不能停止。并且开始供氧量大,以后逐渐减少。产氧时温度高,氧烛周围必须有隔热措施。此外成本较高。

2. 碱金属超氧化合物

K_2O_2 、 K_2O_4 或 NaO_2 等在人体呼出气的温度和湿度条件下能和呼出气中的水分和二氧化碳起作用而产生氧气:



反应式中左边 CO_2 克分子数与右边 O_2 的克分子数之比为

$$\frac{N_{CO_2}}{N_{O_2}} = \frac{1.23}{1.5} = 0.82$$

比值接近于健康人在安静状态下食用正常混合食物时的呼吸商值(0.80~0.85)。因此上述反应可以满足人体代谢所需的氧气和吸收所呼出的二氧化碳。这种氧源在矿井救护中早已应用,但作为飞机上氧源则尚在研制阶段,因为它受使用环境温度限制,常温下启动慢,低温下启动困难,且成本较高。

四、分子筛机上产氧系统

分子筛产氧系统主要由三部分组成,即分子筛产氧器、氧气调节器和性能监控器。除此之外,还有应急氧气系统和面罩等。

机上供氧系统的核心部分是装有分子筛床的产氧器。分子筛床内装有晶态铝硅酸盐化合物,亦称沸石,既有天然的,也有人造的。这是一种多孔材料,相互内连的孔穴呈三维网状,孔穴大小为气体分子级。人造沸石中的孔穴大小可通过调节晶体中的碱金属浓度来决定。但气体分离不仅取决于各种分子组元的物理尺寸,更取决于其极性。极性大的分子被吸附在分子筛内,而物理尺寸小的、极性较弱的分子则通过分子筛跑出。分子筛床中的沸石吸附气体分子的作用力称为范德华力,这是一种存在于分子之间或原子之间的微弱吸引力,用沸石分子筛来富集空气氧的技术早已用于医院和冶金部门,直到70年代初才引起航空界的注意。

机上产氧器一般用钙-A型沸石分子筛(即5A型分子筛)。由于空气中氧分子的尺寸和极性均比氮、二氧化碳、水汽分子略小,所以氧分子较容易通过5A型分子筛,而氮、二氧化碳、水汽分子被分子筛吸附,从而在分子筛床出口获得一定纯度的氧气。

由于这种吸附是靠作用力不强的范德华力,而不是化学键的结合,因此通过变压循环又可使吸附过程逆向进行,即不需加热或冷却,只要改变压力并用一定量的产品气逆向冲洗,就可解吸掉氮分子等而使分子筛再生。

分子筛只能产生最高达95%纯度的氧气。这是因为空气中的氮分子和氧分子具有类似的尺寸和极性,所以产品气中不可避免有5%的氮气。试验研究表明,产品气中含有如此浓度的氮气对人体没有什么危害。图9-9是用于AV-8A机上产氧系统的两床分子筛工作原理图。每床装有约5kg晶状铝硅酸盐化合物,周期性地交替加压吸附产氧,并利用部分产品气逆向冲洗解吸床。两床的交替工作由直流电机驱动的旋转片状阀控制。图示为旋转阀使得I床为吸附床,II床为解吸床的情况。控制阀此时使A—B, C—D相通,使空气经

C—D通道进入 I 床,被 I 床吸附氮气而产氧。所产氧气的一部分经单向活门流入稳压器,再通过调节器供飞行员呼吸用,在此同时又分出小部分产品气由 I 床出口流经带限流孔的导管进入 II 床,对该床反向冲洗,使之再生。

在旋转阀使分子筛 II 床转入吸附工作周期前,切断 I 床入口通道 C—D 与 II 床排气通道

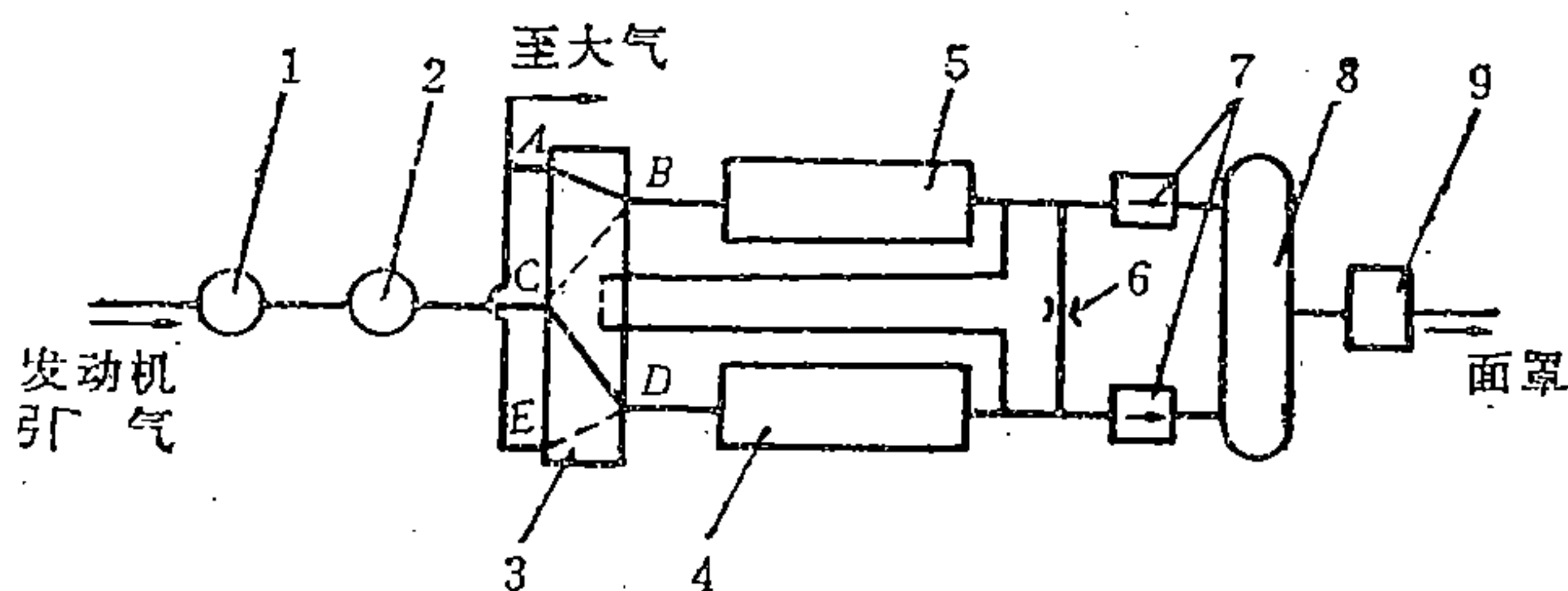


图9-9 两床分子筛产氧器工作原理图

1—过滤器 2—减压器 3—旋转式控制阀 4—分子筛I床 5—分子筛II床
6—冲洗气限流孔 7—单向活门 8—稳压器 9—氧气调节器

A—B,并使两床出口由通道F—G沟通以使两床均压。然后控制阀沟通通道C—B和E—D,使两床进入一个新的工作周期。如此周而复始,不断输出氧气。

这种分子筛产氧源的优越性是巨大的。首先是大大减少了地面维护工作量,其次是提高了使用的安全性和可靠性,因为排除所有与使用液氧有关的危险和使用高压气氧的爆炸起火危险。另外还可以增加续航时间,不会因氧源使用时间有限而被迫降低飞行高度或中止飞行。

五、贮氧量的计算

氧气设备的总重量在很大程度上取决于供空勤人员呼吸的耗氧量标准,以这个消耗量为依据来决定氧气贮量和用来贮存这些氧气的容器重量。

在一般情况下飞行所需要的贮氧量 V 为下述几部分的和:

- 1) V_0 ——用于飞行前检查(在飞行员进入座舱之后)的氧气消耗量;
- 2) V_1 ——在地面滑行和等待起飞(这部分仅歼击机需考虑)时的氧气消耗量;
- 3) V_2 ——爬高时的氧气消耗量;
- 4) V_3 ——在气密座舱中水平飞行时的氧气消耗量;
- 5) V_4 ——在失去气密的座舱中水平飞行时的氧气消耗量;
- 6) V_5 ——飞机下降时的氧气消耗量。

因此 $V = V_0 + V_1 + V_2 + V_3 + V_4 + V_5$

每一部分的数值根据该状态的持续时间和耗氧量标准分别确定。对几种主要供氧装备,它的平均耗氧量与座舱高度的关系如图9-10所示。

V_0 的数值在初步近似计算时等于检查时间(2~4min)和在《100% O_2 》状态下的地面耗氧量标准之乘积。

对于爬高和降落状态的氧气消耗量由下列公式来确定,即

$$V_2 = \frac{q_{H1} + q_{H2}}{2} t_{1-2}$$

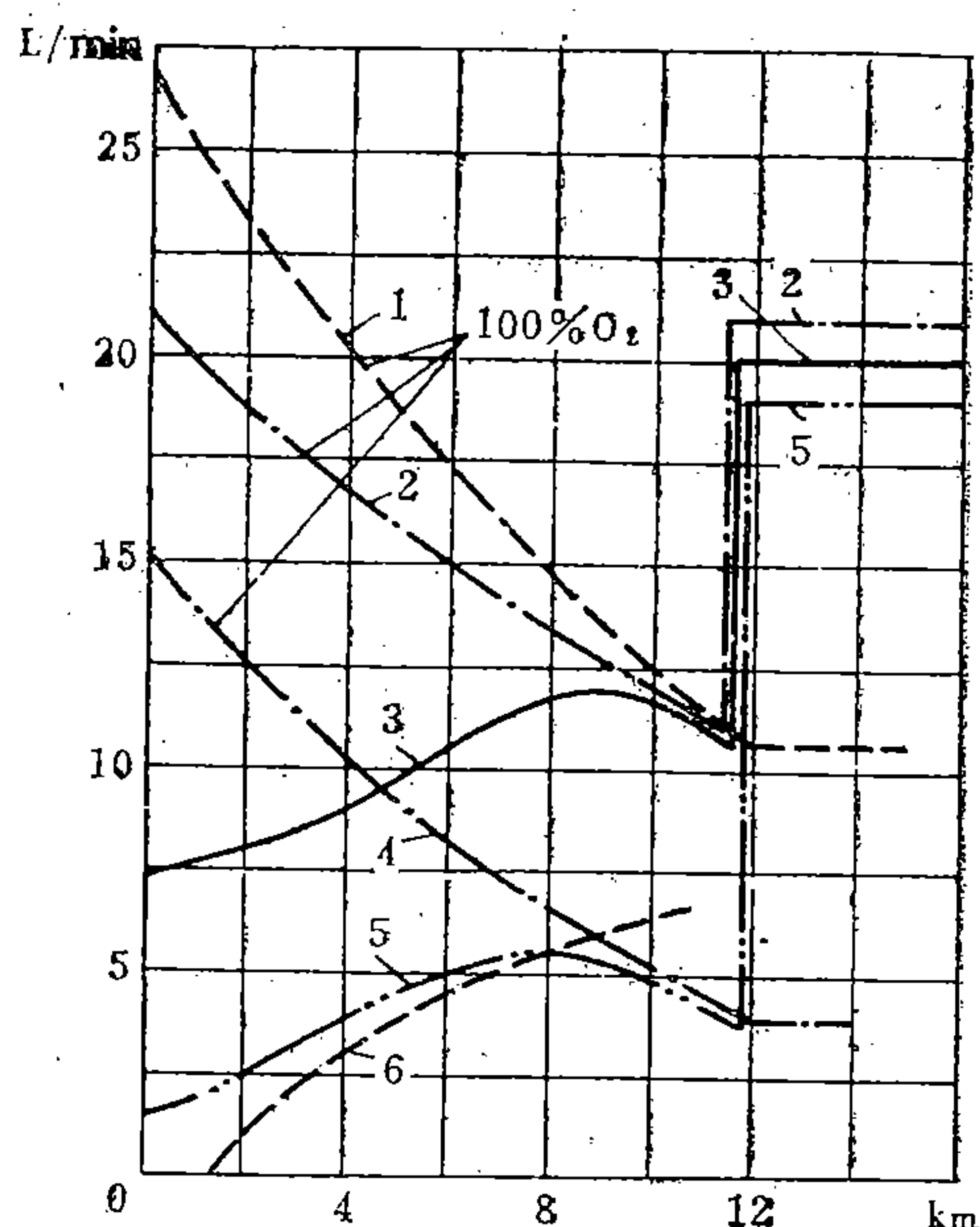


图9-10 在使用几种氧气装备时, 平均耗氧量与座舱“高度”的关系

1—用纯氧对头盔通风的无面罩密闭服 2—带密闭头盔的高空代偿服, 接通头盔通风装置及氧调器处于《100% O₂》状态 3—带密闭头盔的高空代偿服, 接通头盔通风装置及氧气调节器处于《混合》状态 4—有面罩的密闭服或者有不吸入空气的密闭氧气面罩 5—带面罩的高空代偿服, 且氧气调节器处于《混合》状态 6—连续供氧的氧气仪表和带附加容积的面罩 曲线1~5相对于肺换气量15L/min

$$V_5 = \frac{q_{H2} + q_{H1}}{2} t_{2-1}$$

式中 q_{H1} 、 q_{H2} ——相应于高度 H_1 和 H_2 的氧气消耗量 (以标准升/分为单位) ;

t_{1-2} ——飞机从高度 H_1 爬升到高度 H_2 的时间(min);

t_{2-1} ——从高度 H_2 降到高度 H_1 的时间 (min) ;

氧气瓶所需要的《水》容量可用下式确定, 即

$$V_{\text{瓶}} = \frac{RVn}{p_c - p_{\min}} p_0$$

式中 R ——考虑标准和测量偏差的储备系数;

p_0 ——海平面上大气压 (101.3kPa) ;

p_c ——瓶内气体额定工作压力 (kPa) ;

$p_{\min}$ ——保证全套氧气系统正常工作的最小压力 (kPa) ;

n ——空勤人员数。

对于歼击机, 储备系数 R 不小于1.25。

我国航空航天部标准中关于机上贮氧量的确定规定为:

机上贮氧量应根据飞机巡航高度, 最大续航时间、空勤人员在BTPS状态下, 肺换气量为16.5L/min并吸纯氧的条件来确定。

温度为20°C, 氧瓶内充氧压力为14.7MPa (150kg/cm²) 时, 一人所需氧瓶容积由下式确定, 即

$$V = 0.06t_{\text{巡}} (\text{L})$$

式中 为飞机的最大巡航时间 (min)。

第四节 氧气调节器

氧气调节器是呼吸供氧系统的重要组成部分。它与其他附件的关系如图9-11所示。

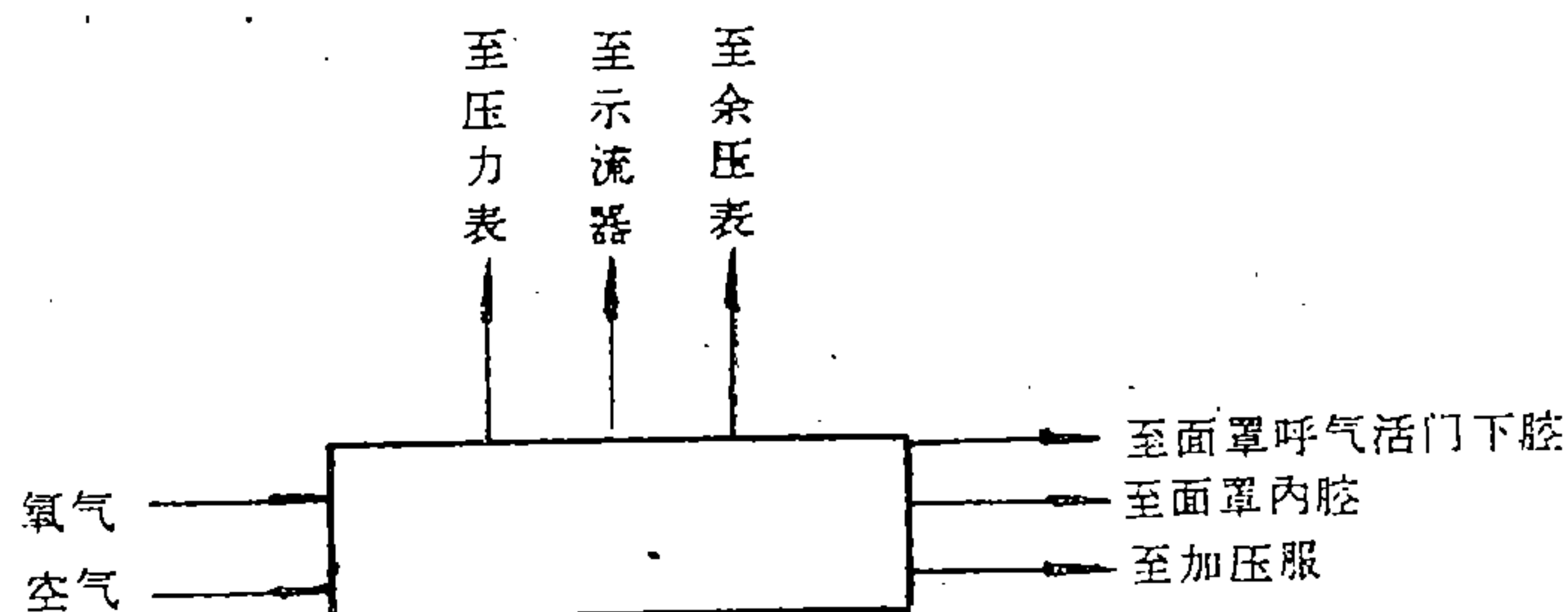


图9-11 氧气调节器与其他附件的关系

按供氧方式不同,氧气调节器可分为连续式和肺式 (需求式)两类;按调节方式不同,氧气调节器可分为直接式和间接式两类。

一、连续式氧气调节器

不受使用者的肺通气量和呼吸频率的影响,连续供给一定流量氧气的氧气调节器称为连续式氧气调节器。连续式氧气调节器有结构简单、使用方便可靠、吸气阻力小、可集体使用等优点。但耗氧不经济,不能适应肺通气量变化的要求。

1. 个人用直接式氧气调节器

图9-12为运七飞机旅客医用氧气调节器 (YTQ-18) 及其系统原理图。

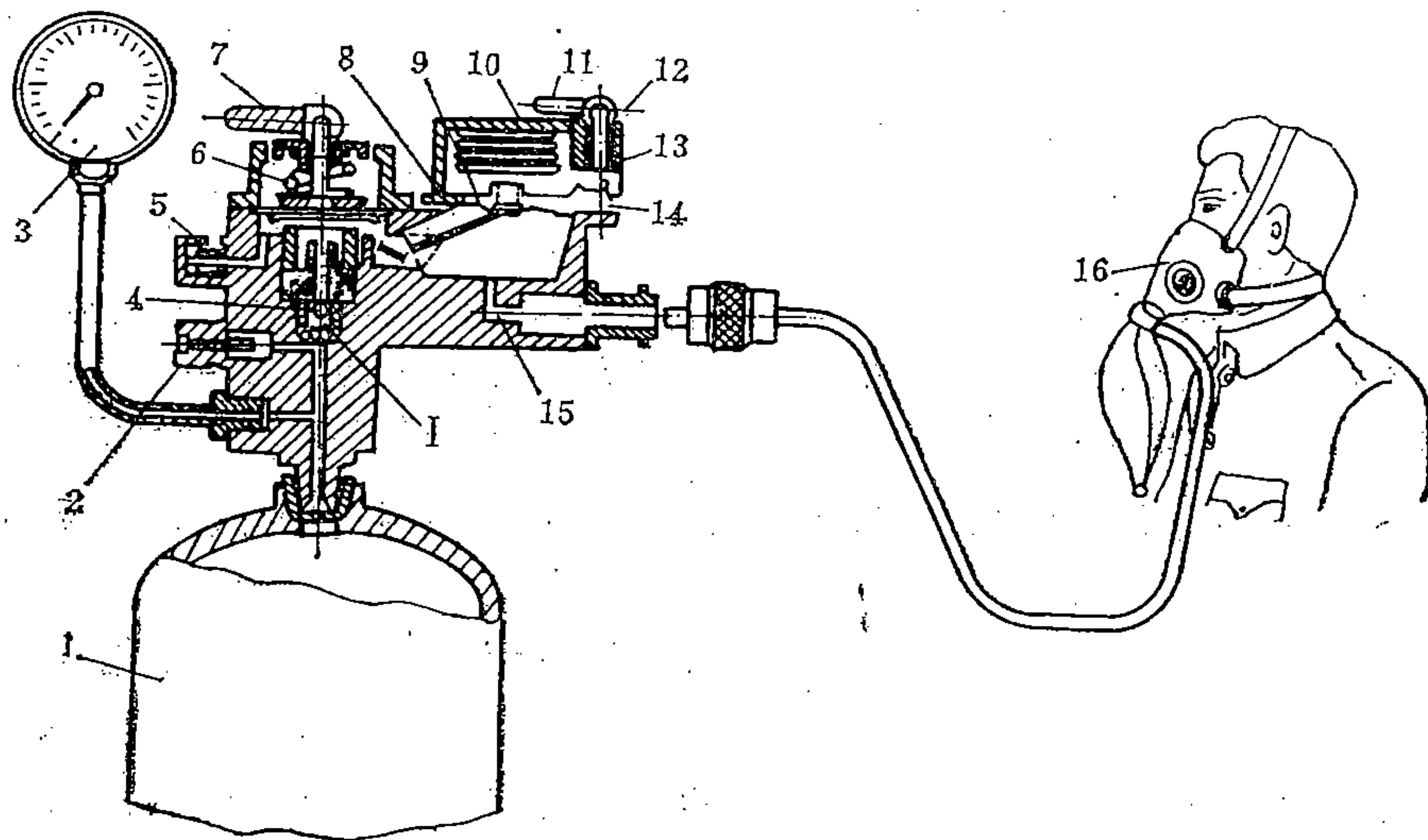


图9-12 旅客医用供氧系统原理图

1—2L圆柱形氧气瓶 2—充氧接管嘴 3—0~14715kPa压力表 4—减压活门 5—安全活门 6—调压弹簧
7—开关手柄 8—摇杆活门 9—薄膜 10—波纹管 11—应急手柄 12—摇臂 13—弹簧 14—弹
15—一定径孔 16—氧气面罩。

当个别旅客戴上氧气面罩后，打开YTQ-18型氧气调节器上的使用开关7，调压弹簧6通过薄膜、硬心将顶杆向上顶，打开活门4。此时，高压氧气经活门4进入减压腔Ⅱ。由于大气压力下降，使摇杆活门8打开，氧气由减压腔Ⅱ经摇杆活门进入高度调节腔Ⅲ。高度调节腔Ⅲ内的氧气，经定径孔15流向面罩16内，供旅客呼吸使用。当高度增加，大气压力降低，真空波纹管膨胀力增大，使高度调压腔内的氧气压力增大，流经定径孔15的氧气流量也增大，流入面罩16的氧气流量自动地按座舱高度值自行调节；高度下降，供氧量减少。从而保证自动调节供氧量的目的。

当旅客需要较大供氧量时，可打开应急供氧开关11，通过摇臂12、弹簧13、弹簧14，将摇杆活门8打开，进行应急供氧，流量为6~20L/min。

2. 集体用直接式调节器

图9-13为美国波音-707旅客机使用的ARO公司P/N17970—4氧气调节器。每台调节器可供110人用氧。

在调节器不工作时，在减压弹簧7的作用下，通过摇臂将弹簧力作用在减压活门4上使活门4打开。

约5km高度以下，波纹盒14与膜片13不接触，高度调节活门12在弹簧力作用下关闭。

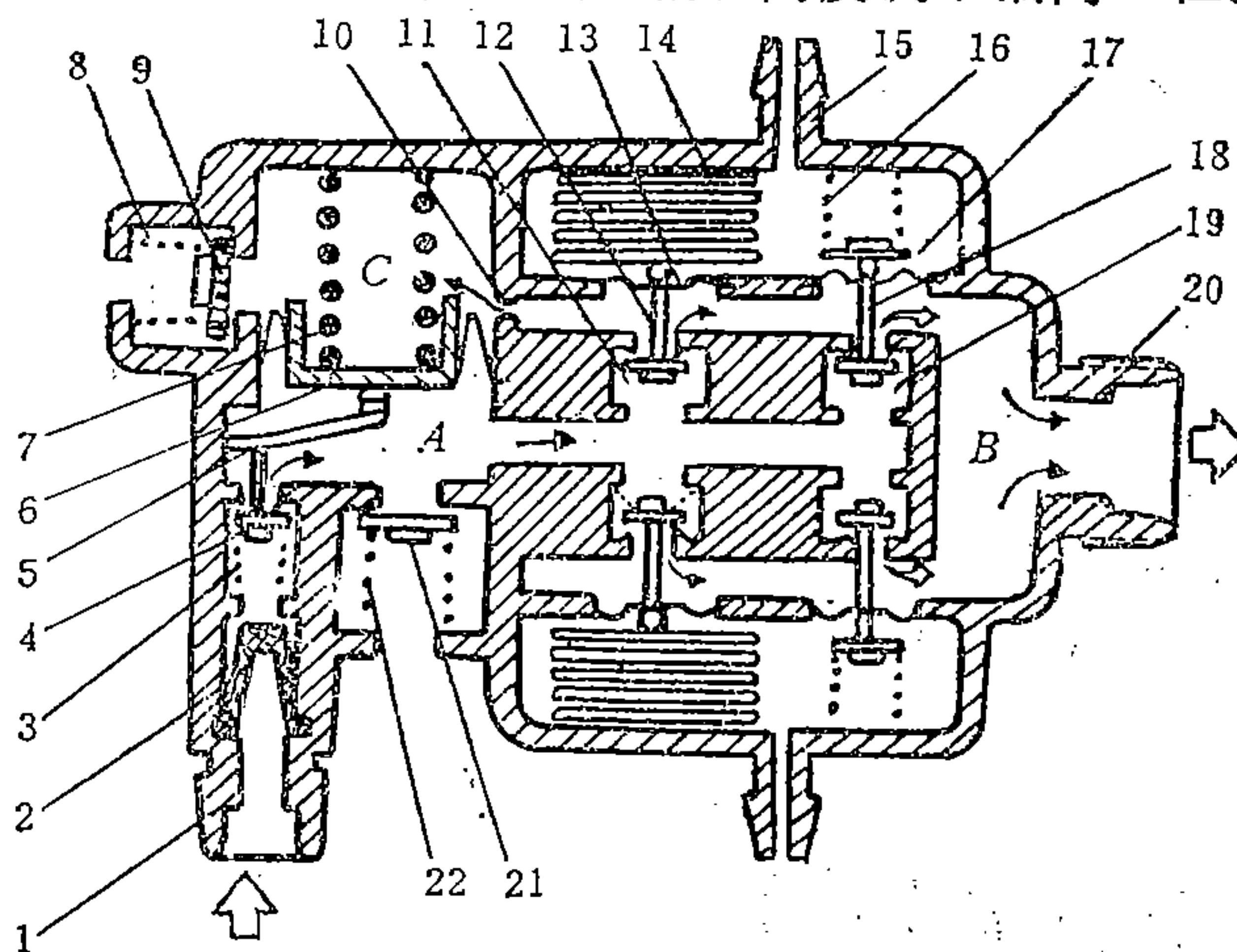


图9-13 P/N17970-4调节器工作原理

- 1—进口接嘴 2—过滤器 3—活门弹簧 4—减压活门 5—摇臂 6—减压膜片 7—减压弹簧
8—安全活门弹簧 9—安全活门 10—限流孔 11—活门弹簧 12—高度调节活门 13—膜片 14—波纹盒
15—感压接嘴 16—余压弹簧 17—膜片 18—活门 19—弹簧 20—输出接嘴 21—安全活门 22—弹簧

5km高度以上，波纹盒膨胀，通过膜片13，将高度调节活门12打开，向乘员供氧。供氧量随高度上升而增大。

当有流量输出时，A腔压力降低。C腔压力通过定径孔10随B腔压力的增大而增大，使减压活门4打开。

调节器是两套并联压力调节机构，以保证有足够的供氧量，在12km高度上，输出流量可达500L/min (NTPD)。

二、肺式氧气调节器

按照使用者吸气量的大小自动供给氧气（或氧气-空气混合气）的调节器称为肺式氧气

调节器。

1. КΠ-18调节器

图9-14是苏联KП-18型调节器的工作原理图。

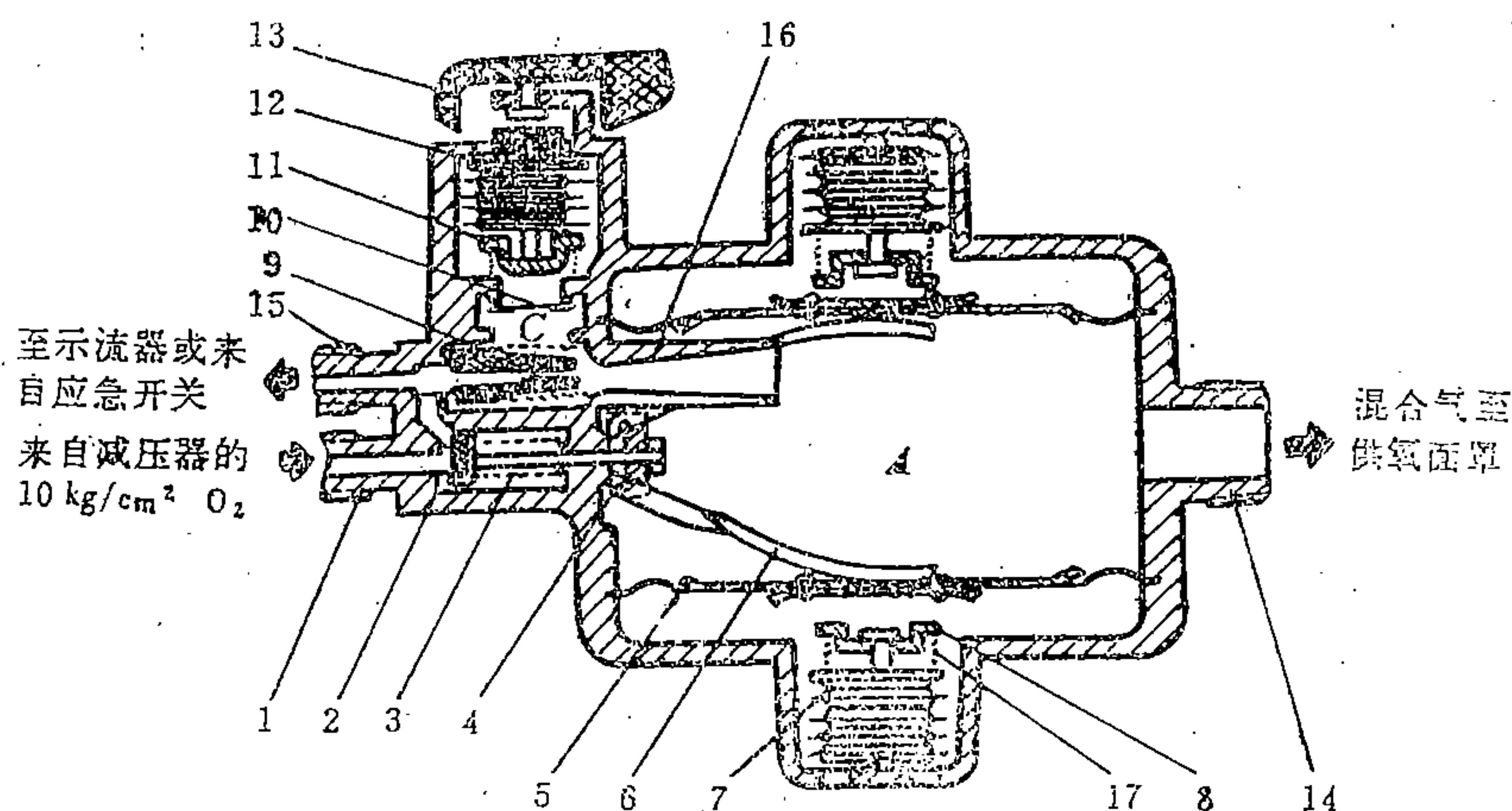


图9-14 KΠ-18型调节器工作原理图

- 1—进口接嘴 2—肺式活门 3—弹簧 4—转轴 5—肺式膜片 6—摇臂 7—安全余压膜盒 8—托盘
9—引射器接嘴 10—单向活门 11—空气自动器活门 12—空气自动器膜盒 13—空气开关 14—输出接嘴 15—感压接嘴 16—引射器 17—弹簧

来自减压器、压力为981kPa的氧气由接嘴1输入，调节器出口以软管与供氧面罩连接（见图9-14）。使用者吸气时，A腔压力降低，薄膜组件5向内弯曲，摇臂6绕轴4转动而使活门2开启，氧气进入B腔。接嘴15将B腔压力传至示流器，使其唇片张开以显示调节器供氧。B腔压力升高的同时，氧气由喷嘴9高速喷射出来而使C腔产生真空度。如果开关13处于开启状态，空气经活门11和单向活门10而流入C腔与氧气混合，并被高速喷射的氧气流带入A腔，然后经接嘴14流向面罩。当B腔压力过高时，喷嘴9克服弹簧压力离开活门座，使B腔卸压。

使用者呼气时，A腔真空度消失，膜片5向外弯曲，在弹簧3的作用下，活门2关闭，中止供氧。活门10防止氧气流向外界。

膜片5、摇臂6、活门2、弹簧3组成肺式机构。由于膜片5的面积和摇臂6的传动比很大, A腔出现微小真空度(约98Pa)就足以克服弹簧3的作用力使活门2开启。真空度一消失, 活门2立即关闭。这就实现了调节器输出流量随使用者潮气量而变化。

真空膜盒12随高度升高而伸长使活门开启量减小,从而使调节器输出气的含氧浓度增高。在约8.5km高度上,活门11完全关闭,调节器供纯氧。

关闭空气开关13可在任何高度上供纯氧。

膜盒组12、活门11和单向活门10组成空气自动器。喷嘴9和混合器16组成引射器。调节器输出气的含氧浓度，由引射器与空气自动器相配合来调节。

随高度升高,膜盒组7伸长。4km以上,膜盒组7使托盘8压迫膜片组件15使其向内弯曲转动摇臂6,开启活门2。于是,虽然4腔没出现真空度,氧气也流入4腔。若供氧面罩保持气密,当使用者呼气时,4腔压力将大于环境压力。4腔压力高出环境压力部分称为余压。当余压对膜片5的作用力与托盘8对膜片5的作用力相平衡时,膜片5回到平衡位置,供氧停止。若面罩配戴不气密,则调节器始终输出氧气以补偿泄漏。使用者吸气时,膜盒

组7可减少或避免在面罩内腔出现真空度,防止空气渗入面罩内而降低吸入气的含氧浓度。若飞行员打开减压器上的应急开关,则调节器成为气流通道,系统实施连续供氧。

2. NGL公司的椅装式调节器

图9-15是英国NGL公司的双联椅装式调节器,其调节方式是间接式。它用于英国多种战斗机上,并被列为英国空军标准装备。

调节器由安装在一个壳体中的两个同一类型的调节机构所组成。用两个调节机构可提高安全性,同时,两个机构分别供氧和空气的混合气和纯氧,各自可获得理想的性能。

当纯氧-混合氧选择手柄置于“混合气”位置(如图9-15示)时,压力480kPa的氧气由进口输入,经限流孔14,作用于膜片17,使活门15开启。如果氧气压力低于343kPa,则活门15并闭、若膜片17破裂,则限流孔14可防止氧气流失过多。另一路氧气经限流孔23流入余压控制腔12。第三路氧气由限流孔2流入主流活门控制腔3。

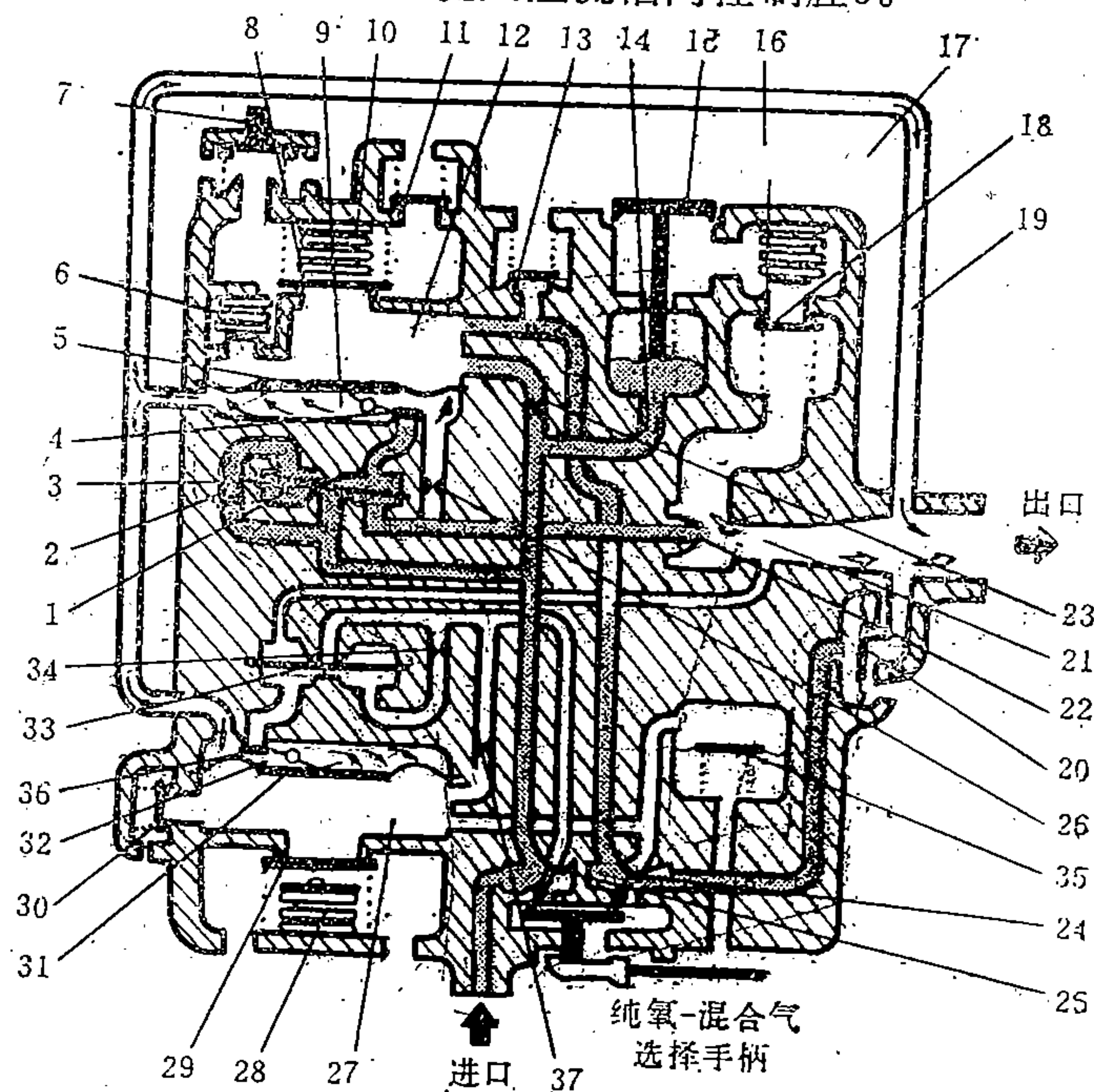


图9-15 NGL椅装式调节器工作原理图

1—供氧活门 2—限流孔 3—伺服腔 4—伺服活门 5—膜片 6—波纹盒 7—加压按钮 8—活门 9—感压腔 10—余压波纹盒 11—安全活门 12—控制腔 13—安全活门 14—限流孔 15—空气活门 16—空气自动器波纹盒 17—膜片 18—单向活门 19—管路 20—泄压活门 21—引射气腔 22—引射器喷嘴 23—限流孔 24、25—活门 26—限流孔 27—纯氧调节器控制腔 28—余压波纹盒 29—余压活门 30—安全活门 31—膜片 32—感压腔 33—纯氧调节器供氧活门 34—限流孔 35—稳压元件 36—活门 37—限流孔

在4.5km以下,流入控制腔12的氧气经波纹盒6控制的活门、加压按钮7流至外界。在4.5km以上,波纹盒6关闭活门,流入腔12的气流经活门8流出。在11.9km以下,活门8的开启压力由弹簧保持在390Pa左右。在11.9km以上,波纹盒10膨胀压在活门8上,且高度越高,压力越大。于是,余压控制腔12中的余压值也随高度而升高。

当使用者吸气时,感压腔9的压力降低,膜片5向下弯曲,活门4开启。于是控制腔3的压力下降,活门1被打开,氧气由活门1经喷嘴22流向混合室21。

喷嘴节流使限流孔26处压力升高而向感压腔9输入反馈气流。限流孔26可按需要调整。

当使用者呼气时，腔9压力上升，活门4关闭而使控制腔3压力升高。于是活门1关闭。单向活门18防止呼气时氧气流向外界。

当氧气由喷嘴22高速喷出时，腔21形成局部负压，将空气从活门15、波纹盒16和单向活门18吸入而形成混合气。随高度升高，波纹盒16伸长而使被吸入的空气减少。在8.2~10.4km高度上，波纹盒完全关闭活门，调节气供应纯氧。

活门20用以防止低压内腔超压。膜片有效面积略大于活门面积，当低压内腔压力比控制腔12的压力高127kPa时，活门20开启。

启动按钮7可由安全活门11保持余压为7450Pa左右，以便检查面具佩戴是否气密。

若波纹盒失效，则由安全活门13防止控制腔12的余压过高。

调节器落水后，活门15则关闭而防止水流入调节器内腔。

当纯氧-混合气选择手柄移至供纯氧位置（即活门24、25向左移动）时，活门15关闭而使空气不再进入调节器。余压控制腔27自地面起建立安全余压，其数值自地面的392Pa至11.9km高度约490Pa。其余原理与供混合气相似。

纯氧调节器与混合气调节器的工作原理、结构相似，但有如下不同：

1) 没有安全余压波纹盒。从接通纯氧开始就建立安全余压，该压力由限流孔（37）和活门（29）调节，安全余压值亦为323Pa。

2) 该调节器无引射器及混合器机构。

3) 无加压试验按钮。

4) 由于在低空时纯氧调节器感受膜片（31）的位移比混合气调节器大，而且余压控制腔与外界大气隔绝，为了减少余压控制腔（27）内的压力波动，增设了随动薄膜机构（35）。

无论选用哪个调节器工作时，泄压活门机构（20）均能与所选择的调节器余压控制腔协调地工作。泄压活门是一个压力补偿的安全活门，它能防止低压内腔超压。当低压内腔压力比余压控制腔（12）高出127Pa时，活门（20）打开。调节器落水后，活门（15）关闭防止水流入调节器内腔。

该调节器与囊式加压服配套使用。

3. КΠ-34和РСД-3М调节器组合

苏МИГ-21飞机等使用的KKO-3系统，采用了两台调节器：КΠ-34氧气调节器和РСД-3М压力比调节器。前者装在机上，后者佩于飞行员胸前，中间以专用软管和断接器相联结。因为软管与断接器不起调节作用，可以把两台调节器看成如图9-16所示的调节器组合。

调节器组可在0~38km的正常飞行和应急条件下起调节作用。

1) 12km高度以下的工作 来自减压器、压力为687~1373kPa的氧气，由减压器1再次减压，A腔压力保持294~588kPa。若空气开关8-1处于开启位置，座舱高度小于2km，肺呼吸量不超过7.5L/min，使用者吸气时，由波纹盒8-5控制的活门流入F腔的空气即可满足呼吸需要。若肺呼吸量大于7.5L/min，则吸气时，肺式活门5-1开启以补充部分氧气，其原理与2~5km的工作相似。

座舱高度大于2km，波纹盒8-5盖住活门座。使用者吸气时，F腔出现真空度，膜片5-4向内弯曲，肺式活门5-1开启，氧气由A腔流入B腔，由喷嘴7-1流出，在E腔引射进空气。流入

E 腔的空气量由膜盒8-2按高度调节,在9~10km高度上,活门8-3完全被关闭,调节器供纯氧。使用者呼气时, F 腔真空度消失,肺式活门5-1关闭。上述工作原理与KII-18调节器大致相同。

当座舱高度超过5~8km时,波纹盒2-4压迫膜片2-3使活门2-2开启。氧气经限流孔2-5和活门2-2流入 D 腔,并继续经活门3-3、6-1而流入 B 腔,然后由喷嘴7-1射出。若面具气密性良好,当使用者呼气时, F 腔将出现余压。当余压对膜片3-1的作用力足够大时,活门3-3关闭, D 腔压力升高,膜片2-3压缩波纹盒2-4,活门2-2在弹簧2-1和入口气压的作用下关闭,供氧停止。使用者吸气时 F 腔余压降低,活门2-2、3-4重新开启。这就形成肺式供氧,只不过供氧的条件不是 F 腔出现真空度,而是 F 腔的余压小于某一定值,为了与一般肺式供氧相区别,称此供氧方式为“辅助肺式供氧”。机构2和3称为辅助肺式机构。若面具

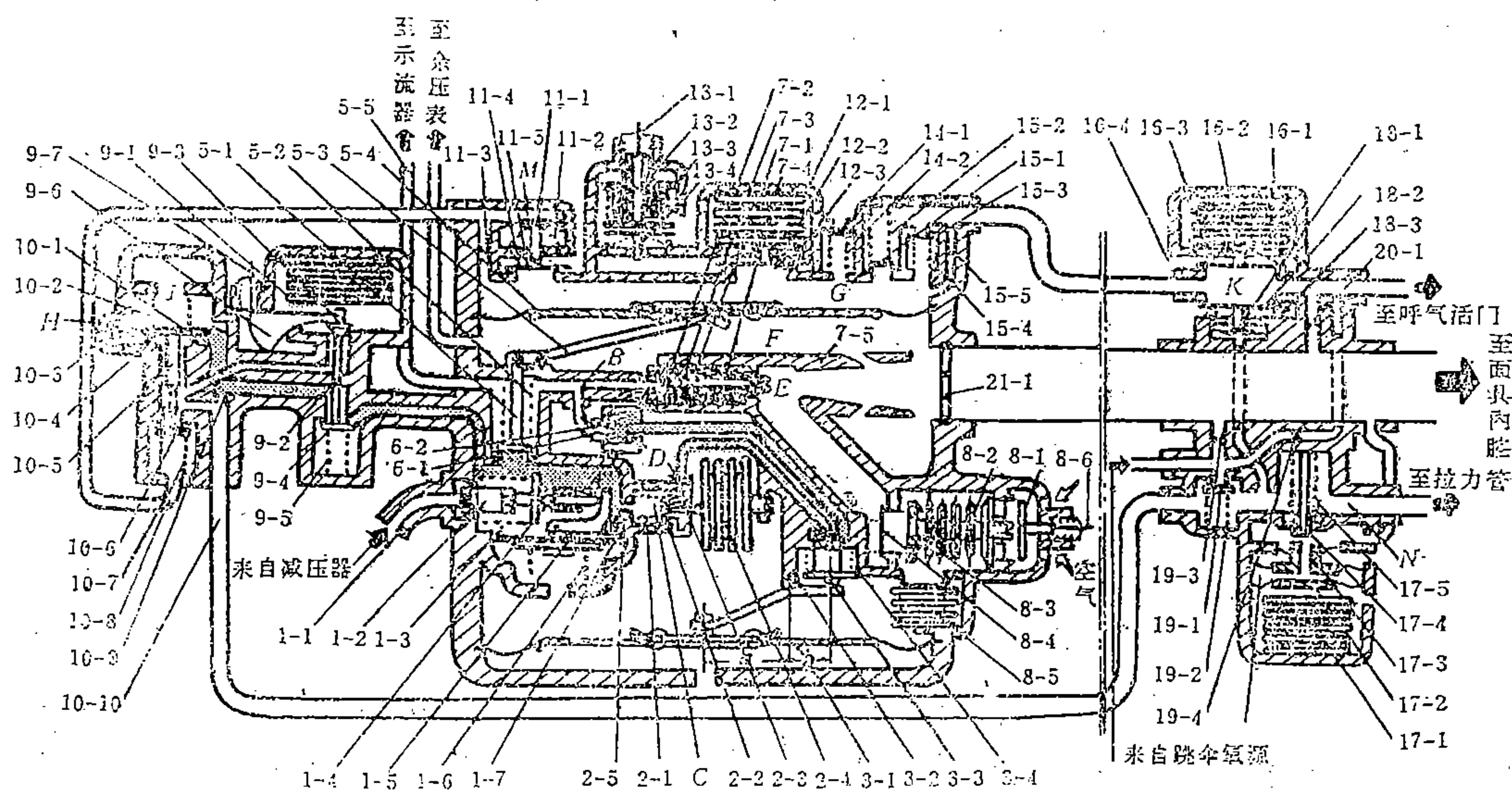


图9-16 KII-34和PCД-3M组合的工作原理图

- 1-1—进口接嘴 1-2—活门 1-3—弹簧 1-4—顶杆 1-5—杠杆 1-6—弹簧 1-7—膜片 2-1—弹簧
2-2—活门 2-3—膜片 2-4—波纹盒 2-5—限流孔 3-1—膜片 3-2—杠杆 3-3—活门 3-4—弹簧
5-1—肺式活门 5-2—弹簧 5-3—摇臂 5-4—膜片 5-5—示流接嘴 6-2—单向活门 6-2—弹簧 7-1—
引射器喷嘴 7-2—活门 7-3—弹簧 7-4—弹簧 8-1—空气开关 8-2—空气自动器膜盒 8-3—活门
8-4—单向活门 8-5—波纹盒 8-6—钢索 9-1—波纹盒 9-2—顶杆 9-3—活门座 9-4—活门 9-5—弹
簧 9-6—扇形块 9-7—钢索 10-1—膜片 10-2—弹簧 10-3—限流孔 10-4—活门座 10-5—顶杆
10-6—活门 10-7—弹簧 10-8—导管 10-9—限流孔 10-10—导管 11-1—膜片连顶杆 11-2—弹簧
11-3—限流孔 11-4—弹簧 11-5—活门 12-1—波纹盒 12-2—活门 12-3—弹簧 14-1—真空活门
14-2—弹簧 15-1—平衡活门 15-2—弹簧 15-3—反向活门 15-4—弹簧 15-5—限流孔 16-1—波纹盒
16-2—活门 16-3—弹簧 16-4—排气孔 17-1—波纹盒 17-2—膜片 17-3—差动膜片 17-4—活门
17-5—弹簧 18-1—膜片连顶杆 18-2—活门 18-3—弹簧 19-1—旁通活门 19-2—弹簧 19-3—限流孔
19-4—限流孔 20-1—限流孔

有泄漏,则活门3-3不能关闭,调节器连续输出氧气流以补偿泄漏。如果面具具有泄漏而且肺呼吸量较大,辅助肺式供氧不能满足需要而在下腔仍能产生真空度,肺式机构5也参与供氧。

若飞机快速俯冲而使活门12-2关闭时,真空活门14-1开启防止 G 腔出现过火的

度,以避免窒息。

2 m以上座舱快速减压时的工作调节 器暴露在12km以上时,波纹盒9-1、12-1、16-1和17-1都进入工作状态。

波纹盒9-1伸长使活门9-4开启,并使顶杆9-2的锥面盖住活门座9-3。氧气由A腔流入H腔。在H腔压力作用下,膜片10-1向上弯曲,氧气从膜片10-1和座子10-4之间大量(达00~250L/min)流入导管10-10,经E腔输入侧管服的拉力管。此时,活门10-6关闭,通道10-8及M腔压力迅速下降至表压为0。于是,G腔压力由活门11-5保持在686Pa左右。K腔与呼气活门下腔相连通,而且接近于G腔压力,因而呼气活门不能保持余压,面具内腔和飞行员肺内的气体得以从面具的呼气活门吐出,避免出现过高的峰值压力。

在对拉力管大量充氧的同时,氧气由限流孔10-3流入J腔。约2s后,J腔压力与弹簧10-2使膜片10-1向下弯曲而开启活门10-6。于是导管10-10的压力(亦即拉力管压力)传递至M腔。M腔有压力之后,由限流孔11-3向G腔输入2.5~4.5L/min的控制气流,并且膜片11-1压住活门11-5使气流不再从这里流入大气。G腔余压开始上升。活门10-6开启后5~7s。J腔压力增高到使膜片10-1盖住座子10-4,向拉力管大量供氧停止。此后,由限流孔10-9和顶杆9-2与壳体之间的间隙提供14~20L/min(NTPD)连续氧气流以补偿拉力管的泄漏和供飞行员呼吸。

波纹盒16-1和12-1在12km高度上压住活门16-2和12-2。随高度升高,波纹盒的压力增大。只有当K腔或G腔余压足够大时,活门16-2或12-2才能开启卸压。调整波纹盒12-1保持的余压比16-1保持的余压稍高。若波纹盒16-1不失效,余压由16-1保持;若16-1失效,余压由12-1保持。机构16称余压活门,12称保险活门。

在12km以上高度,波纹盒17-1伸长顶住膜片17-2、差动膜片17-3和活门17-4。因此在对拉力管充压而面具卸压的时候,保证氧气不会从活门17-4流出。在K、G腔建立余压后,面具内腔、F和L腔都建立起余压,于是膜片17-2压缩波纹盒使其不再起作用。L腔压力使差动膜片17-3顶住活门17-4,只有当拉力管压力对活门17-4的作用力大于L腔压力对差动膜片17-3的作用力时,活门17-4才能开启。这样就可调节面具余压与拉力管表压之间的比例。

由N腔经活门17-4排至L腔以至面具内腔的气流形成连续供氧。一般说来,连续供氧量已能满足人体呼吸需要。若因拉力管漏气而不能满足呼吸需要,F腔压力降低于G腔,肺式机构5将工作。活门15-1的设置就是为了保证此种情况下系统的呼吸波动不过大。在控制气流限流孔11-3流入而由活门16-2排出的过程中,流经限流孔15-5和活门15-1,使G腔与K腔的压力大约差186Pa。由于肺式机构5可以保持F腔与G腔压差在98Pa左右,因此F腔压力大于K腔,也就是大于呼气活门下腔的压力。所以,呼气时面具内的气体容易排出,而吸气时面具内余压不过低,呼吸压力波动值不至过大。

3) 弹射跳伞时的工作 弹射跳伞时,KII-34留在机上,由PCII-3M起调节作用(断接器OPK-2分离后,有关的管路单向活门关闭,使PCII-3M的正常连接导管与大气隔绝)。由跳伞供氧器KII-27M向PCII-3M提供氧气。弹射开始瞬间输入的氧气流量很大,经单向活门19-1流入拉力管,并同时经限流孔19-4流入K腔,经限流孔19-3流向面具内腔,使面具内腔与呼吸活门和拉力管同时加压。大量供氧结束后,KII-27M输入的氧气流量在18L/min(NTPD)以下,随时间延长逐渐减少。此气流主要经限流孔19-3供呼吸用,

同时也经限流孔19-4输入K腔作为调节气流。

若拉力管破裂，N腔压力不能建立，则由活门18-2保持K腔余压为5.8~7.8kPa，以免损伤飞行员肺部。

4) 调节器的操纵 钢索8-6、9-7和13-1与ДY-2远距操纵器连接。钢索8-6控制活门8-1，用以选择供纯氧或混合气。拉动钢索9-7，通过卡爪9-6可在12km以下接通加压供氧。堵住孔16-4，放松钢索13-1就可按需要保持面具内的余压。手动接通连续供氧和调整余压，一般在飞机起飞前做地面检查时进行。

该调节器组的优点是安全可靠、工作稳定，所以在我国军用飞机中仍被大量采用。但由于采用直接式调节方式及与侧管式代偿服相配套，所以存在明显的缺点是结构复杂，重量重、体积大。

在60年代中后期苏联研制了新型氧气调节器即KП-52M，它取代了KП-34和PCД-3M调节器组合。由KKO-5取代KKO-3供氧系统。

KKO-5供氧系统中把调节器分成两部分：一部分氧气调节器装在座舱里；另一部分氧气调节器佩于飞行员胸前。由于调节器到面具软管短，有利于改善调节器性能。在KП-52M中增加头部通风装置改善飞行员的热负荷。同时KП-52M中采用气动操纵安全可靠省力。KKO-5供氧系统可见图9-17。

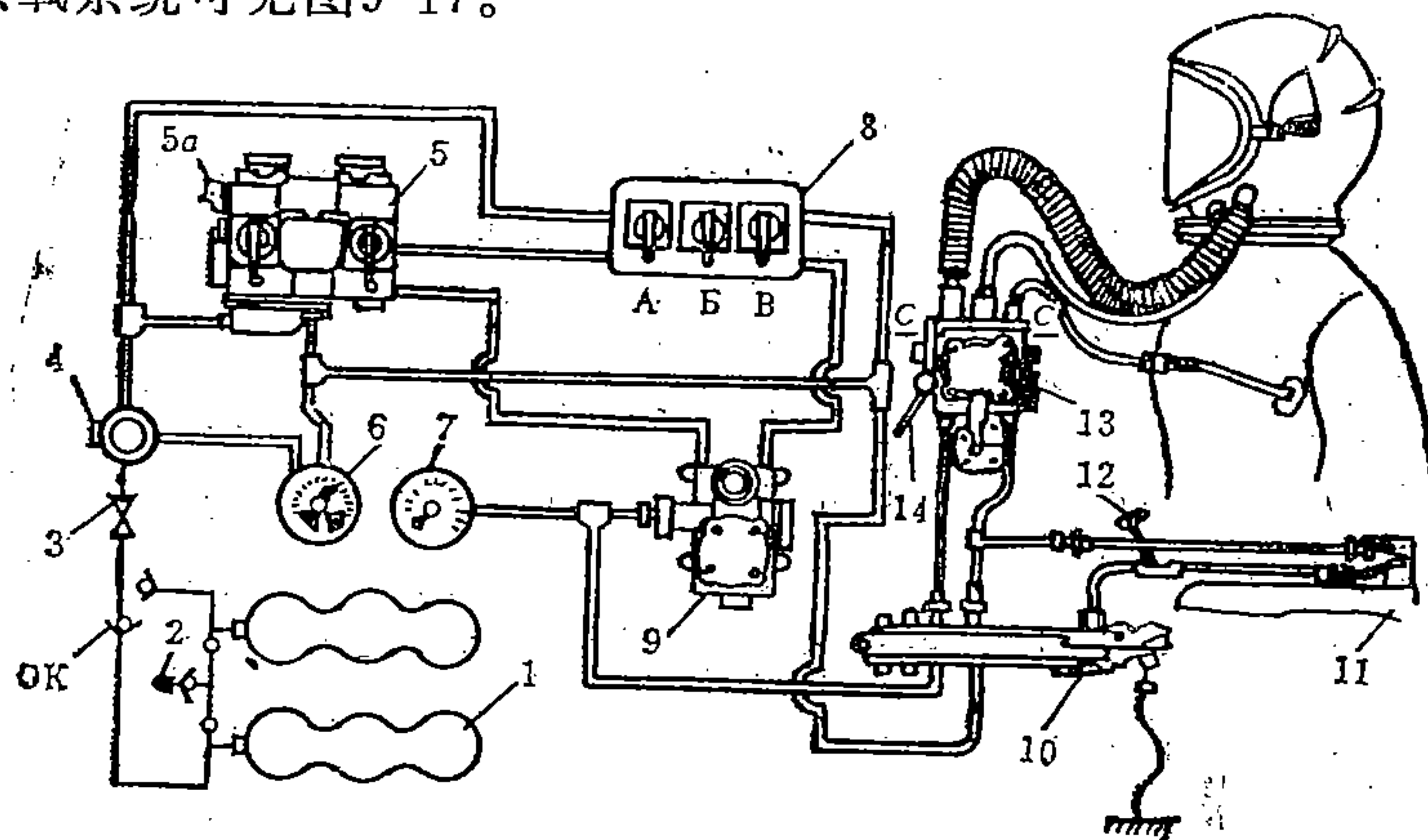


图9-17 与高空代偿服、大容积密闭头盔和头盔通风

装置配套的氧气设备全套系统组合图

1—氧瓶 2—充氧接嘴 3—氧气开关KB-2MC 4—氧气减压器KP-26A 5—供氧调节器ПІК-52 5a—手动接通连续供氧按钮 6—带有高压压力表的氧气示流器 7—用于测量头盔内压力的压力表 8—ДY-7远距操纵机构 9—头盔通风装置（BYIII） 10—管导连接分离器 11—KП-27M跳伞氧气调节器 12—KП-27M手动接通器 13—KП-52M氧气调节器 14—用来沿C-C线分离软管的锁针拉环；A——混合气或纯氧选择开关；B——应急供氧开关；B——头盔通风接通开关；OK——高压单向活门。

第五节 氧气调节器的主要机构

一、肺式机构

肺式机构是随人的呼吸作用自动供给或停止供给氧气的机构。按调节方式，肺式机构有直接式和间接式两种。

1. 直接式肺式机构

直接式肺式机构的特点是人的呼吸作用直接影响进氧活门的开启程度。它可分为杠杆式和摇杆式两种。

图9-18为直接式肺式机构的受力图。

根据活门1的受力平衡条件可以得到

$$H = \frac{P_0 + kL - (p_1 - p_2)f}{iF} \quad (9-5)$$

式中 H —— 调节器内腔的真空度 (Pa) ;

P_0 —— 弹簧2的预压缩力 (N) ;

k —— 弹簧2的刚性 (N/cm) ;

$f = \pi d^2/4$ —— 活门1的面积, d 为活门1的活门座直径;

F —— 膜片3的有效面积 (m^2) ;

$i = a/b$ —— 摇臂4的传动比;

L —— 活门1的开启量 (cm) ;

p_1 —— 活门前压力 (Pa) ;

p_2 —— 活门后的压力 (Pa) 。

当活门1处于将开未开状态时, L 和 p_2 都等于0, 输出流量也为0, 式 (9-5) 变为

$$H_0 = \frac{P_0 - p_1 f}{iF} \quad (9-6)$$

式中 H_0 为肺式机构的起始阻力。

于是, 式 (9-5) 可改写为

$$H = H_0 + \frac{kL + p_2 f}{iF} \quad (9-7)$$

若肺式机构输出某一流速 Q , 则相应有一个活门启量 L 和活门后的压力 p_2 。 Q 值增大, L 和 p_2 也增大。肺式机构的阻力可以看成起始阻力与因输出流量而引起的阻力增量之和。

KII-18的肺式机构有两片感压膜片和两只摇臂, 其特性计算公式为

$$H_0 = \frac{P_0 - p_1 f}{2iF} \quad (9-8)$$

$$H = H_0 + \frac{kL + p_2 f}{2iF} \quad (9-9)$$

图9-19为肺式机构输出流量与膜下腔真空度关系的实测结果。

图9-19与式 (9-7)、(9-9) 相符。

从式 (9-6) 至 (9-9) 可看出, 增大膜片面积 F 和传动比 i ; 减小弹簧力 P_0 和弹簧刚性 k ; 增大引射器喷嘴面积而减小 p_2 , 都有助于减小肺式机构的阻力 H 。

但是, 为了保持活门1的气密性, P_0 值不能太低。增大 F 将引起调节器的体积和重量增大。因此, 增大摇臂传动比 i 最为有利。增大 i 除引起膜片行程增大以外。没有其他不良影响。

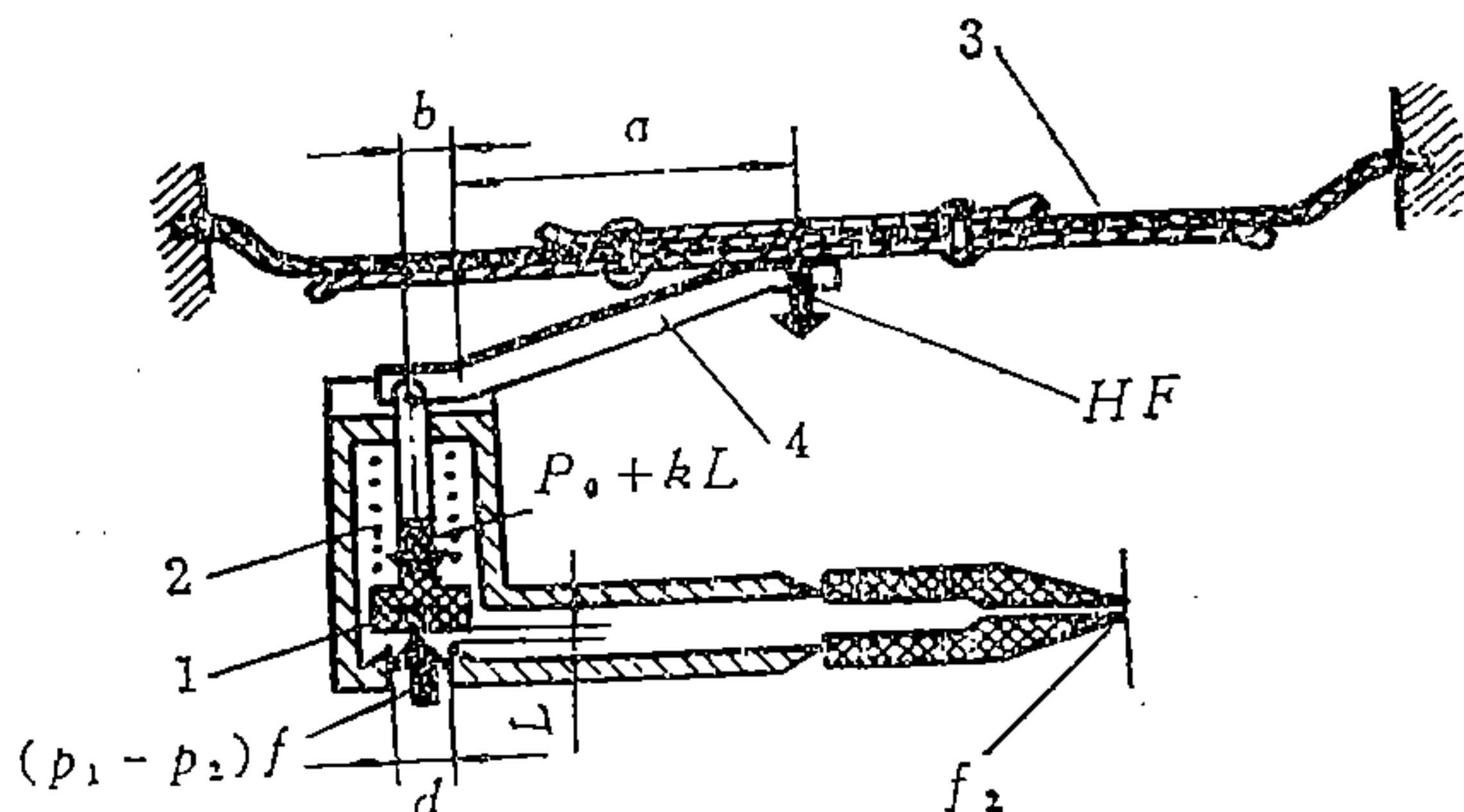


图9-18 直接式肺式机构受力图

1—活门 2—弹簧 3—膜片 4—摇臂

图9-20是OT-1的肺式机构，通常是摇杆活门。

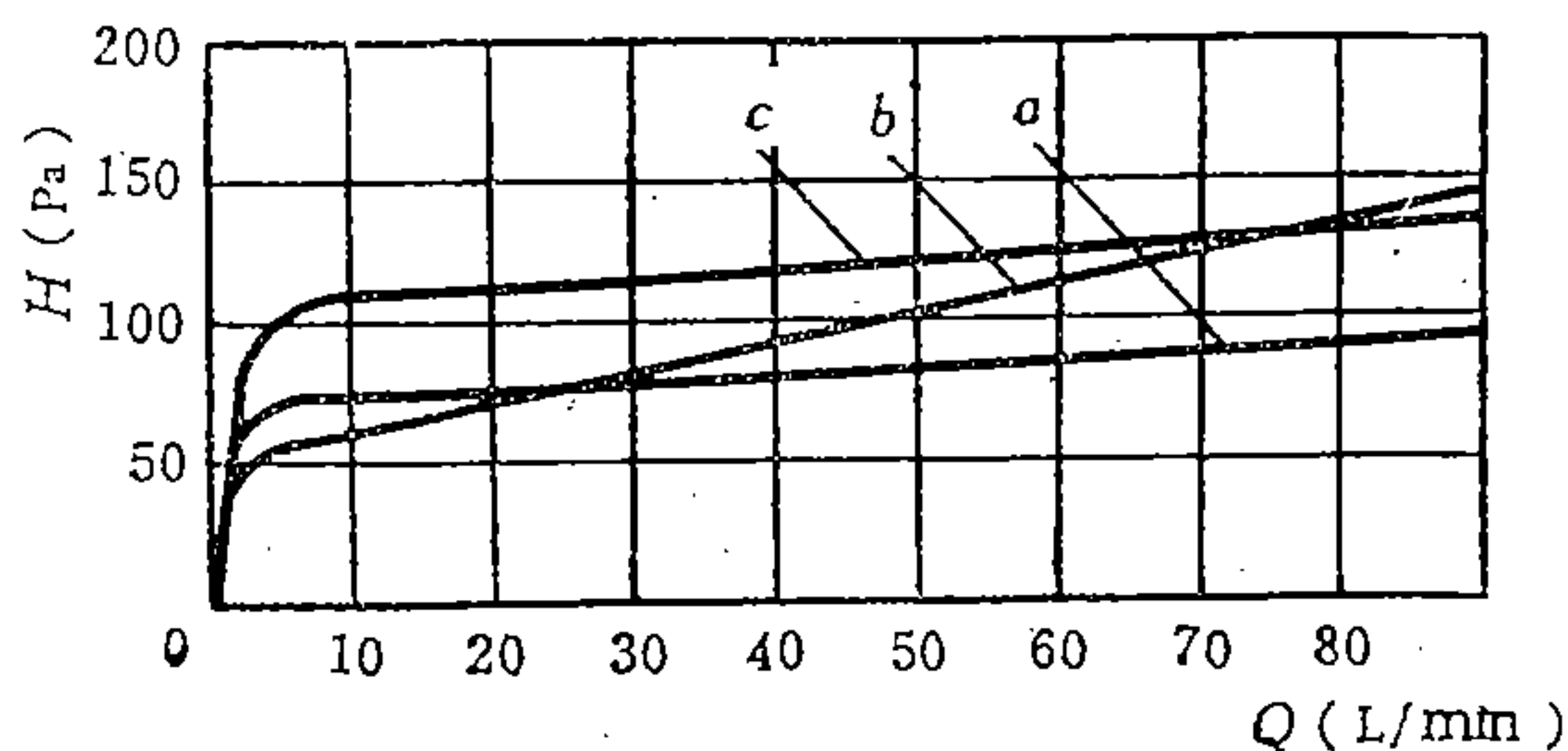


图9-19 肺式机构的流量特性

a——KII-18的特性线 b——ARO的特性线 c——KII-34的特性线

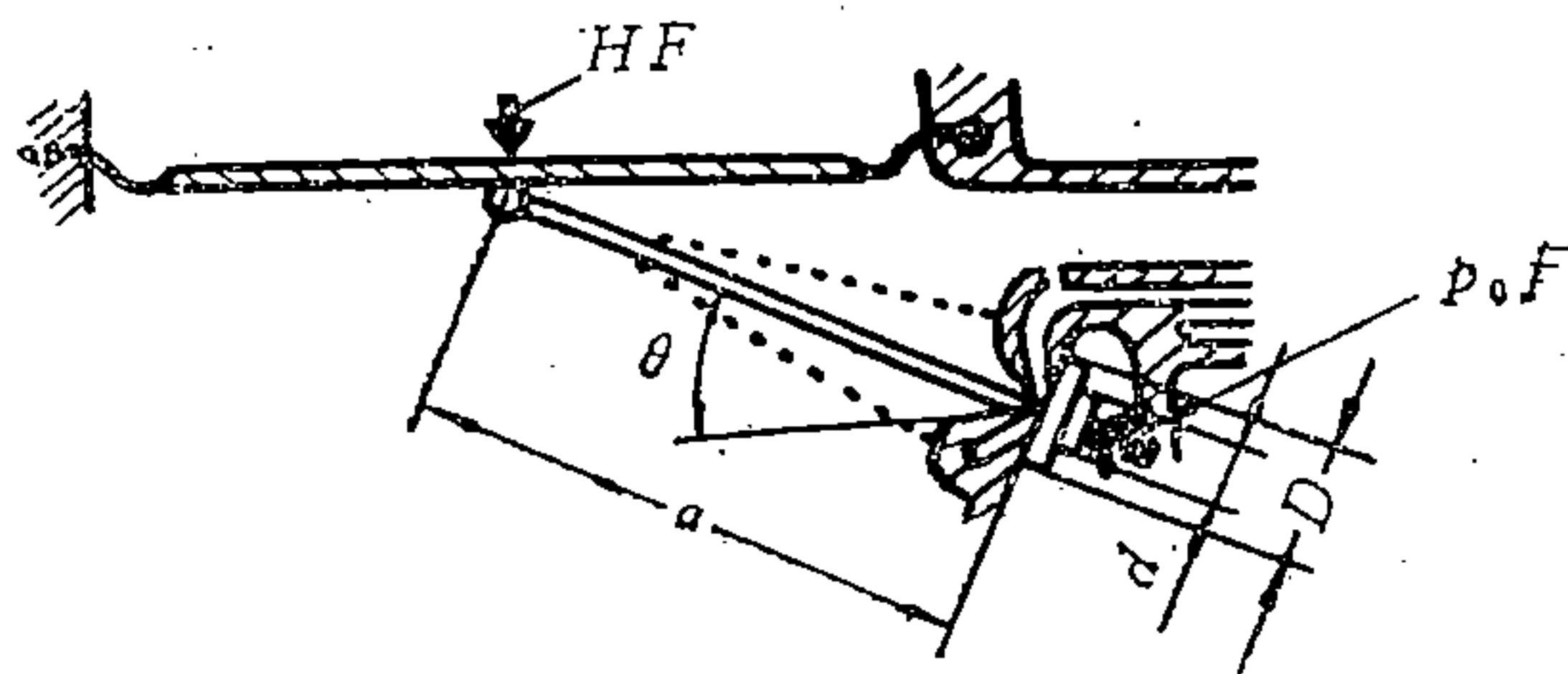


图9-20 摇杆活门示意图

按活门受力平衡条件可以得到

$$H_0 = \frac{p_0 f D}{2 F a \cos \theta} \quad (9-10)$$

式中 D ——活门头直径 (cm)；

a ——活门杆长度 (cm)；

θ ——倾斜角 ($^\circ$)。

摇杆活门的传动比可表示为

$$i = 2 a \cos \theta / D \quad (9-11)$$

由于摇杆活门的传动比 i 很大，相应可减小膜片面积。例如，KII-34肺式膜片直径为100 mm，OT-1膜片直径约40 mm。两者保持的特性相似。

摇杆活门的缺点是输出最大流量小 (约85 L/min)。因为，要获得更大的输出流量必须增大活门直径 d (当然也增大活门头直径 D) 或增大输入压力 p_0 ，这都会导致阻力增大。

所以，希望获得良好的流量特性和较大的供氧能力，同时又减小调节器的体积和重量，采用直接式肺式机构很难做到。

2. 间接式肺式机构

图9-21是NGL椅装式调节器的间接式肺式机构示意图。

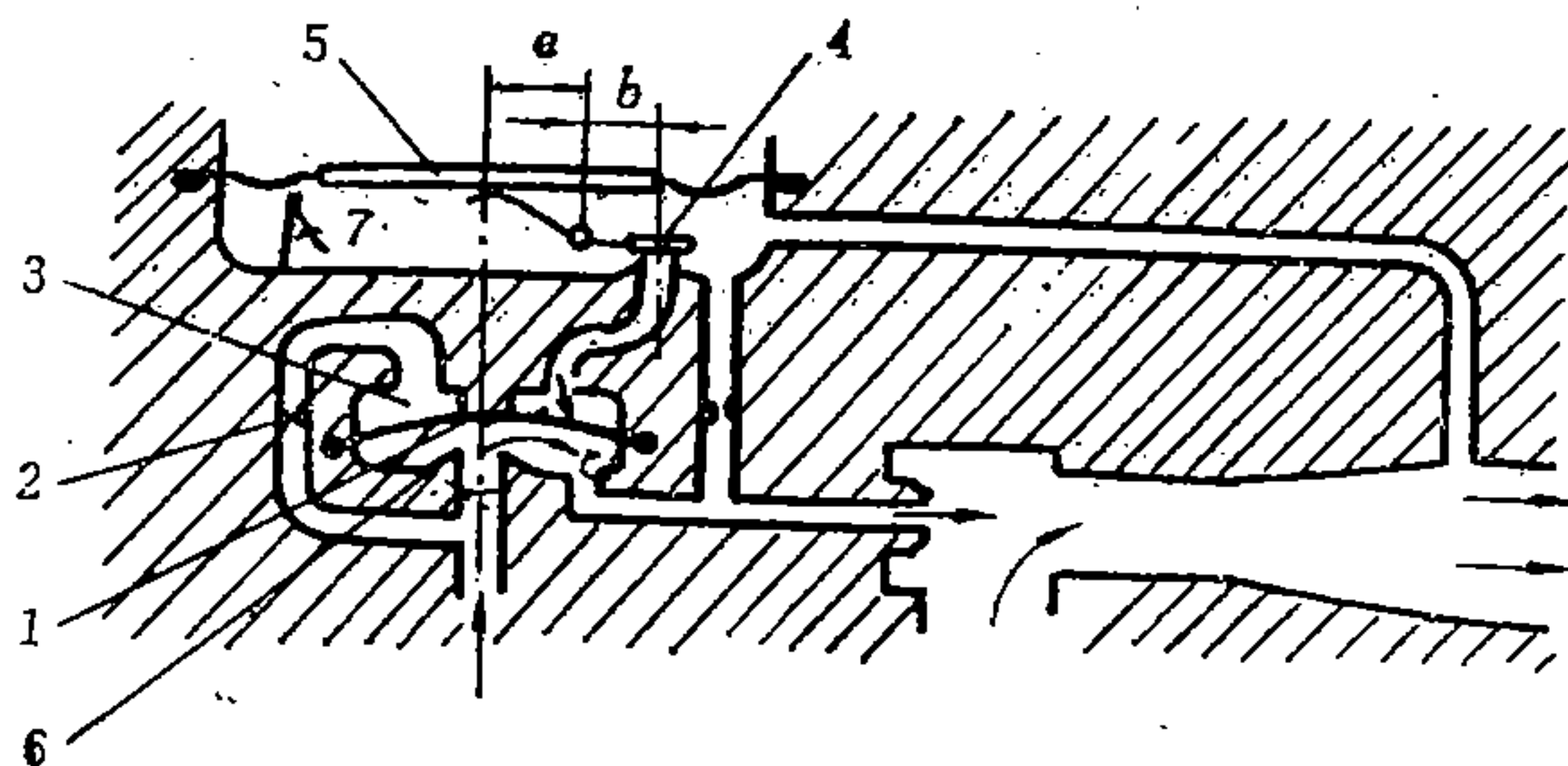


图9-21 间接式肺式机构示意图

1—膜片 2—限流孔 3—控制腔 4—伺服活门 5—膜片 6—活门座 7—感压腔

间接式肺式机构的特点是人的呼吸作用通过控制腔放大后，间接影响进氧活门的开启程度，这种放大作用使机构灵敏度增加，动态响应好，结构尺寸小、重量轻。

二、安全余压机构

调节器安全余压机构有机械式、气动式、辅助供氧式等。其中气动式又可分为输入调

节式和输出调节式两种。调压机构在被控制腔之前者，称为输入调节；调压机构在被控制腔之后者，称为输出调节。

1. 机械式安全余压机构

1) 不随高度变化的机械式余压机构。图9-22是OT-1调节器的安全余压机构与肺式机构配合工作的原理。

当膜片2处于平衡位置并且对摇杆活门3没有作用力时，内腔余压应符合下式，

$$\Delta p_0 = P_0 / F \quad (9-12)$$

式中 Δp_0 ——膜片2对摇杆活门3完全不作用时调节器内腔的余压 (Pa)；

P_0 ——膜片2处于平衡位置时，弹簧1的弹力 (N)；

F ——膜片2的有效面积 (m^2)。

当摇杆活门3处于将开未开状态时，内腔余压应符合下式，即

$$\Delta p_1 = \frac{P_0}{F} - H_0 \quad (9-13)$$

式中 Δp_1 ——摇杆活门将开未开时，调节器内腔余压 (Pa)；

H_0 ——摇杆活门的起始阻力 (Pa)，参见式 (9-10)。

肺式活门处于将开未开状态是理论概念，处于这种状态不能保持活门的气密性。实际上，当调节器输出流量为0时，内腔余压在 Δp_1 与 Δp_0 之间。

当调节器输出流量 Q 时，摇杆活门开启量 l_1 膜片2下移 L_1 。显然， Q 与 l_1 成正比， l_1 与 L_1 的关系如下式，即

$$L_1 = i l_1 \quad (9-14)$$

式中 i 为摇杆活门的传动比，见式 (9-11)。

此时，弹簧1的作用力为

$$P = P_0 - k L_1 = P_0 - k i l_1 \quad (9-15)$$

式中 P ——弹簧1的弹力 (N)；

k ——弹簧1的刚性 (N/cm)。

于是，调节器内腔余压为

$$\Delta p = \frac{P_0 - k i l}{F} - H \quad (9-16)$$

或

$$\Delta p = \Delta p_0 - \frac{k i l}{F} - H \quad (9-17)$$

式中 Δp ——输出流量 Q 时，调节器内腔的余压 (Pa)；

H ——摇杆活门的吸气阻力 (Pa)。

由式 (9-17) 可以看出，当调节器输出一定流量，亦即摇杆活门有一定的开启量时，由于弹簧1伸长而弹力减小，内腔余压急剧降低。为了克服这个缺点：往往将弹簧1设计成特殊形状以减小刚性 k 。但无论如何，难以获得良好的流量-余压特性。

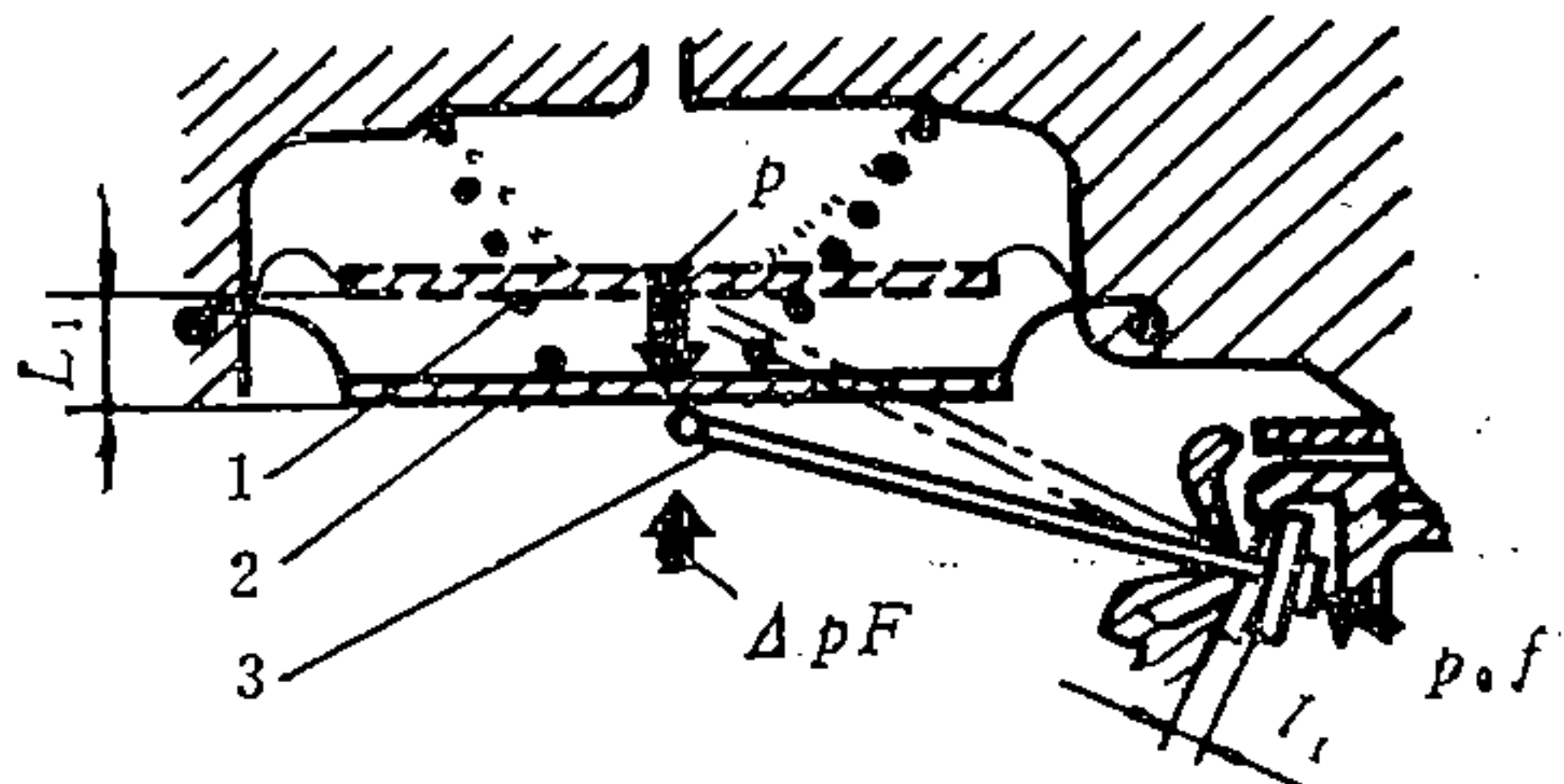


图9-22 不随高度变化的机械式安全余压机构
1—弹簧 2—膜片 3—摇杆活门

2) 随高度变化的机械式余压机构。图9-23表示KП-18调节器的安全余压机构的相互作用原理（图中只表示了半部）。

在托盘3与膜片4接触之前，弹簧2处于压缩状态，其预压缩力为 P_0 。

假定在 h_0 高度上，托盘3刚好与膜片4接触，且彼此没有作用力。在 h_1 高度上，膜盒1、托盘3、弹簧2和膜片4的位置与 h_0 高度相同，但托盘3与螺钉5行将脱离（即相互作用力为0）。显然，此时膜片4与膜盒1之间的相互作用力为弹簧2的预压缩力 P_0 。在 h_0 至 h_1 高度上，膜片4的受力符合下式，即

$$P = (p_{h_0} - p_h) F_1 \quad (\text{当 } h \leq h_1, \text{ 即 } P \leq P_0 \text{ 时}) \quad (9-18)$$

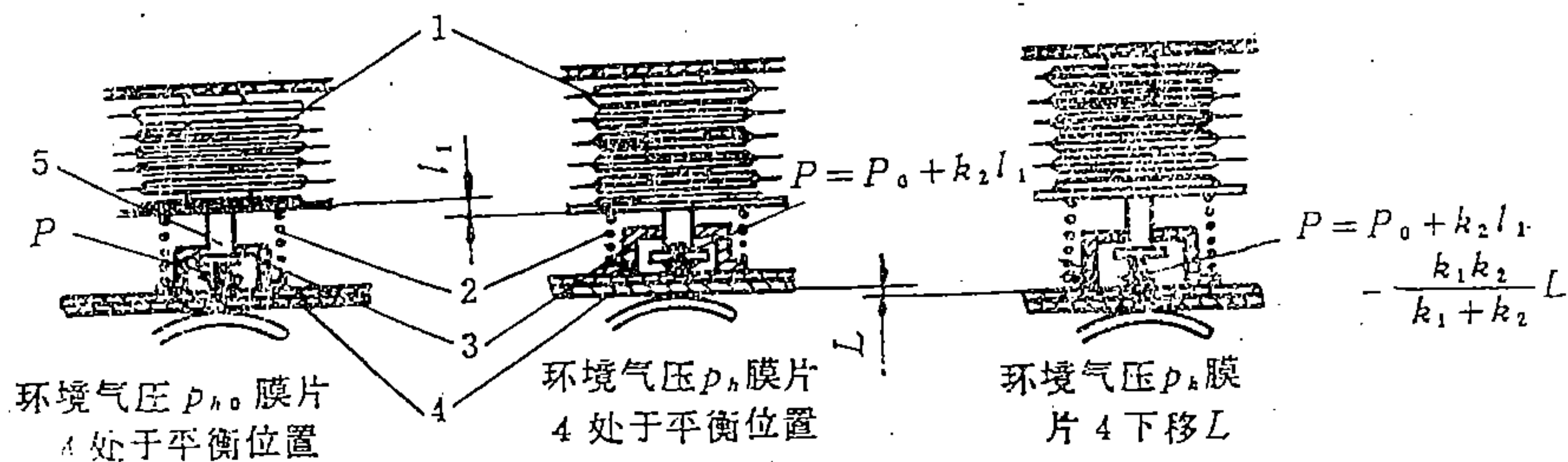


图9-23 随高度变化的机械式安全余压机构

1—膜盒 2—弹簧 3—托盘 4—膜片 5—螺钉

式中 P ——膜片4与膜盒1的相互作用力 (N)；

F_1 ——膜盒1的有效面积 (m^2)。

若高度超过 h_1 ，膜盒伸长为 L_1 ，弹簧2被压缩 l_1 ，膜片4仍处于平衡位置，则弹簧受力增大为

$$P = P_0 + k_2 l_1 \quad (9-19)$$

膜盒1的受力符合下列方程，即

$$P_0 + p_{h_1} F_1 = P + p_h F_1 + k_1 l_1 \quad (9-20)$$

解联立方程 (9-19) 和 (9-20) 得

$$P = P_0 + \frac{k_2}{k_1 + k_2} (p_{h_1} - p_h) F_1 \quad (\text{当 } h > h_1 \text{ 时}) \quad (9-21)$$

式中 P ——膜片4与膜盒1的相互作用力 (N)；

P_0 ——弹簧2的预压缩力 (N)；

k_1 ——膜盒组1的刚性 (N/m)；

k_2 ——弹簧2的刚性 (N/m)。

式 (9-21) 可改写为

$$P = \frac{k_1}{k_1 + k_2} (p_{h_0} - p_{h_1}) F_1 + \frac{k_2}{k_1 + k_2} (p_{h_0} - p_h) F_1 \quad (\text{当 } h > h_1 \text{ 时}) \quad (9-22)$$

在某一 h 高度上，当输出流量为0时，内腔余压符合下列不等式，即

$$\frac{P}{F} > \Delta p_0 > \frac{P}{F} - H_0 \quad (9-23)$$

式中 F ——膜片4的有效面积 (m^2) ;

P ——安全余压机构对肺式膜片的作用力 (N) ;

H_0 ——肺式机构的起始阻力 (Pa) ;

Δp_0 ——输出流量为0时, 调节器内腔的余压 (Pa) 。

若输出流量不为0, 肺式活门的开启量为 l , 则肺式膜片4的位移为

$$L = il \quad (9-24)$$

式中 L ——膜片4的位移量 (cm) ;

i ——肺式机构摇臂的传动比。

膜盒1与弹簧2相当于一组串联弹簧, 其弹力减少量为

$$\Delta P = \frac{k_1 k_2}{k_1 + k_2} L \quad (9-25)$$

于是, 膜下腔的余压可变为

$$\Delta p = \frac{P - \Delta P}{F} - H \quad (9-26)$$

式中 Δp ——调节器内腔余压 (Pa) ;

ΔP ——因肺式活门开启而引起的安全余压机构对肺式膜片作用力的降低量 (N) ;

H ——肺式机构的吸气阻力 (Pa) 。

KП-18安全余压实测数据如图9-24。它与式 (9-26) 是一致的。

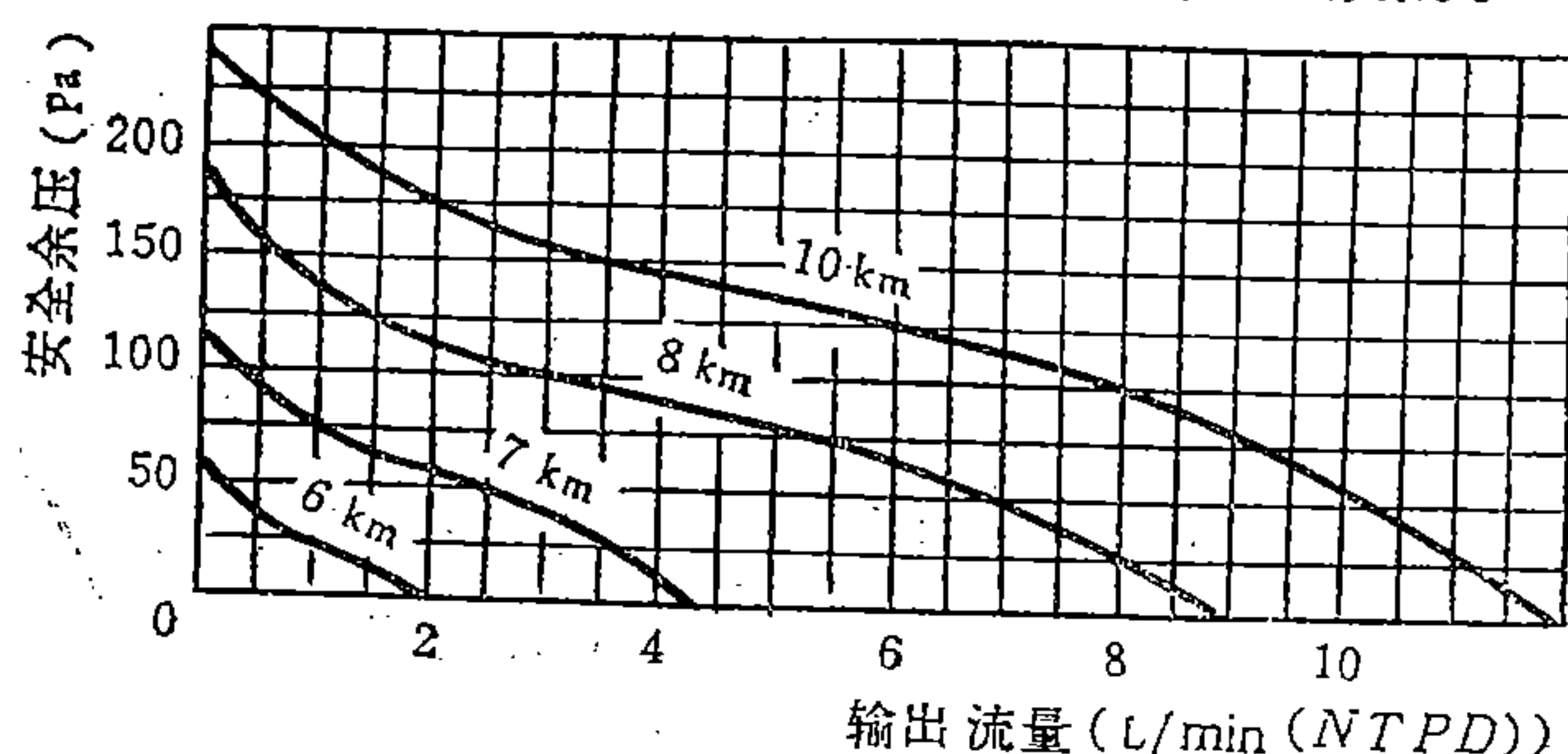


图9-24 实测的KП-18安全余压特性

机械式安全余压机构保持的余压, 随输出流量的增大而急剧降低, 即特性很差。因其机构简单, 不消耗调节气流, 仍有一定使用价值。

2. 气动式安全余压机构

气动式安全余压机构往往与高度余压机构组合在一起。这里, 以输出调节式为例介绍气动式安全余压机构特性。图9-25为NGL氧气调节器中气动式安全余压机构, 是输出调节式。

在4.5km以下, 波纹盒1与活门不接触, 经定径孔2来的气流由此流到外界, 膜上腔4与外界相通, 这时没有余压。4.5km开始, 波纹盒1与活门座接触, 膜上腔2与外界隔开, 定径孔2来的气流在此腔增压, 建立了余压。当余压值大于作用在活门3上的弹簧力时, 活门3打开, 气流由此排出。余压值由活

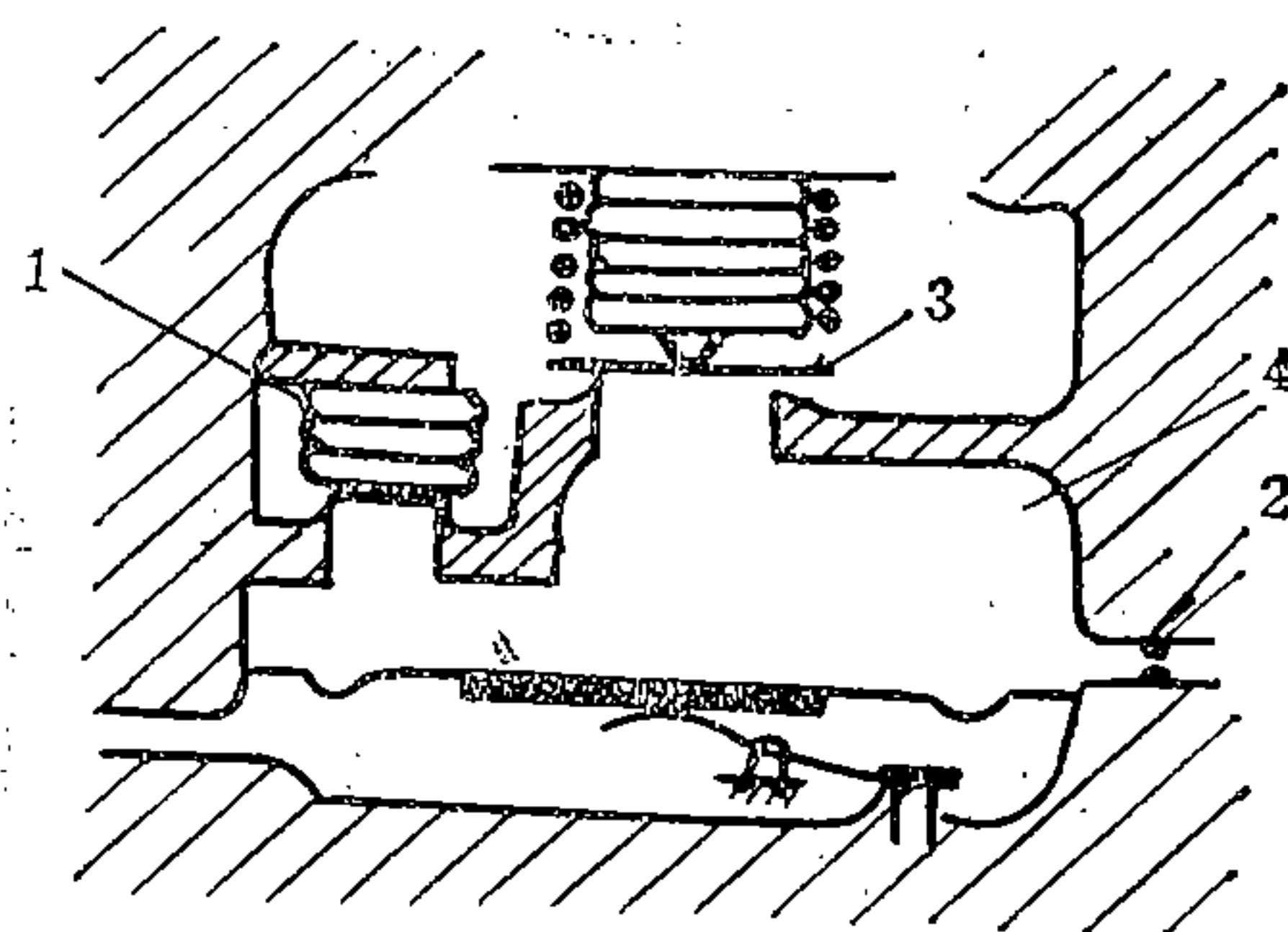


图9-25 气动式安全余压机构

1—波纹盒 2—定径孔 3—活门 4—膜上腔

门3的弹簧预压缩力来决定。按活门3的受力平衡条件可得

$$\Delta p_1 = (P_0 + kl) / F_1 \quad (9-27)$$

式中 Δp_1 ——控制腔的余压 (Pa) ;

P_0 ——活门3弹簧的预压缩力 (N) ;

k ——活门3弹簧的刚性 (N/cm) ;

L ——活门3的开启量 (cm) ;

$F_1 = \pi d^2 / 4$ ——活门3的活门座面积 (m^2)。

因为由限流孔2输入的气流很小, L 很小, 一般 kL 比 P_0 小得多, 初步计算可忽略活门开启量的影响, 因此, 可用下式代替式 (9-27), 即

$$\Delta p_1 = P_0 / F_1 \quad (9-28)$$

显然, 当输出流量为0时, 控制腔的余压符合下式, 即

$$\Delta p_1 > \Delta p_0 > \Delta p_1 - H_0 \quad (9-29)$$

式中 Δp_0 ——输出流量为0时, 控流腔的余压 (Pa) ;

H_0 ——活门的起始阻力 (Pa) 。

在调节器有流量输出的条件下, 有

$$\Delta p = \Delta p_1 - H \quad (9-30)$$

式中 Δp ——控制腔的余压 (Pa) ;

H ——肺式机构的吸气阻力 (Pa) 。

由以上分析可知, 输出流量对余压值的影响极小, 即安全余压特性好。

三、含氧百分比调节机构

含氧百分比调节机构应能使调节器在各种肺通气量及高度下, 使含氧百分比随高度在规定的范围内变化。目前采用的含氧百分比调节机构有引射器式和节流式两种。图9-26是典型的引射器式含氧百分比调节机构。

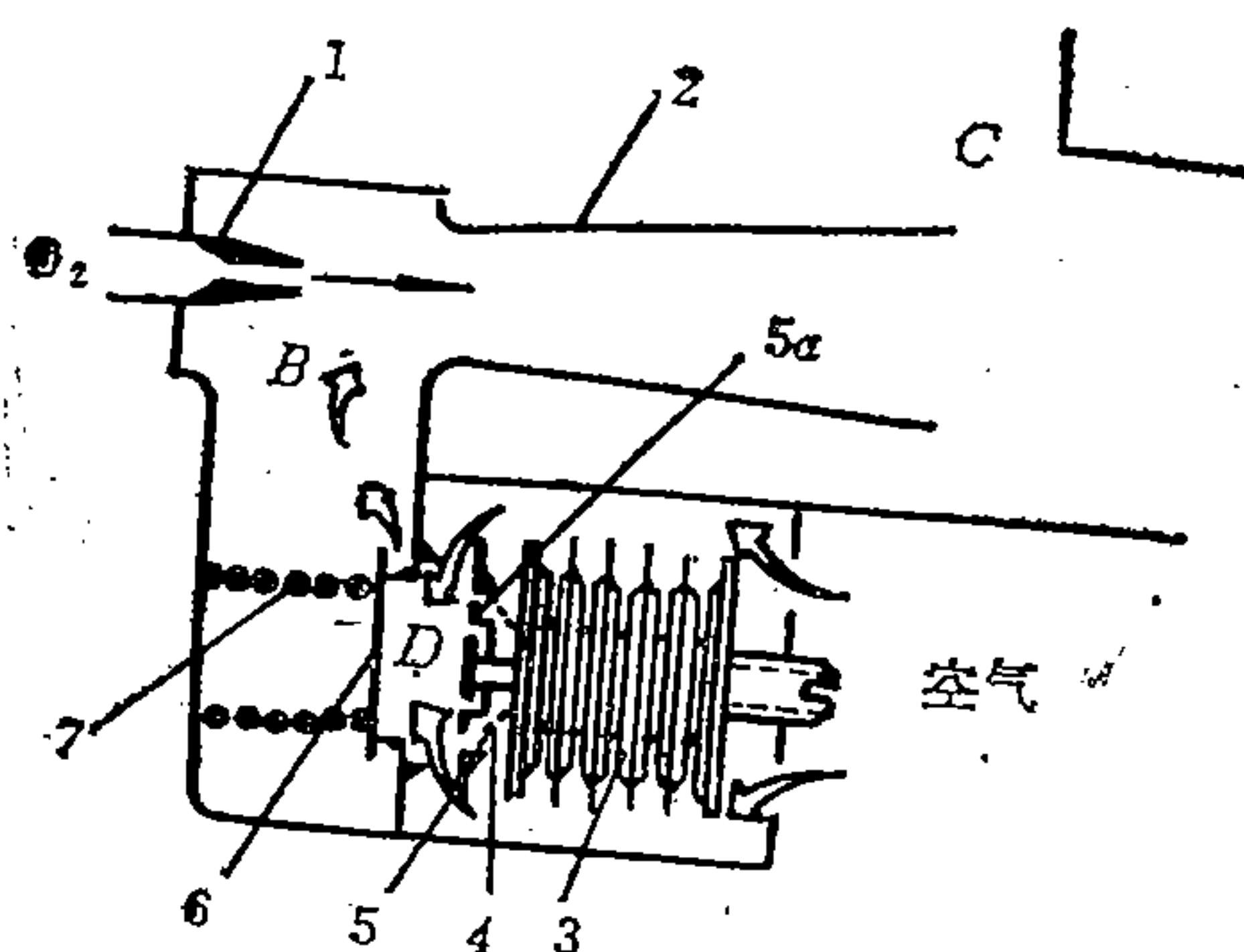


图9-26 引射器——空气自动器原理图

1—引射喷嘴 2—扩压器 3—膜盒 4—弹簧
5—活门 5a—小孔 6—单向活门 7—弹簧

含氧百分比调节是通过空气自动进气调节装置和引射器协调地工作来实现的。来自进氧活门的氧气, 由喷嘴小孔高速流出带动了周围的气体一起流动, 吸入腔形成了低压, 空气在压差力作用下, 经自动进气调节活门和单向活门流入吸入腔。两股气流混合后供给面罩。空气自动器的波纹盒, 随高度增加逐渐膨胀, 使其活门流通面积随高度增加逐渐减小, 因此调节器供给面罩的混合气的含氧百分比随高度的增加而增加。在10km左右的高度, 空气进气活门关闭, 调节器供纯氧。

空气自动器有两级控制活门。在低高度, 活门5与活门座不接触, 空气由活门5与活门座之间以及活门5上的小孔5a流入B腔。5km左右, 活门5与活门座接触, 此时空气只能从小孔5a流入。显然, 把小孔5a堵死, 就成为一级控制活门。采用不同的空气自动器, 所保持的含氧百分比也不同, 如图9-27所示。

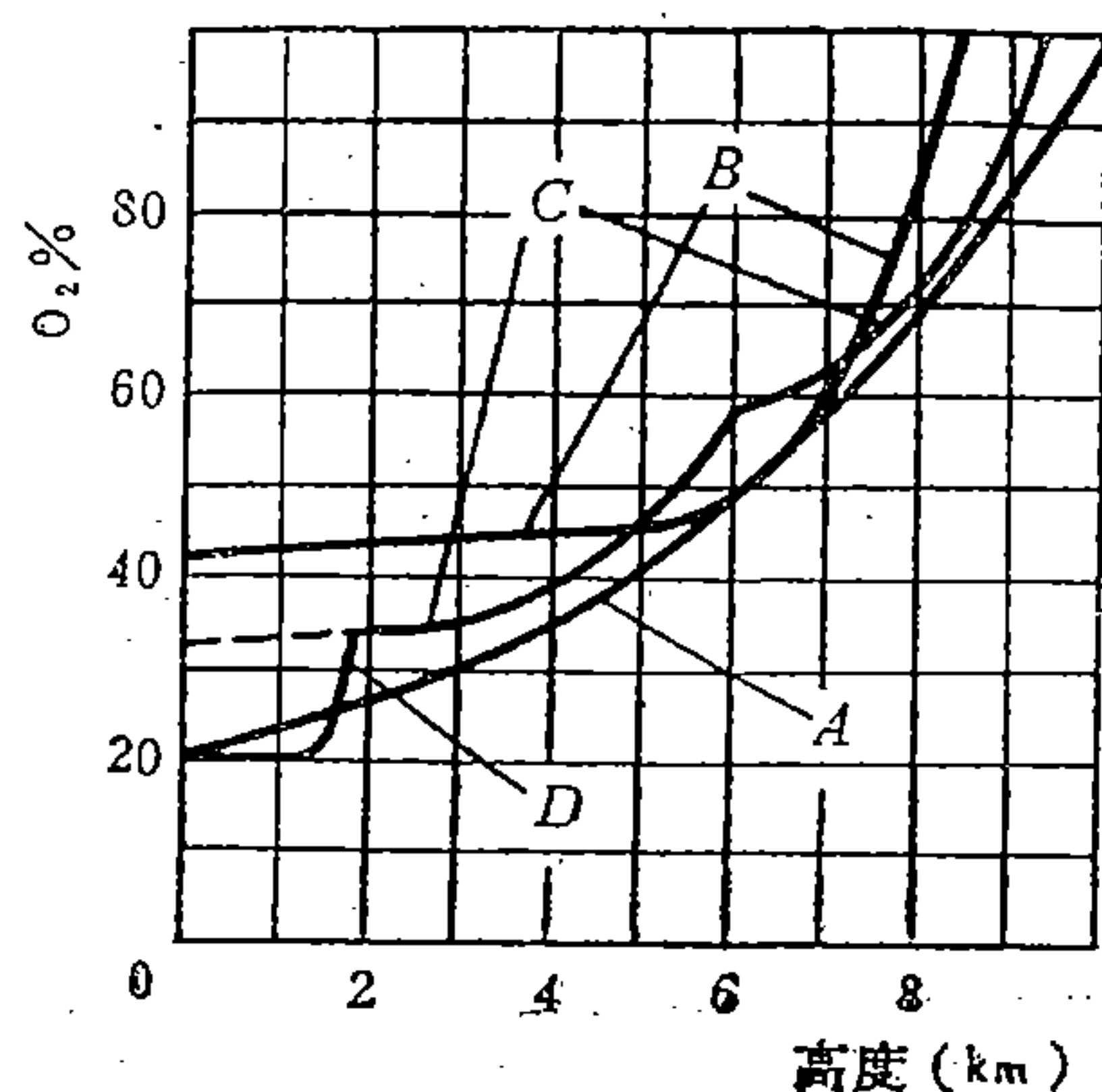


图9-27 不同结构的空气自动器保持的含氧百分比

A—生理要求 B—单级活门 C—两级活门 D—吸空气活门

(图中曲线是在输出恒定流量20L/min (ATPD) 的条件下得到的)

图中, A为保持地面呼吸条件的含氧百分比; B为单级活门保持的含氧百分比; C为两级活门保持的含氧百分比。可以看出, 只有在6~7km高度, 曲线B才与A相接近。其余高度含氧百分比超过需要。使用两级活门可使各高度上的含氧百分比接近曲线A, 这就既保证生理要求又节约氧气。

曲线D和C是带辅助进气活门的两级控制活门的自动器的含氧百分比曲线。它比单级活门在2km以下耗氧量大为减少。

思考题、习题

1. 人体暴露在什么高度会产生缺氧? 现代飞机通常采用什么措施来防止人体缺氧?
2. 连续供氧与肺式供氧有何区别? 它们各在什么情况下使用?
3. 在6km高度使用连续供氧系统, 要保证肺换气量30L/min, 吸^{肺泡}大气氧分压在不低于16.3kPa(122mmHg)条件下, 其连续供氧量应为多少?
4. 供氧装备怎样保证人体肺泡氧分压? 为什么10km以上必须供纯氧?
5. 航空用氧源有哪些? 试比较其优缺点?
6. 什么是人体的吸气阻力和呼气阻力? 什么是供氧系统的吸气阻力和呼气阻力?
7. 肺式供氧调节器主要性能指标有哪些? 试说明KII-18, KII-34及NGL调节器是怎样保证安全余压的?
8. 肺式供氧调节器的流量特性靠什么机构保证? 安全余压的建立对呼、吸阻力有何影响?
9. 目前加压供氧有几种制度?
10. 已知肺式机构供氧活门直径 $d = 3.5\text{mm}$, 活门弹簧刚性 $k = 3.9\text{N/mm}$, 活门灵敏度系数 $S = 5$, 活门弹簧预压缩力 $P = 43\text{N}$, 摇臂传动比 $i = 11$, 大膜片外径 $D = 100\text{mm}$, 刚心直径 $d = 50\text{mm}$, 试求调节器内腔的阻力。
11. 怎样调节含氧浓度?
12. 为什么要调节拉力管余压与面罩余压之比? 怎样实现?
13. 怎样实现加压供氧顺序?

第十章 飞行防护服装

第一节 概 述

飞行防护服装的作用是在飞行员周围形成稳定而舒适的微气候条件时可以弥补座舱环境控制系统的不足。穿着这些服装在正常飞行和应急状态下都不应过分地限制飞行员的工作。

高空战斗机飞行服的基本要求为：

- 1) 应能满足飞行员在机上执行主要任务的要求，尽可能少的影响他的操作活动。
- 2) 在飞机可能发生的各种应急情况下，都能对飞行员提供适当的保护。
- 3) 在飞行中发生应急离机的情况下应能对飞行员在离机时以及随后的自由降落和降落伞下降过程中提供保护。
- 4) 考虑到海上和各种地区的救生问题。
- 5) 考虑到逃逸和救生的要求，在选择服装颜色时应根据伪装要求来决定。
- 6) 从适应性来讲，特别要考虑到现代战争中飞机有可能需要从前沿战术基地起飞，以及在两次飞行之间飞行员要在地面待命时不得不穿着飞行服装的某些情况。
- 7) 要考虑到某些高性能飞机对飞行手套和飞行靴的特殊要求。

设计飞行服时要全部满足这些要求是困难的。一般是提出折衷的方案来尽可能多的满足这些要求。

高空飞行采用密闭服这个概念很早有人提出了。早在1920年就有人建议飞行员应该包围在“气密服装（类似潜水服）内，它能耐受130mmHg的压力”。在1933~1937年期间，曾有人制成不透气的服装和相应附件，在服装内充氧气至130~150mmHg压力，此法曾在低压舱、滑翔飞行和高空气球上试验应用过。上升高度分别达到25600m（低压舱，1935年）、16450m（气球，1937年）和15550m（气球，1937年）。但是这些服装都太笨重，当充气加压时四肢活动十分困难。所以它们都无实际应用价值。因此，保护飞行员在高空飞行中的主要措施是发展气密座舱。

40年代，密封增压座舱研制成功。目前，除飞行高度不超过7km的飞机仍用敞开式座舱外，一般飞机均已采用密封增压座舱。它不仅有效地防护高空飞行时的低气压、缺氧、寒冷、高速气流等的影响，还能在舱内创造适当的微气候的保证飞行人员有良好的工作环境。在这种情况下，加压服是在气密座舱工作不正常或飞行员需要应急弹射离机时使用，成为应急救生装具之一。因此，这种防护服装要求在紧急情况下提供尽可能多的防护，而在正常飞行时又不应妨碍飞行员的正常操作。两者是相互矛盾的。

人体暴露在高空会引起三种主要生理效应：缺氧、减压病和严重的冷效应。为了避免严重缺氧，可以用向呼吸道输送100%氧气，同时维持肺内绝对压力不低于15.33~19.33kPa（115~145mmHg）。为了避免减压病，要求在过低的气压中暴露时间不超过几分钟，或者使人体不要暴露在低于35.7kPa（268mmHg）气压中（相当于8000m高度的大气压

力)。另外,在一定程度范围内也可用脱氮(吸氧排氮)或对人员挑选来降低被试者对减压病的敏感性。对于高空低温的效应,如果飞行员穿着常规飞行服短时间的暴露,经试验证明不会有严重危险。但暴露时间如果超过10min,暴露部分将发生冻伤。

由此可知,在巨大高度提供长时间保护,只能用维持身体周围压力等于或大于35.7kPa的气压和能维持身体热平衡要求的服装才能满足防护要求。这就是全压服。如在飞机增压座舱失压后,飞机能快速(2~5min)下降到安全高度,则减压病和低温引起的危害不会明显降低飞行员的工作效率。在这种情况下只能防止高空缺氧即能对飞行员提供安全保证。因此,只要配备加压呼吸设备和相应的代偿加压呼吸效应的部分加压服(简称分压服)即可。最近30年来的研究发展分压服就是要求用最小的身体覆盖加压面积来获得较完善的生理保护。

美、英、加、澳、新五国空军标准化协调委员会(ASCC)在1978年11月1日发布的ASDD、AIR、STD、61/7A规定:

- 1) 长时间暴露在周围座舱高度超过25000英尺(7625m, 281.7mmHg), 应使用全压服。
- 2) 对于增压飞机飞行在50000英尺(15250m, 87mmHg)高度以上, 在失压时保证应急下降则应采用分压服。
- 3) 在低于15250m以下飞行的增压飞机可由加压需求式呼吸设备来提供应急下降的保护。

第二节 全压服

一、功用

全压服实际上是一个“软式”气密座舱,它用气体对全身表面均匀加压。全压服内所需维持的气体绝对压力值是根据保护时间的长短而定的。

表10-1是在地面实验室条件下得出的暴露高度和时间对于安静状态下受试人员减压病发病率的关系。向呼吸道供给100%氧气,服装内保持18.8kPa(141mmHg)绝对压力即可防止严重缺氧。但是从防止减压病来讲,服装内的绝对压力应不低于30.1kPa(226mmHg,相当于7620m高度)。经验证明,服装内绝对压力为30.1kPa(226mmHg,相当于9144m高度)就足以防止坐姿飞行人员严重的减压病,但暴露时间不得超过4~5小时。如果服装内绝对压力低于30.1kPa(226mmHg),那么就有可能发生严重减压病,其发病率与暴露持续时间有关。因此,全压服内所需的绝对压力,实际上可低至18.8kPa(141mmHg,用于短时间防护)直到37.6kPa(282mmHg,数小时的防护)。

全压服是用不透气材料制成。为了防止充气加压后过度膨胀,外面还有一层限制层。当全压服充气时,服装膨胀和变硬,不易弯曲。要在全压服的颈部、肩部和腕部装的气密旋转轴承来改善这些部位在充气后的活动性。在肘部和膝部装上简单的铰接关节来获得一定的活动度。但是整个服装笨重和不灵活,限制了全压服的使用价值。另外,全压服是不透气的,对于身体汗液(显性和非显性)的蒸发是无法透过的。因此,即便在正常情况下(全压服不充气时)也必须为穿着者提供通风措施。

表10-1 安静状态受试者的发病率(%)

暴露高度 (m)	绝对压力 (kPa) (mmHg)	暴露时间 (h)		
		1	2	4
7620	27.6 (282)	—	—	0.5
8550	32.9 (247)	—	2—3	—
10680	24.0 (180)	8	20	46
11290	21.7 (163)	13	21	—
12200	18.8 (141)	20	—	—

美国在1955年发展了一种用于飞机应急救生用的MK-4型全压服(见图10-1)。它穿着

在内衣的外面。全压服包括壳体、头盔、可拆卸的手套和靴子组成。壳体分两层：外层是由锦纶织物制成的限制层；内层是由涂氯丁橡胶的锦纶织物制成的气密层。头盔由塑料壳体和密封面窗组成。用一个脸部密封层将头盔隔成前后两个部分。前部(即脸部)是由装在头盔上的微型氧气调节器供氧作为呼吸之用。头盔的后部与服装内层相通，用空气通风。当头部转动时，头盔在气密轴承中转动。

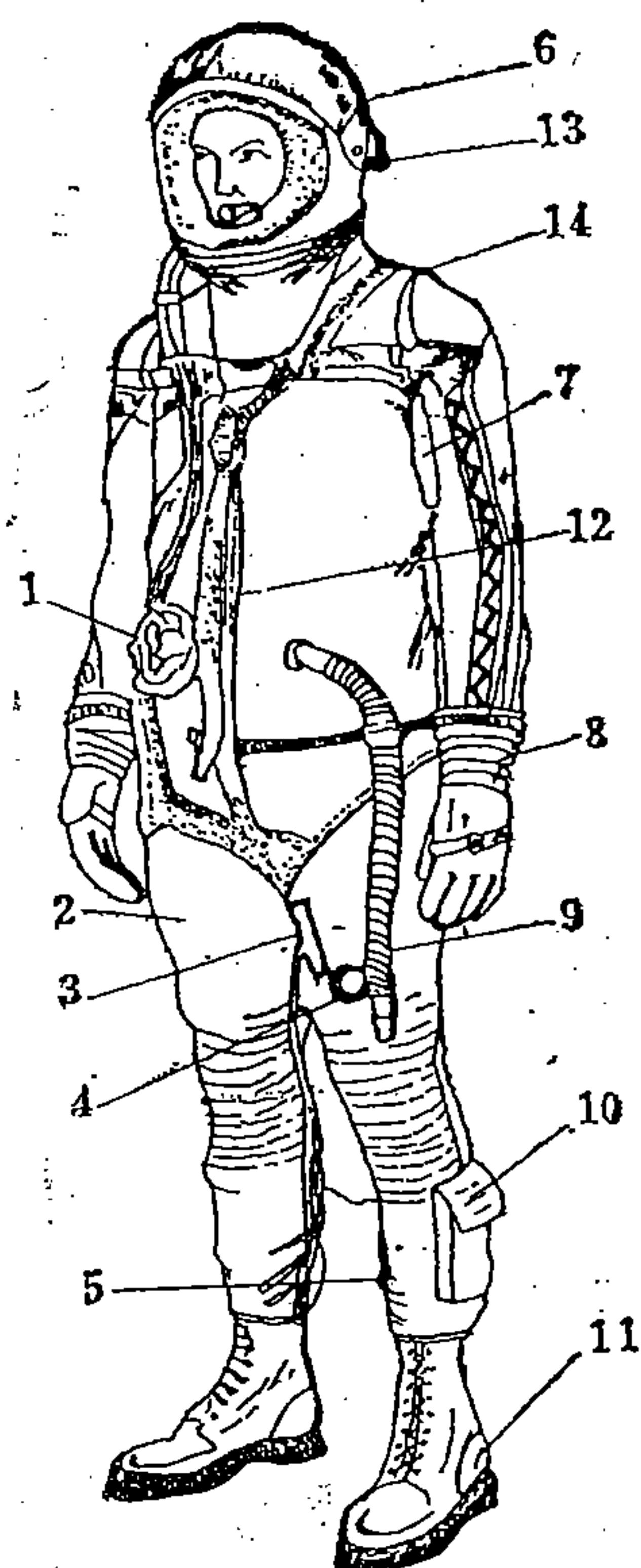


图10-1 MK-4型全压服

1—压力调节器 2—限制层 3—放刀的口袋 4—压力指示器 5—安全活门 6—头盔 7—笔口袋 8—手套 9—通风空气软管 10—加热手套用口袋 11—可拆卸的靴 12—头盔拉紧器 13—氧气调节器 14—气密拉链

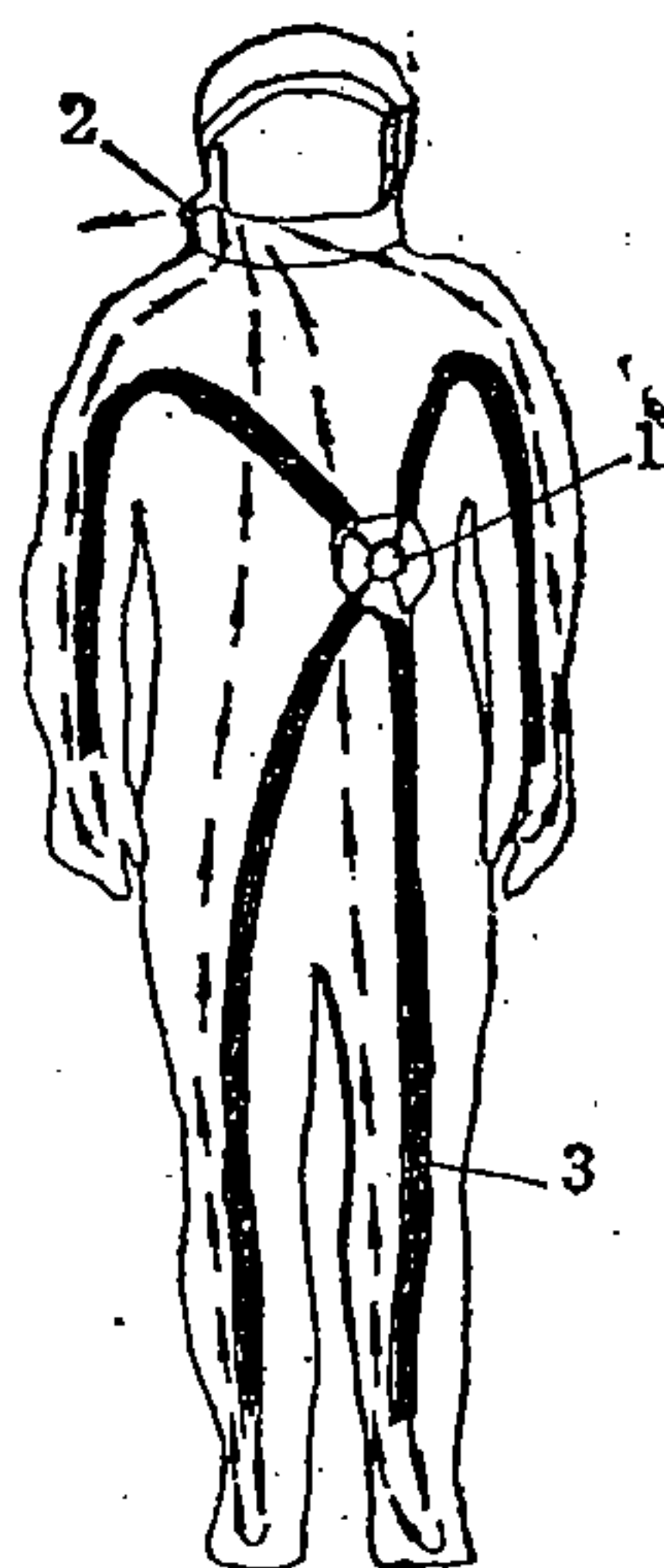


图10-2 MK-4型全压服的全通风系统

1—氧气接头 2—排气装置 3—通风系统的管子

MK-4型全压服重约9.0kg(壳体6.0kg, 头盔2.4kg)。

MK-4型全压服具有良好的防水性能。美国军用标准规定对服装进行漏水性能试验的要求是：“将一个没有头和手的假人穿上服装，把所有的口堵住。将假人沉入静压头为2英

尺水柱、温度为 $73 \pm 5^{\circ}\text{F}$ ($22.8 \pm 2.8^{\circ}\text{C}$) 的水中达1小时。在1小时末了将服装从水中取出而假人仍处在服装内。然后将服装内的水倒出并测量。从服装倒出的水不应超过500mL。”由此可知，MK-4型全压服是一套非常好的抗浸服。

MK-4全压服的改进型在水星计划中用于宇宙飞行。这种全压服的限制层是涂铝锦纶织物制成。

氧气是通过装在胸部左侧的接头进入全压服，而服装的排气则是装在头盔上的出口来完成的。

手套装在腕气密轴承上。手套的背面有带子可作为个人调节之用。两只手套的拇指和中指顶端都装有小电灯（各为5支烛光）。在轨道的阴影区中可用来照明仪表。手套的里面衬有软皮革。全压服是穿在棉制连衣裤式内衣的外面。

二、构造

应急救生全压服是飞行器乘员在下列情况下应用的一种个人防护服装：

- 1) 座舱突然失压；
- 2) 座舱内空气所要求的气体组成被破坏和座舱温度过份增加或降低；
- 3) 在应急情况下从飞行器内弹射出来。

在卫星飞船、轨道空间站、航天飞机和行星际飞船上的全压服一般称为航天服。可将航天服分为“舱内用”与“舱外用”两种类型。前者与飞机应急救生全压服类似，在本章内讲授。后者要求较多时间在宇宙空间中暴露，因此有特殊要求，将在第十一章内讲授。但是这两者都属于全压服范畴。所以本章内讲授其基本原理、要求和构造。

全压服的通用要求为：

- 1) 对飞行人员在飞船内和飞船外的活动限制尽可能地小；
- 2) 高度的工作可靠性；
- 3) 尽可能小的重量和尺寸；
- 4) 使用维修简单方便，具有可修复性（有可能在工作过程中进行修理和更换个别零件）；
- 5) 耐火（对于火是安全的）；
- 6) 在机械性事故中有尽可能高的生存性；
- 7) 抗振性好，在规定温度范围内有良好的热稳定性；
- 8) 可用人工来调节服装内的压力、通风空气的流量和温度；
- 9) 强度系数：对于工作静载荷是3倍，对于动载荷是2倍；
- 10) 按生理卫生学要求来限制吸入气体中的污染物含量；
- 11) 能在没有外界帮助下穿、脱服装。

全压服的基本构件是壳体和头盔，其各项装置包括航天员的外套、内衣、热防护服、靴、通讯设备和救生包。

全压服的壳体一般是多层的，它包括限制层、气密层和衬里。另外还有限制系统、头盔和手套的断开接头。为了穿脱方便而留下的开口是用高强度气密拉链来封闭起来的。图10-3是典型的多层壳体全压服简图。

全压服壳体的主要一层是气密层。它是由不透气的橡胶片或涂胶织物制成，可以是单

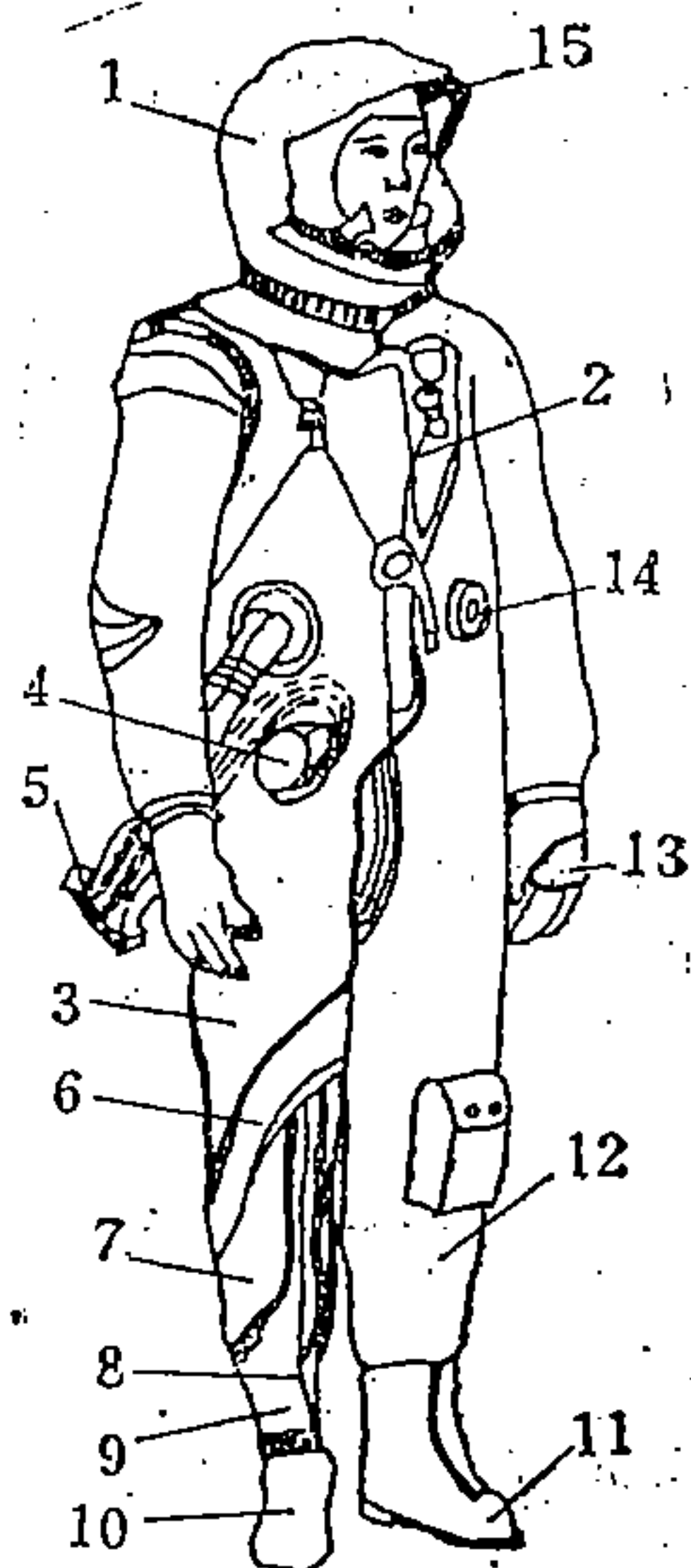


图10-3 典型的多层壳体全压服

- 1—头盔 2—限制系统 3—限制层
4—气密通讯接头 5—生命保证系统的
单点断接器 6—外壳气密层 7—外壳
的内层 8—通风系统的管子 9—内衣
10—袜子 11—可脱下的靴子 12—外套
13—可脱下的手套 14—压力调节器
15—通讯头盔

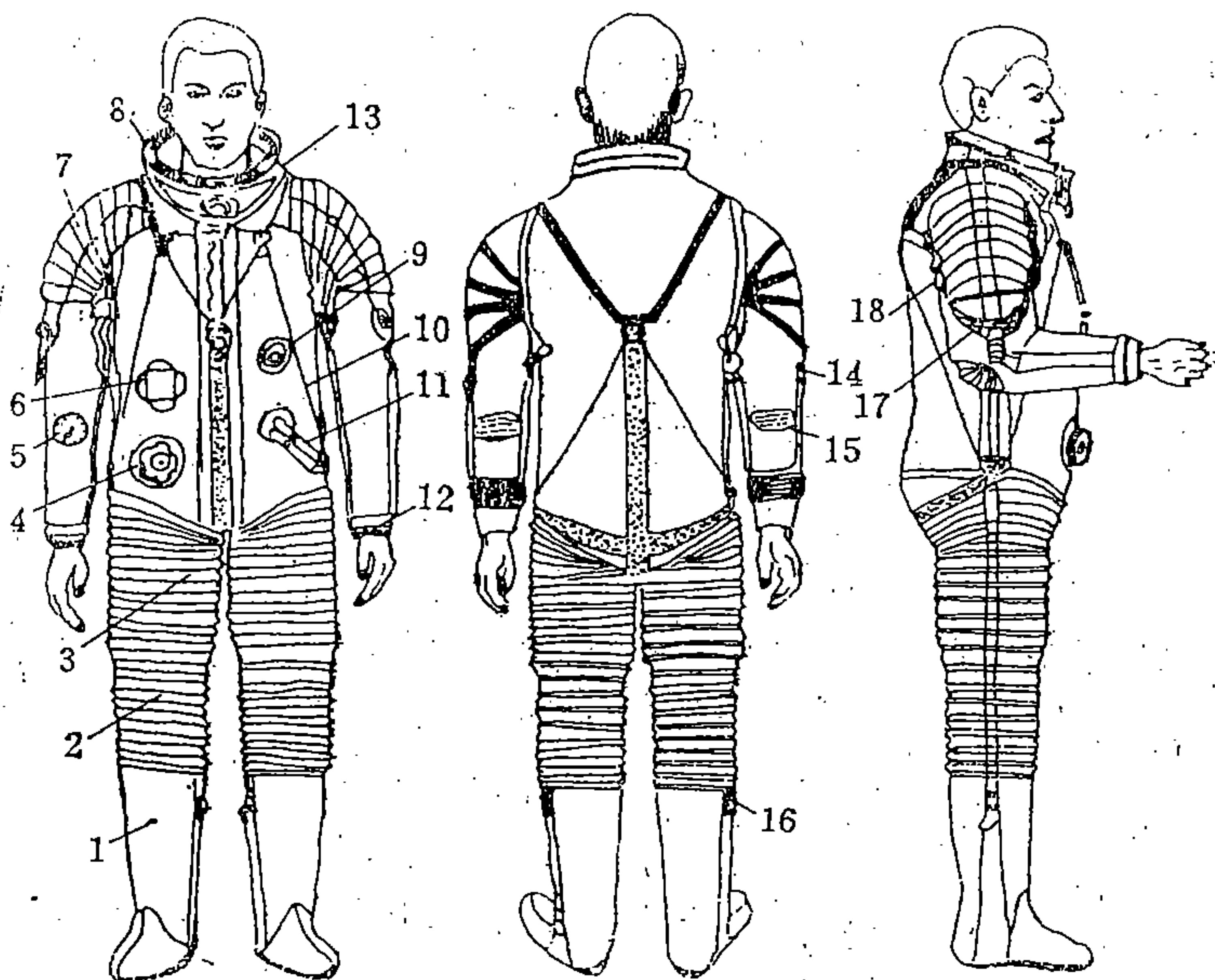


图10-4 全压服的壳体

- 1—限制层 2—膝关节 3—腕部（臀部）关节 4—服装压力调
节器 5—服装压力表 6—气密通讯接头 7—肩关节 8—颈圈
9—安全活门 10—张紧系统的钢索 11—通风软管 12—袖口
13—流体食品进口 14—调节袖长的带 15—肘关节
16—调节裤长的带 17—肩关节导向装置 18—肩关节张紧钢索

层、双层或三层涂胶织物制成。在双层织物中涂有0.5mm厚的橡胶密封层是放在两层织物之间。气密层的缝合处都要考虑到强度和气密性的双重要求。但是服装上有很多必不可少的可拆卸的关节，因此全压服壳体不能保持完全气密。对于服装余压为 $0.2\text{kg}/\text{cm}^2$ 和采用普通制造技术的全压服漏气量可能达到 $0.5\sim 1.0\text{L}/\text{min}$ 。如采用较严格的生产控制时，其泄漏可减少到 $0.3\sim 0.6\text{L}/\text{min}$ 。

气密层的外面是限制层，它承担由服装余压而引起的拉力载荷。限制层采用高强度和高抗撕裂性的织物制成。一般为锦纶织物。而且还要考虑到缝合处的最大强度一般不超过基础织物强度的80~90%；由于制造过程中可能出现的缺陷而使上述数值仅为60~70%。

限制系统是一套钢索或强力绳索系统和系带。它可以调节服装身长和头盔位置。图10-5是一种典型的限制系统简图。

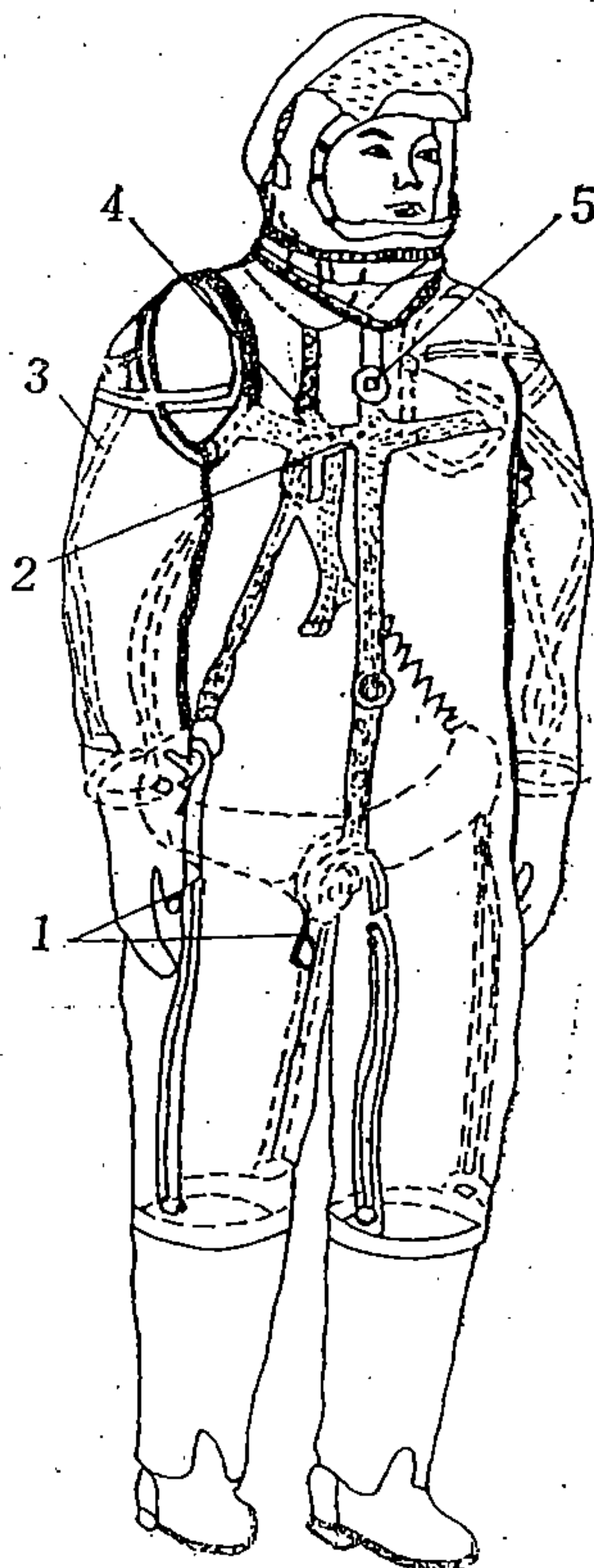


图10-5 典型的全压服限制系统

- 1—调节裤长的带扣 2—调节服装身长的带扣 3—调
节袖长的带扣 4—横向张紧带 5—拉紧头盔的带扣

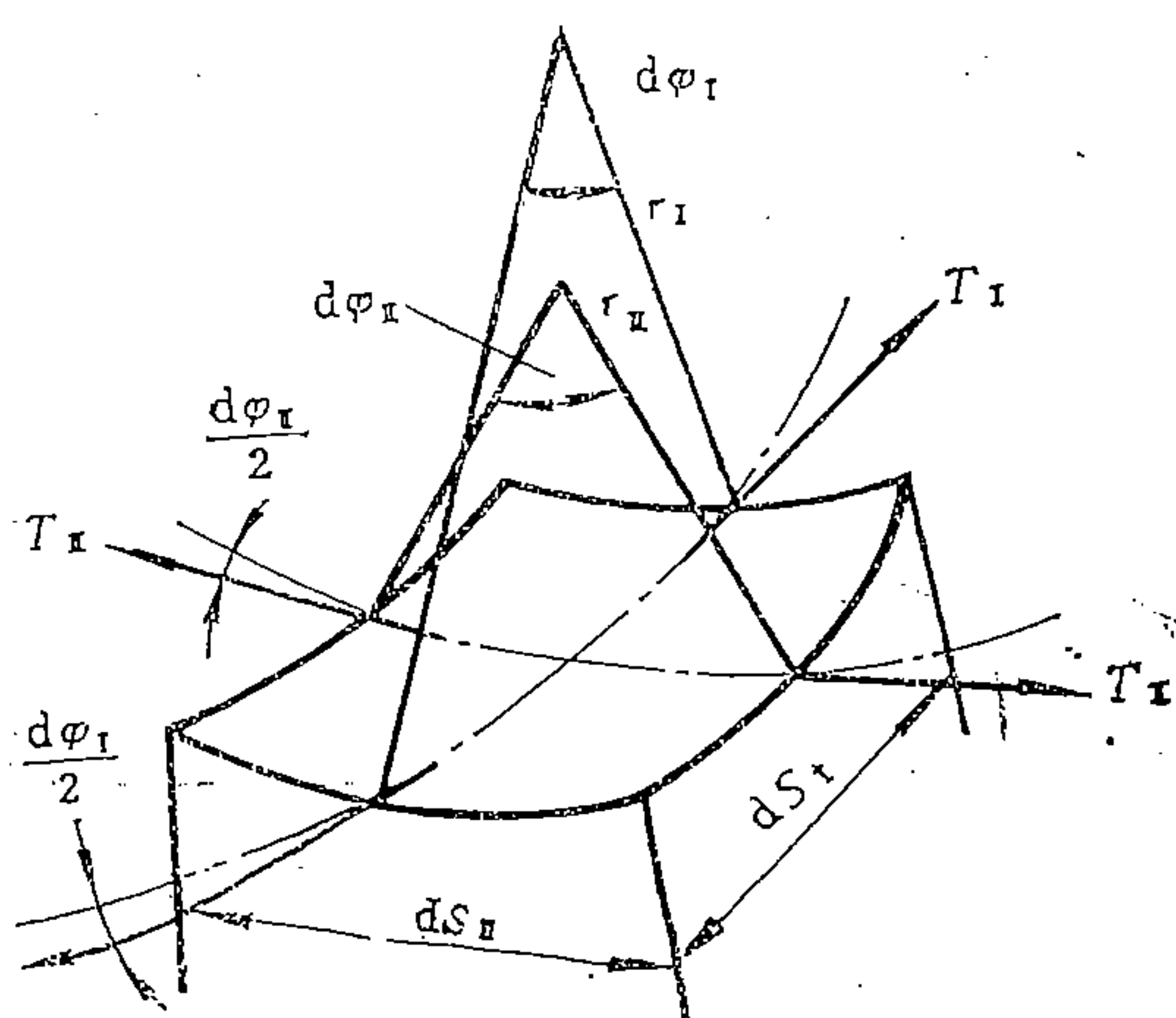


图10-6: 限制层处在内、外压差条件下的无限小受力元的图解

三、限制层的强度设计 (续)

限制层是处在内、外压差条件下, 它应能耐受加压限制层上因拉伸而引起的法向拉力载荷和拉伸引起的切向剪力或扭应力。为了决定限制层处在压差条件下的应力, 我们将研究一个从限制层上取下的无限小织物元的力的平衡 (图10-6)。

无限小织物元上作用力的平衡方

程为

$$\Delta p dS_I dS_{II} = 2T_I dS_{II} \sin \frac{d\varphi_I}{2} + 2T_{II} dS_I \sin \frac{d\varphi_{II}}{2} \quad (10-1)$$

式中 T_I 、 T_{II} ——未知的工作载荷(kg/m);

Δp ——内外压差(余压)。

考虑到 $dS_I = r_I d\varphi_I$, $dS_{II} = r_{II} d\varphi_{II}$ 和小角 $d\varphi_I/2$ 和 $d\varphi_{II}/2$ 的正弦函数可近似地等于它们各自的角度时, 则平衡方程可变为

$$\Delta p dS_I dS_{II} = \left(\frac{T_I}{r_I} + \frac{T_{II}}{r_{II}} \right) dS_I dS_{II} \quad (10-2)$$

所以

$$\Delta p = \frac{T_I}{r_I} + \frac{T_{II}}{r_{II}} \quad (10-3)$$

在圆球情况中, $r_I = r_{II} = R$, 因此

$$T_I = T_{II} = \frac{\Delta p R}{2} \quad (10-4)$$

在圆柱体情况中, $r_{II} = R$, $r_I = \infty$, 因此

$$T_I = \frac{\Delta p R}{2} \quad (10-5)$$

$$T_{II} = \Delta p R \quad (10-6)$$

对于圆锥壳体, 则

$$T_{II} = 2T_I = \Delta p R \frac{\cos \alpha}{2} \quad (10-7)$$

式中 α 是圆锥角。

限制层材料的许可工作应力 T_{all} 通常以相应的单向轴载荷极限应力 T_{all} 除以安全系数 n 来表示, 即

$$T_{\text{all}} = \frac{T_{\text{ult}}}{n} \quad (10-8)$$

式中 n 是安全系数。它考虑到织物材料在双向载荷时的减弱程度、材料的疲劳特性和在缝制时可能减弱的程度。一般取 $n = 3$ 。

例：求设计压差 $\Delta p = 11.76 \text{ N/cm}^2$ 和壳体圆柱部分直径 $d = 600 \text{ mm}$ 时，在壳体中产生的载荷。

从式(10-3)和(10-4)中可以找到法向工作应力，即

$$T_{\text{I}} = \Delta p \frac{d}{4} = 11.76 \times \frac{60}{4} = 176.4 \text{ N/cm}^2 = 1764 \text{ kPa}$$

$$T_{\text{II}} = \Delta p \frac{d}{2} = 11.76 \times \frac{60}{2} = 352.8 \text{ N/cm}^2 = 3528 \text{ kPa}$$

当应急情况下需要把飞行员从高速飞行器中弹射出来时，全压服受到高速气流吹袭。它的载荷大小是与相对气流速度有关。全压服壳体在速压头作用下被压缩而使服装内压力增加。试验证明这种压力增加可能达到速压头压力的80%。

如果规定了弹射时的指示飞行速度(v_i)，则可以从下式中决定真速(v_H)，即

$$v_i = v_H \sqrt{\rho_H / \rho_0} = v_H \sqrt{\Delta H} \quad (10-9)$$

式中 ρ_H —— 高度 H 处的空气密度；

ρ_0 —— 海平面的空气密度；

$\Delta H = \rho_H / \rho_0$ —— 高度 H 处的相对密度。

而速压头

$$q = \rho_H \frac{v_H^2}{2} = \rho_0 \frac{v_i^2}{2}$$

所以

$$q = \frac{v_i^2}{207} \quad (10-10)$$

式中 v_i 的单位为 km/h 。或者

$$q_0 = 9.5 p_H M^2$$

式中 M 是马赫数($M = v_H / a_H$ ， a_H 是高度 H 处的音速)。

编织材料是各向异性的。织物在任何方向的变形是根据载荷作用在经线和纬线方向而定的。在计算织物强度时，必须考虑到由于同时在两个方向（经线和纬线方向）工作而损失的织物强度。一般用织物制成的圆柱形或圆球型模型试验来确定织物在双向载荷中的极限强度。经验证明这个强度是单向载荷织物强度的40~60%。

四、全压服的活动性

活动性是评价全压服的主要指标之一。人在穿着全压服中（无论在充压或不充压的状态下）必须保持身体和四肢有必要的活动性，而且完成这些活动所需要的力不应该使穿着者感到过分疲劳。

服装充气加压时，限制层被扩张、变硬，严重限制关节活动。服装加压值越高，活动受限制的问题越严重。穿着一般航天服，加压到155mmHg时，航天员还可完成一般性动作；当压力升高到260mmHg时，已不能随意活动，只能保持固定的姿态。为了改进关节

活动性，曾研制了各种关节结构：如波纹管式、桔瓣式和气密轴承的转动结构。但还是不太理想。

五、通风服

通风服是全压服的一个组成部分，它提供服装内的通风间隙和除去人体释放出的湿气和其它产物。向通风服供应的空气也帮助保持穿着者的身体温度。

在高温环境中，全压服用冷空气通风而使得湿气(汗液)蒸发而离开身体，因此使得身体冷却。在环境温度低于结冰点时，用暖空气对服装通风而保护身体不发生寒颤。

通风服必须满足下列基本要求：

- 1) 使得湿气蒸发而离开身体器官；
- 2) 保护人体不受过热和寒颤；
- 3) 有低的活体阻力。

空气通过密封进口接头而进入通风服，并且用一个分配器将空气引到身体的各部分

去。空气在通风服中循环而吸热、将汗蒸发和将人体有机组织的气体发散掉。通风空气运行的空间(通风间隙)是一边靠全压服的壳层而另一边靠身体表面。

通风服空气分配系统有以下几种不同形式：

- 1) 将空气(氧气)输送到头盔和躯干(见图10-8a)；
- 2) 将空气输送到躯干和四肢而由头盔排出(见图10-8b)；
- 3) 将空气输送到头盔而从躯干和四肢通过管道排出(见图10-8c)。

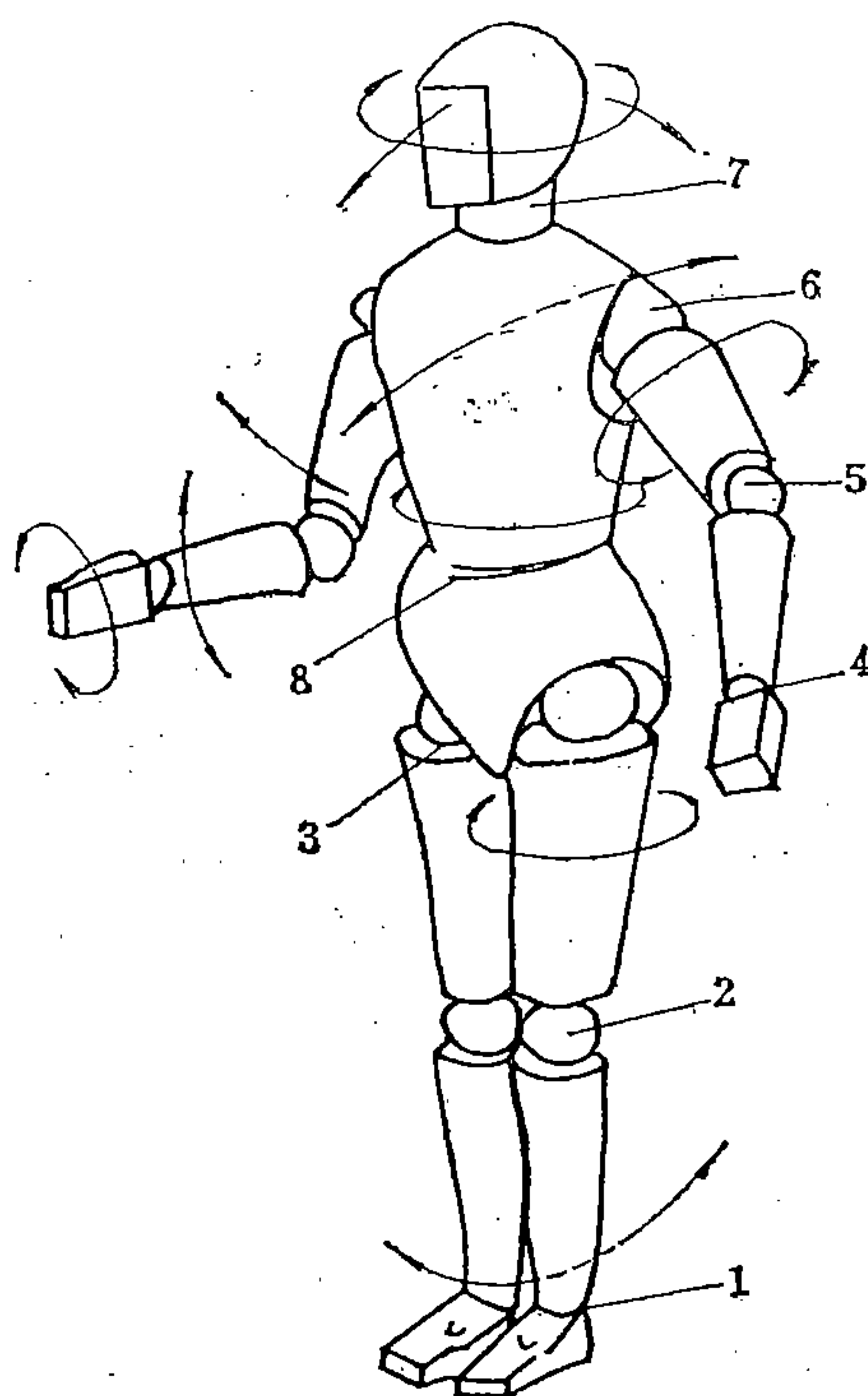


图10-7 人在穿着加压服中必须保持的活动性的图解

1—踝关节 2—膝关节 3—胯关节 4—腕关节
5—肘关节 6—肩关节 7—颈部 8—腰部

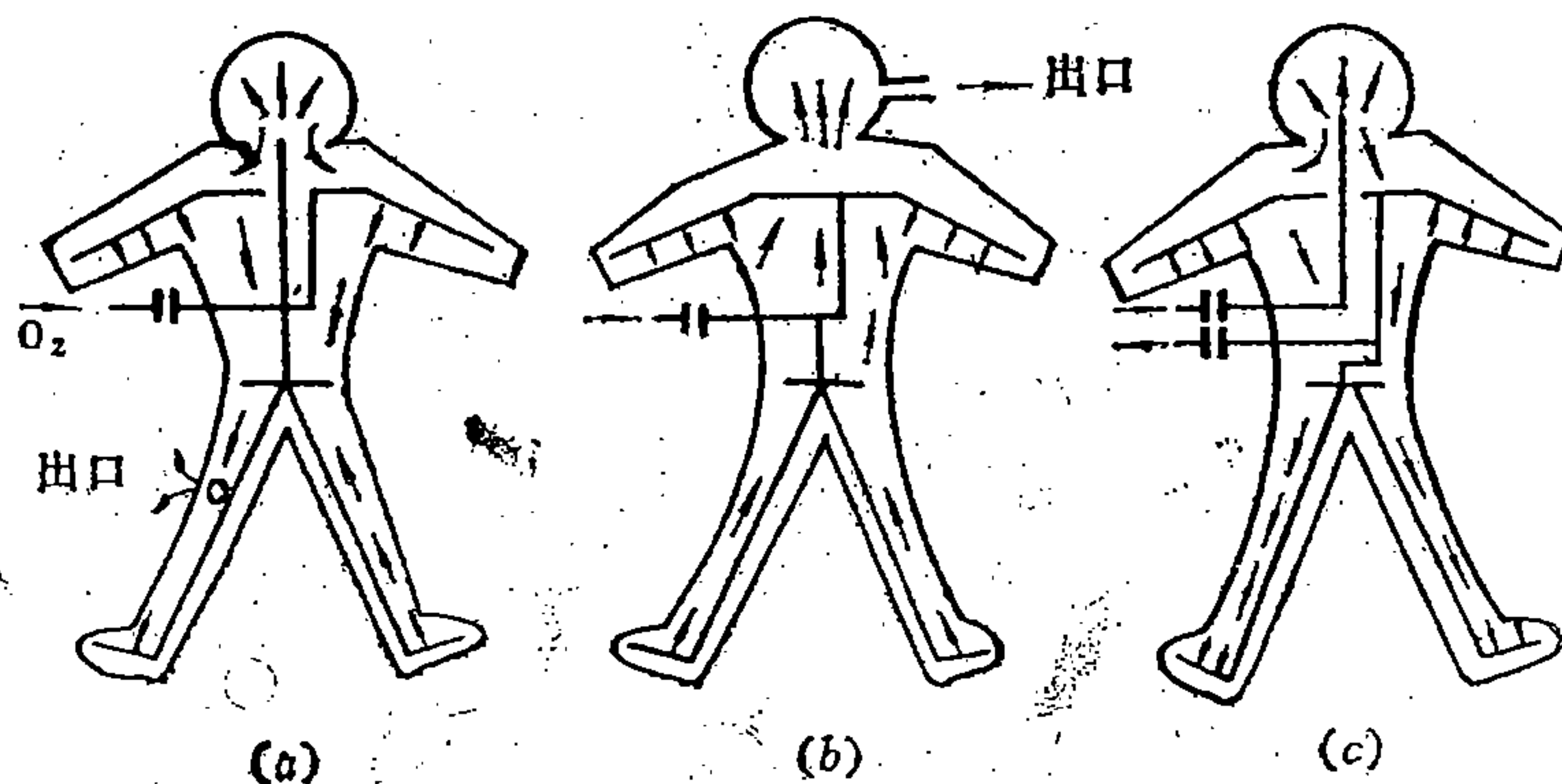


图10-8 服装通风线路图

- (a) 空气(氧气)流入头盔和躯干
(b) 空气流入躯干和四肢并由头盔流出
(c) 空气流入头盔并从躯干和四肢排出

通风服一般采用不变内径的软管将空气分配到身体表面各个部位(图10-9)。

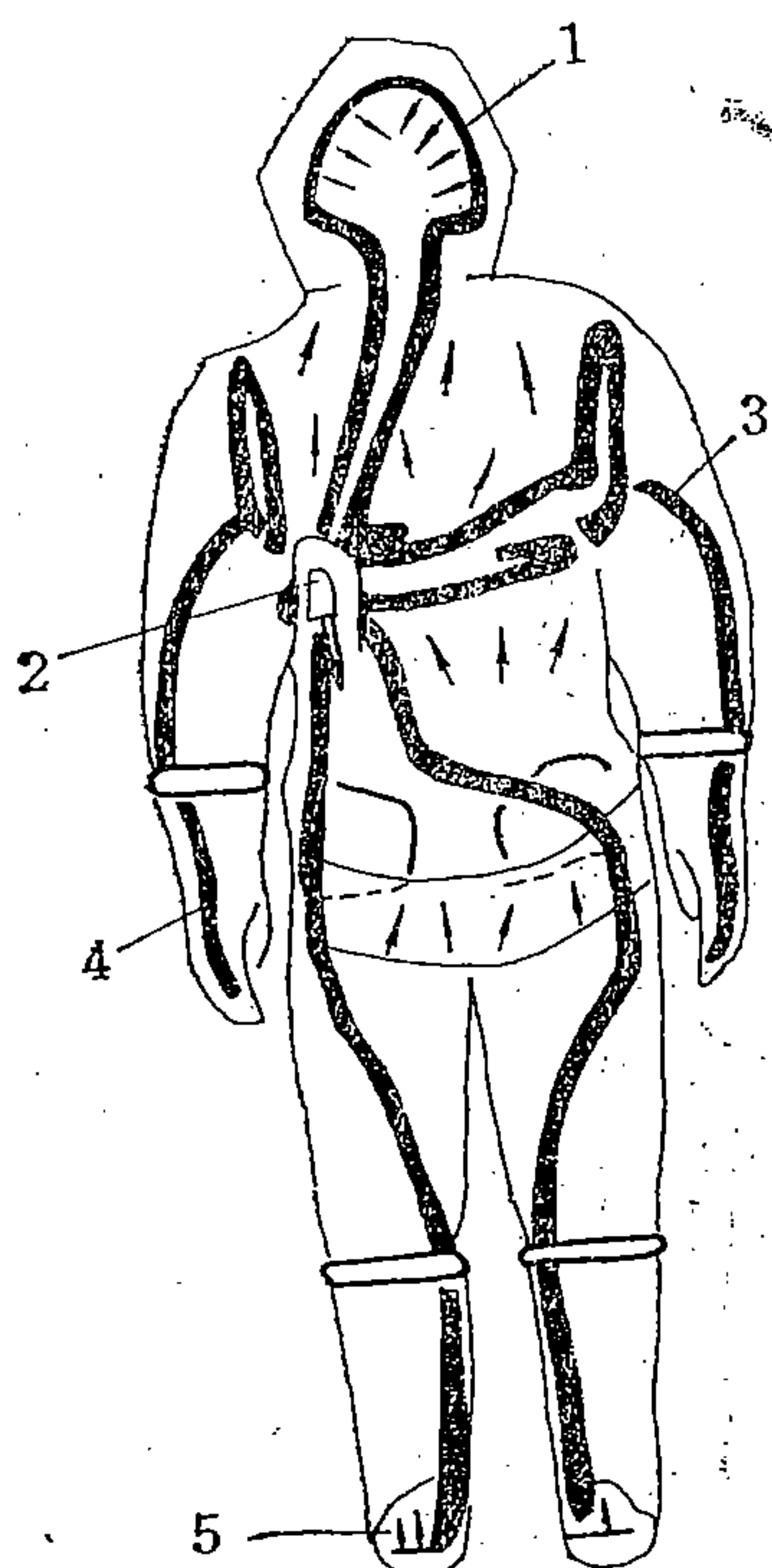


图10-9 软管式通风服

1—氧气进口管 2—空气进口总管 3—通风系统软管
4—手套通风管 5—通风式内脚垫

通风系统的阻力是根据通风空气的流量和软管内剖面尺寸而定。对于空气流量为300L/min的通风服,一般流体阻力不超过26.7~40.0kpa。通风服空气流量一般为50至300L/min。流量小于50L/min时就不可能从全压服中完全除去个人释出的湿气(汗)。供给全压服通风空气的温度可按周围环境条件而变化。范围为10~80°C,温度超过80°C时,可能发生局部皮肤烫伤(在空气接触到的身体部位)。空气温度低于-5°C,可引起人体过冷。

通风服中空气分配比例如下:

臂	20%
胸	5%
腹部	5%
背部	15%
背下部	5%
臀	10%
膝	5%
足底	35%
总计	100%

六、内 衣

内衣对穿着者的皮肤温度、与皮肤相郊的空气层温度以及对皮肤的功能(加强抵消皮肤汗液蒸发的功能)都有直接影响。因此,内衣的性质十分重要。

对内衣提出的要求有以下几点:

- 1) 内衣必须十分柔软和富有弹性,以避免刺痛皮肤;
- 2) 内衣所用材料必须尽可能少地限制热交换和限制从全压服内移走二氧化碳和湿气(汗液);
- 3) 材料必须是吸湿的,对皮肤排泄物和水蒸气有很好的吸收能力,和在干燥和湿的状态下都有透气性。

内衣在湿的状态下不应该沾在皮肤上,因此它不会妨碍汗的蒸发和排走。类似羊毛的表面和合适的线编织的织物可以很好地满足这些要求。内衣织物的表面必须柔软和光滑以免刺痛皮肤。

应考虑到在一周期间从一个人的整个身体表面释放出100~300g脂肪,3~17L汗液(在热气候时高达35~50L),和40~90g皮肤角质层表面的细屑。内衣把这些皮肤发出的东西从皮肤上除去,因此脏的内衣约降低透空气性20%,重量增加12%和厚度增加到高达28%。

七、热防护服

全压服应具有良好的热防护性能。飞行员穿着全压服飞行时可能遇到下列各种条件:

- 1) 在地面等待飞行时的各种气候条件(规定周围空气温度为 $-50 \sim +60^{\circ}\text{C}$);
- 2) 在增压的或不增压的飞行器座舱中进行飞行;
- 3) 在各种气候条件下用降落伞下降到地面上;
- 4) 在水温接近 0°C 的条件下用降落伞下降到水上;
- 5) 飞行器应急着陆在极地地区。

因此,在飞行期间,对人员的保护既有对低温又有对高温效应的困难问题。这个问题不能简单地用选择服装的最适合的隔热性来解决,因此在有些情况下人员会感到太热而在另外的情况下又会感到太冷。

使用全压服的经验证明可以用热防护服来获得对人员的有效热防护,它和通风服一起组成全压服的一个部分。

在低温环境中,热防护服减少从全压服传出的热,而在高温环境中它减少从外界传来的热。这样就可使得穿着在热防护服里面的通风服利用通风空气的温度而为个人提供正常的热感受和温度调节。

热防护服可以制成单独穿着的连衣裤形式,也可以制成热防护外壳而和全压服组成为一个整体。单独穿着的热防护服有一条作为穿脱用的前面长开口(从领圈一直开到大腿根部)。这条开口一般用拉链来关闭。重量轻而有比较高热阻的织物(羊毛、多孔塑料、合成纤维)是用来制造热防护服的。

航天员加加林的热防护服是由多孔塑料和编织纯羊毛衣料制成。多孔塑料铺在轻质衣料的里面和外面。通风系统是直接缝在热防护服的内层织物(衬里)上的。服装总重 3.2kg : 两层丝绸层重 0.3kg 、 12mm 厚的多孔塑料重 0.4kg 、 5.0mm 厚的编织羊毛织物重 1.5kg 、通风系统重 1kg 。服装的热阻为 $0.3439\text{m}^2 \cdot \text{K}/\text{W}$ 。

热流从穿着全压服中的人体传到周围介质的过程比较复杂,因此在计算中采用一些简化。

由于人体的几何形状太复杂,所以在全压服的传热计算中用一个圆柱体外壳来代替。所研究的剖面中的通风间隙大小假设是常数,而全压服本身的热容量忽略不计。

根据设计情况,我们通常要确定:

- 1) 个人全压服元件的热阻;
- 2) 通风间隙的尺寸;
- 3) 在通风间隙中空气(氧气)的流速;
- 4) 外界空气的温度和速度;
- 5) 在全压服入口和出口处通风空气的温度(t_{in} 和 t_{out})。

全压服元件的总热阻是根据以下各项数值而定的(参看图10-10):

- 1) 在温差 $t_I - t_{II}$ 情况下的内衣热阻;
- 2) 通风空气从表面2带走的热量;
- 3) 从内衣表面传到热防护服表面的辐射热 Q_r ;
- 4) 由通风空气传到热防护服表面的热;

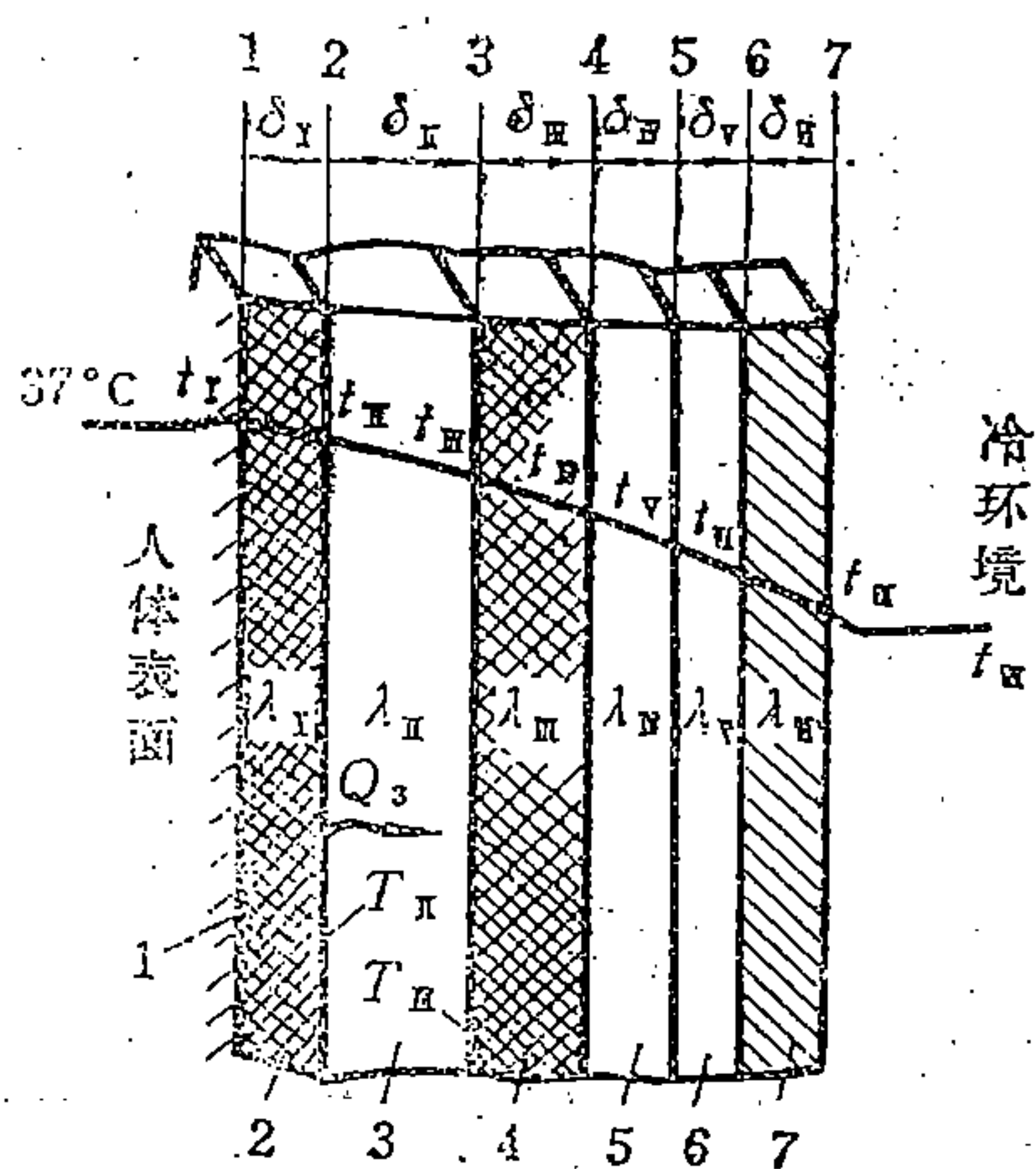


图10-10 热流从多层全压服传到周围介质的示意图
1—人体表面 2—内衣 3—通风间隙 4—热防护服
5—气密层 6—限制层 7—外套 δ —各层的厚度
 λ —各层的导热率 $t_I \sim t_{VII}$ —温度 ($^{\circ}\text{C}$) T_2, T_3 —
表面温度 (K) Q_3 —辐射热流

式中 S ——人体表面积;

τ ——发生传热的时间间隔。

从上式可以得到热流 q_I 为

$$q_I = \frac{\lambda_1}{\delta_1} (t_I - t_{II}) \quad (10-12)$$

或

$$q_I = \frac{(t_I - t_{II})}{\delta_1 / \lambda_1} \quad (10-13)$$

由式 (10-13) 可知, 热流 q_I 与温差 $(t_I - t_{II})$ 成正比, 而与内衣的热阻 δ_1 / λ_1 成反比。

表面温度 t_{II} 可从下式求得

$$t_{II} = t_I - \frac{\delta_1}{\lambda_1} q \quad (10-14)$$

由通风空气移走的热量是通风空气和内衣外表面之间的对流热交换形成的, 它是

$$Q_{2, \text{外}} = \alpha_{\text{外}} (t_{II} - t_{\text{II}}) S \tau \quad (10-15)$$

式中 $\alpha_{\text{外}}$ ——内衣外表面和通风空气之间的对流换热系数;

t_{II} ——全压服内的空气温度 ($^{\circ}\text{C}$)。

从上式得出的热流为

$$q = \alpha_{\text{外}} (t_{II} - t_{\text{II}}) \quad (10-16)$$

在计算中最大的困难是确定 $\alpha_{\text{外}}$, 因为它不是个常数, 而根据空气的温度、压力和速度、身体表面形式和尺寸以及表面的状态而定的。在实用计算中可采用下列比较简单而有足够精度的公式得出。

根据经验知道, 流经通风间隙的空气流应该是层流, 这样可减少空气流阻损失和改善热交换状况。我们可以据此来确定通风间隙的尺寸。

- 5) 在温差 $t_{III} - t_{IV}$ 情况下的热防护服热阻;
- 6) 在温差 $t_{IV} - t_V$ 情况下气密层的热阻;
- 7) 在温差 $t_V - t_{VI}$ 情况下限制层的热阻;
- 8) 在温差 $t_{VI} - t_{VII}$ 情况下外套的热阻;
- 9) 热从外表面传到周围空气的热阻, 这引起温差 $t_{VII} - t_{\text{外}}$ 。

很明显, 人体表面和相邻内衣之间的热交换是在不同的内衣和身体表面之间位置中发生的。内衣可以是贴紧身体或者在內衣和身体之间有一定的空气间隙厚度。在计算中通常假设为前者, 即身体和內衣之间的热交换是导热。

人体通过內衣传送的热量 Q_I 为

$$Q_I = \frac{\lambda_1}{\delta_1} (t_I - t_{II}) S \tau \quad (10-11)$$

规定流经间隙的气流性质的雷诺数为

$$Re = \frac{v 2\delta}{\nu} \quad (10-17)$$

式中 δ ——通风间隙的宽度 (m) ;

v ——通风间隙中的空气流速 (m/s) ;

ν ——运动粘性系数 (m²/s) 。

考虑到层流的临界值 $Re_{cr} = 1000 \sim 1600$, 我们可以从式 (10-17) 来确定通风间隙的尺寸, 因为间隙中气流将是层流。

例如在全压服内通风空气的温度是 20°C。全压服在胸部的周长 $\Pi_0 = 1.11\text{m}$, 而穿着者的胸围为 $\Pi_i = 0.96\text{m}$ 。通风空气流量 $Q = 0.4\text{m}^3/\text{min}$ 。则查表可得 $\nu = 15 \times 10^{-6}\text{m}^2/\text{s}$, 而通风间隙 δ 可由下式得出

$$\begin{aligned} \delta &= \frac{D_0 - D_i}{2} = \frac{\Pi_0/\pi - \Pi_i/\pi}{2} = \frac{\Pi_0 - \Pi_i}{2\pi} = \frac{1.11 - 0.96}{2\pi} \\ &= 0.024\text{m} \end{aligned}$$

所以

$$\begin{aligned} v &= \frac{Q}{S} = \frac{2Q}{(\Pi_i + \Pi_0)\delta} = \frac{2 \times 0.4}{(1.11 + 0.96) \times 0.024} \\ &= 16.1\text{m/min} = 0.268\text{m/s} \end{aligned}$$

所以

$$Re = \frac{v 2\delta}{\nu} = \frac{0.268 \times 2 \times 0.024 \times 10^6}{15} = 857$$

所以, 空气流为层流。

通风空气在热防护服表面对流热交换放出的热量为

$$Q_{3 \rightarrow 2} = \alpha_{\dots} (t_{\text{II}} - t_{\text{III}}) S \tau \quad (10-18)$$

从内衣表面对热防护服表面的辐射热流是两个平面壁之间的辐射换热过程, 可由下式得出

$$Q_3 = \sigma_0 \varepsilon_{ef} (T_{\text{II}}^4 - T_{\text{III}}^4) \quad (10-19)$$

式中 σ_0 ——黑体辐射常数;

S ——表面积 ($S = S_{\text{II}} = S_{\text{III}}$) ;

T_{II} 、 T_{III} ——表面2和3处的温度;

ε_{ef} ——一个表面装在另一个表面里以热交换的有效辐射率。

$$\varepsilon_{ef} = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_2} + \frac{S_{\text{II}}}{S_{\text{III}}} \left(\frac{1}{\varepsilon_3} - 1 \right)} \quad (10-20)$$

式中 ε_2 和 ε_3 是表面2和3的辐射率。

经过热防护服 (温差 $t_{\text{III}} - t_{\text{IV}}$), 气密层 (温差 $t_{\text{IV}} - t_{\text{V}}$), 限制层 (温差 $t_{\text{V}} - t_{\text{VI}}$) 和外套 (温差 $t_{\text{VI}} - t_{\text{VII}}$) 的热流计算为热传导方式, 可用与公式 (10-11) 相似方式计算。

全压服外表面与周围介质之间的热交换是对流换热和辐射换热的综合结果。在这种情况下综合放热系数 α 可写成

$$\alpha = \alpha_{\dots} + \alpha_r \quad (10-21)$$

式中 $\alpha_{\dots}$ ——对流放热系数, 可用式 (10-18) 来确定;

α_r —— 辐射放热系数。

系数 α_r 可由下式得到, 即

$$\alpha_r \approx 0.04 \varepsilon_{ef} \sigma_0 \left(\frac{T_m}{100} \right)^3 \quad (10-22)$$

式中 $T_m = \frac{1}{2}(T_1 + T_2)$ 。此处 T_1 是全压服外表面的温度, T_2 是座舱壁温, ε_{ef} 是由式(10-20)决定的全压服的有效辐射率。

最后, 对全压服的综合热阻 R_{ov} 可以用全压服组合的热阻 R_P 和全压服外表面热阻 R_s 来表示, 即

$$R_{ov} = R_P + R_s \quad (10-23)$$

这样, 全压服的综合热流 q 可写成

$$q = \frac{\Delta t}{R_{ov}} \quad (10-24)$$

式中 Δt 是综合温差。

人在水中的热交换 当飞行员穿着全压服而浸入水中时, 在短时间内可假设全压服外面温度等于水的温度。

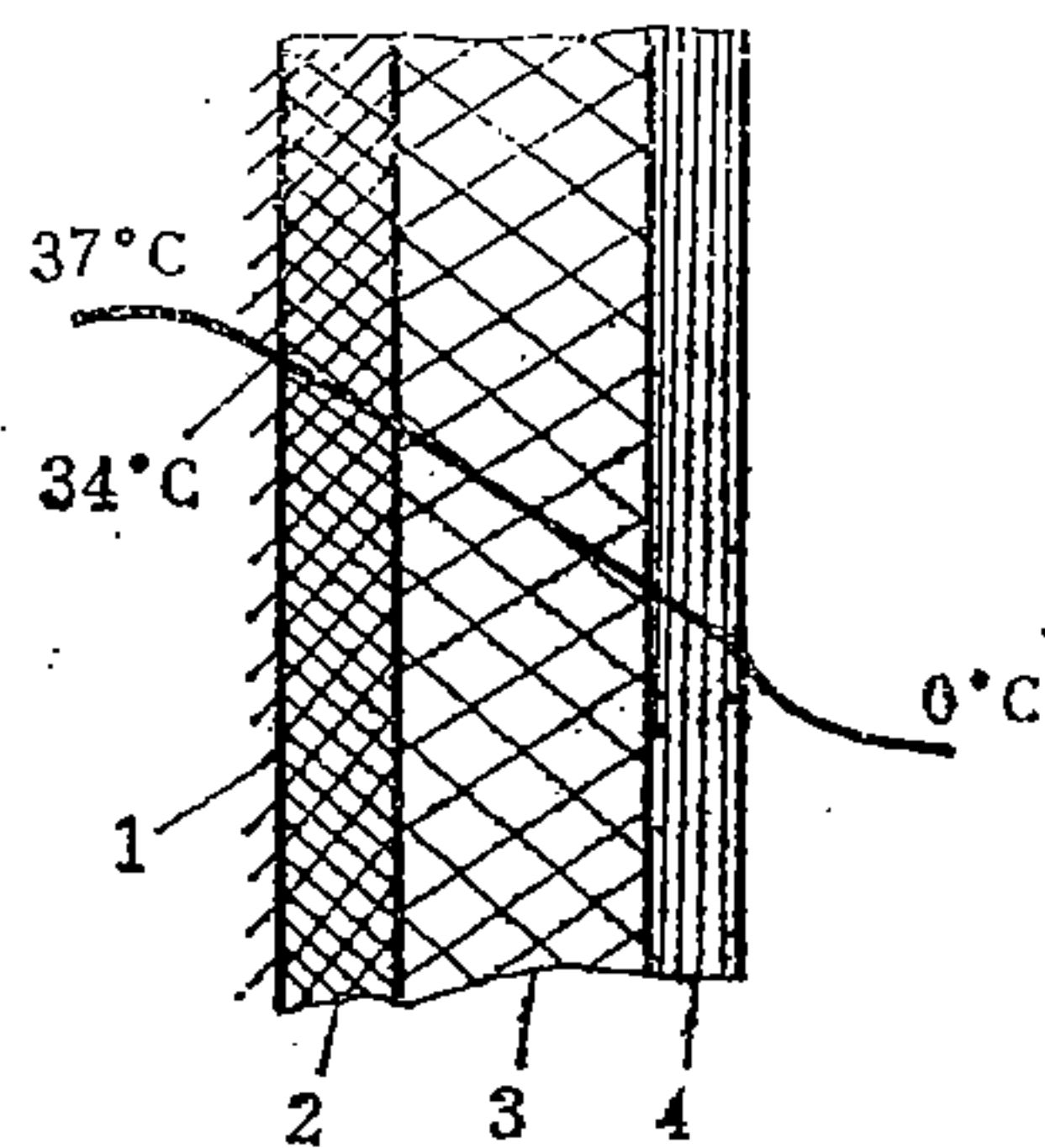


图10-11 人穿着全压服漂浮在水中的温差图解
1—人体 2—内衣 3—热防护服 4—气密层

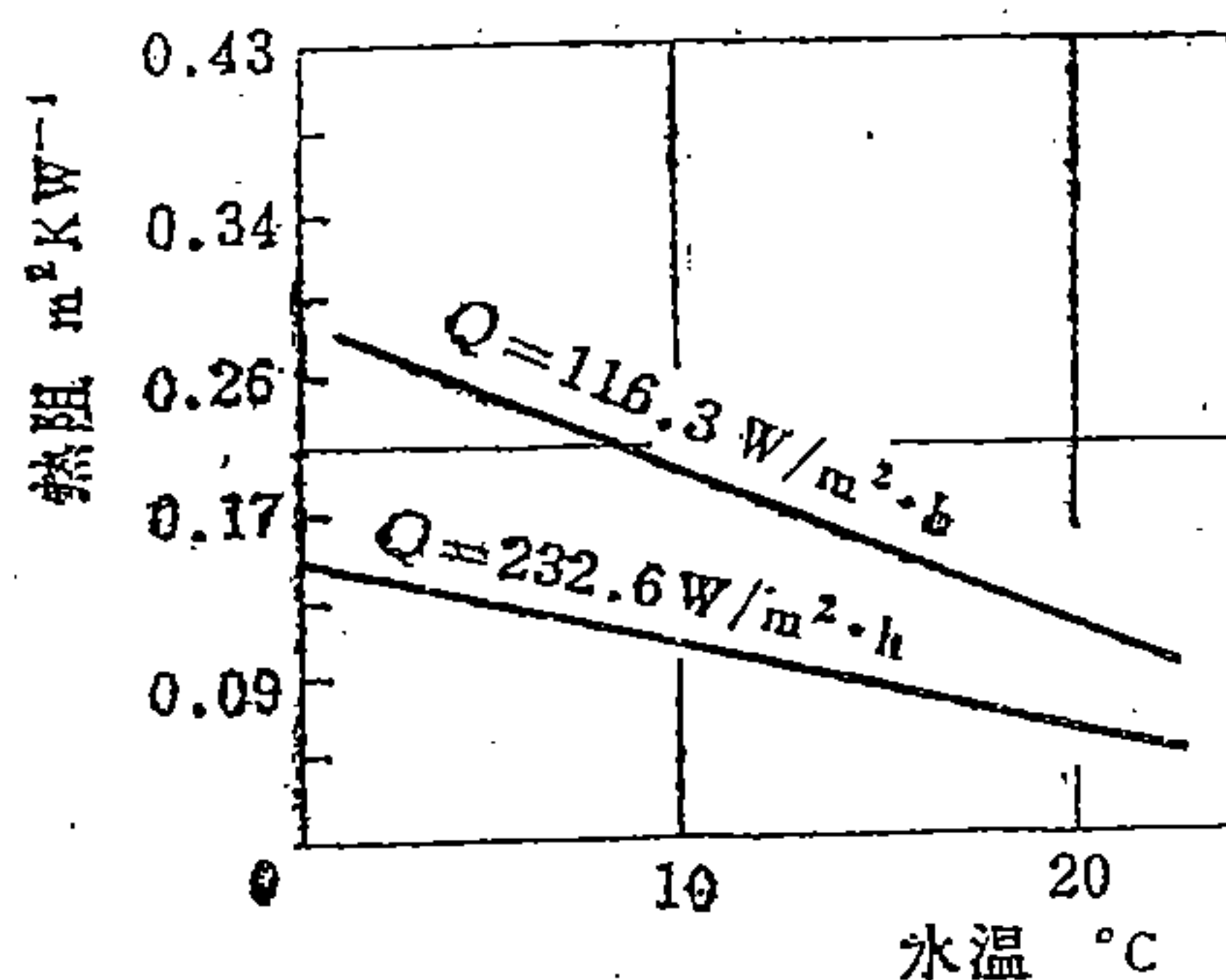


图10-12 人浸入水中所需隔热的计算数据 (假设人体表面积为 2m^2)

如果我们从图10-11取温差和人漂浮在水中释放出的平均热量为 $116.3\text{W}/\text{m}^2$, 则根据式(10-24)可得出综合热阻 R_{ov} 为

$$R_{ov} = \frac{\Delta t}{q} = \frac{34}{116.3} = 0.29\text{m}^2 \cdot \text{K}/\text{W}$$

当全压服是处在水中, 它被压缩而通风间隙减小, 所以实际上已不再增加全压服的热阻了。因此, 在这种情况下, 全压服的综合热交换将仅由内衣、热防护服和气密层 (见图10-11) 的热阻来决定。限制层和外套对个人的热防护已不起作用了, 因此, 它们在水中浸湿了, 即

$$R_{ov} = R_u + R_{TPG} + R_{as}$$

如果假设棉布内衣的热阻 $R_u = 0.0258\text{m}^2 \cdot \text{K}/\text{W}$ 和气密层的热阻 $R_{as} = 0.0215\text{m}^2 \cdot \text{K}/\text{W}$, 则热防护服的热阻为

$$R_{TPG} = R_{ov} - R_u - R_{as} = 0.2923 - 0.0258 - 0.0215 = 0.2450\text{m}^2 \cdot \text{K}/\text{W}$$

当周围介质温度高于人体温度时，热从周围介质传到全压服中的人体（图10-13）。在这种情况下，热的移走主要靠全压服中的通风冷却空气，而热平衡方程式可写成

$$Q_{air} = Q_{man} + Q_{out}$$

式中 Q_{man} 和 Q_{out} 是人释放出的热量和从外界加给人的热量。

如果我们假设由全压服的通风空气带走的热量 (Q_{air}) 为 232.6 W，而人体产生的热量 (Q_{man}) 为 116.3 W，很明显 Q_{out} 不应该超过 116.3 W (或 58.15 W/m²)，此处假设人的体表面积为 2 m²)。在这种情况下，全压服的热阻 (对于图10-13中所示的数值) 为

$$R_{ov} = \frac{\Delta t}{q} = \frac{34}{116.3} = 0.2923 \text{ m}^2 \cdot \text{K/W}$$

八、全压服的试验

新设计的全压服要进行地面和飞行试验。

地面试验包括：

- 1) 静力试验，确定使全压服外壳破损所需的压力（在限制系统和带条束紧和松开两种情况下）；
- 2) 性能试验，证明全压服的所有部件的工作可靠性；
- 3) 动力试验，确定在座舱失压的瞬间全压服外壳和部件的强度和工作可靠性；
- 4) 验证在弹射过程中作用在全压服上速压头的影响；
- 5) 在变温低压舱中对全压服进行试验（图10-14）以验证：①压力调节器的工作和确定在不同高度时压力调节器所能保持的压差；②呼气中的氧和二氧化碳的含量和呼吸阻力；③应急供氧；④在规定的环境温度范围内的人员温度状态、热感觉、需氧量和通风空气量；⑤面罩玻璃不会起雾。
- 6) 确定全压服的活动性；
- 7) 在水上进行试验以确定其漂浮、稳定、能向所需方向漂游和全压服的隔热性能。

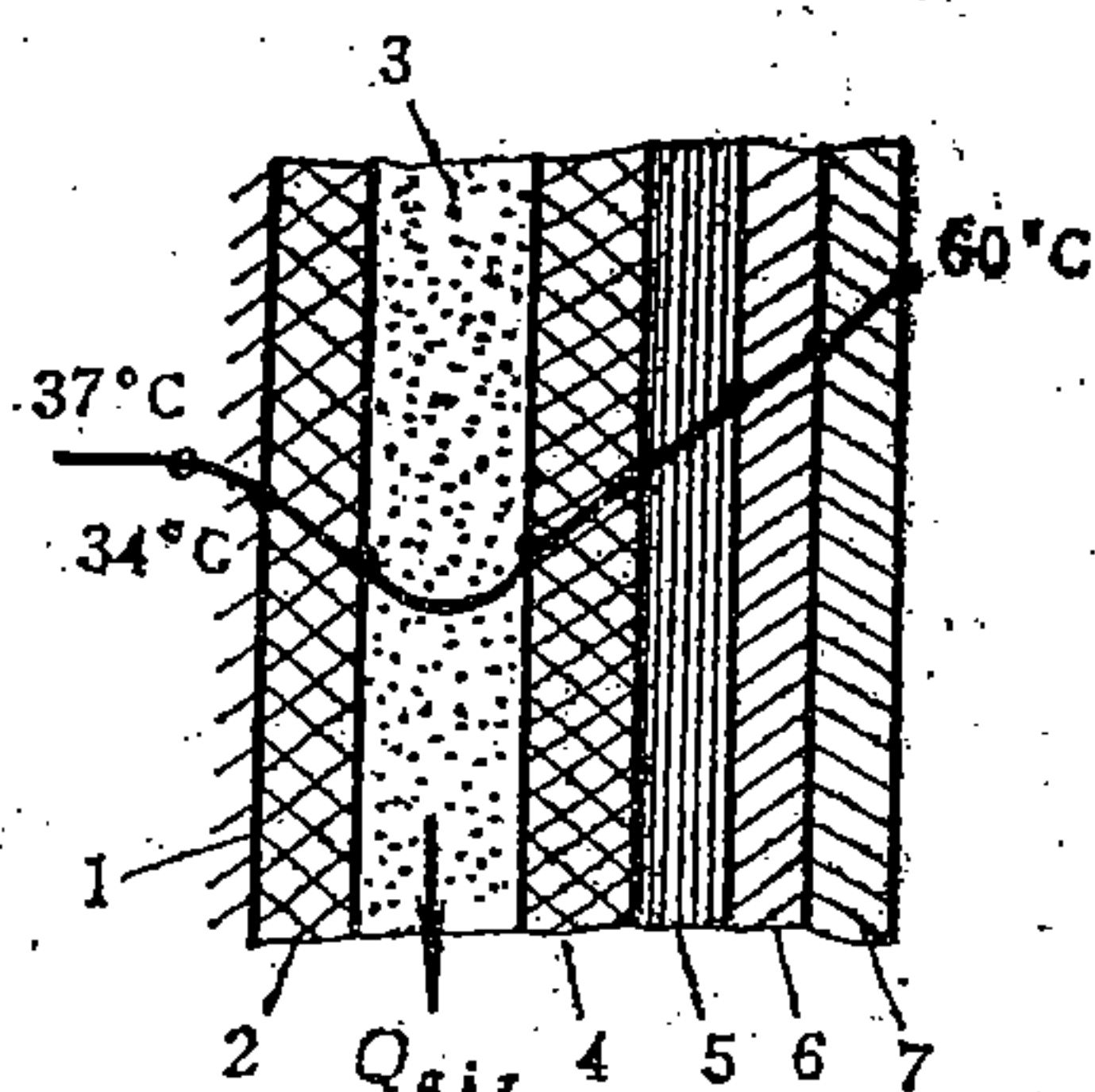


图10-13 周围环境温度高于人

体时，全压服内的温度分布
1—人体 2—内衣 3—通风间隙
4—热防护服 5—气密层
6—限制层 7—外套

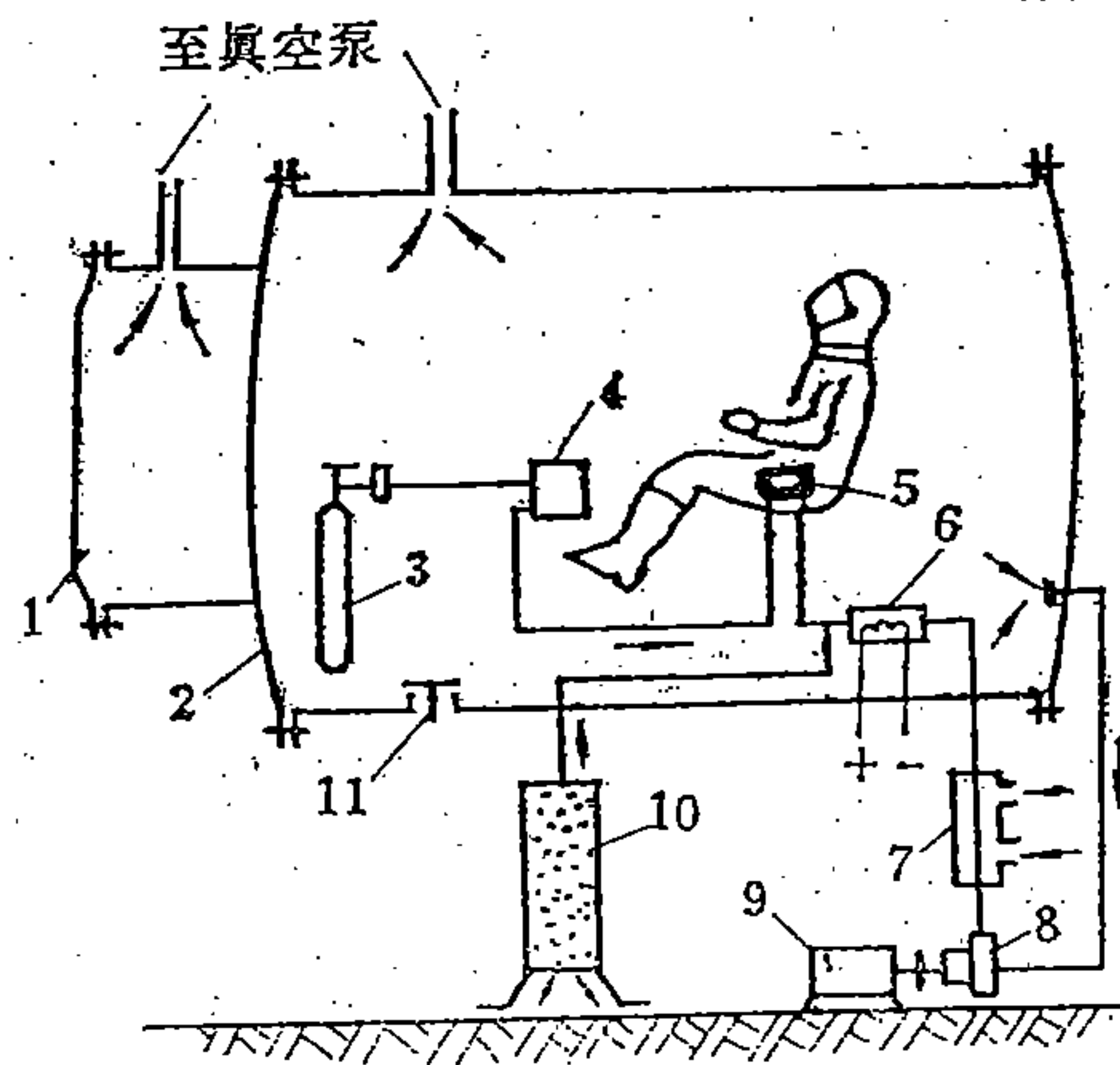


图10-14 在变温低压舱中试验通风全压服的试验装置

1—前舱 2—大的低压舱 3—氧气瓶 4—氧气调节器
5—软管接头 6—电加热炉 7—冷却器 8—鼓风机
9—电动机 10—除湿器 11—快速下降高度的活门

飞行试验包括:

- 1) 验证其在所有飞行状态中操纵飞行器的可能性 (在全压服充压和不充压两种情况时);
- 2) 在座舱失压瞬间检验全压服;
- 3) 在从飞行器应急离开的情况下检验全压服。

第三节 分压服 (代偿服)

在高空提供长时间的保护只能用维持身体周围压力等于或大于280mmHg和能提供维持足够热平衡所需热的服装才能得到。能满足这些要求的仅有形式的服装是全压服。另一方面,如果能快速下降到安全高度,则减压病和低温引起的危害不会明显地降低乘员的工作效率,因此只需要防止缺氧即可。所以在航空方面大力发展只对部分身体表面加压的分压服(代偿服)。分压服比全压服容易制造,但对人体留下不良的生理负荷。这些生理负荷自然限制了提供保护的高度和持续时间。因此需要有比较复杂的训练计划。

在12000m以上高度,即使呼吸100%氧气也不能维持正常的肺泡气氧分压值,因此必须采用加压呼吸。加压呼吸时,肺内绝对压高于身体环境压而产生余压值(加压值)。现将加压呼吸的生理影响和提高余压值耐限的主要措施简述如下:

1) 呼吸运动功能受到严重干扰。肺内余压不断提高可引起上呼吸道、胸腔、肺被动扩张,呼吸形式改变,呼气费力(直到呼不出气体),甚至肺部损伤。大多数健康人只能短时间耐受余压值为4kPa(30mmHg)的加压呼吸。若对胸部施加对抗压,则可耐受5.3~6.0kPa(40~45mmHg)余压。如同时对胸、腹部体表皆加对抗压力,使胸壁内、外两侧压力相对平衡,腹部得到一定支持,则可耐受余压值为8.0kPa(60mmHg)的加压呼吸。

2) 胸内压升高引起全身循环障碍。肺内绝对压力升高后,除很少部分由于克服肺组织弹性而被缓冲外,其余部分通过直接传递引起胸内压相应升高,后者对胸腔内重要循环器官施加机械性影响。在全躯干体表有对抗压力条件下进行余压值更高的加压呼吸时,虽呼吸功能得到显著改善,但胸内压升高所致循环障碍却进一步加剧。一方面使静脉血回流受阻,致胸腔内血液大量向外周转移,蓄积于四肢静脉血管床;另一方面,因毛细血管压力升高,促使血浆中液体加速渗入组织间隙。这两种情况导致有效循环血量及心输出量减少,达一定程度(有效循环血量减少1000mL左右)即可引起血管迷走性晕厥。如对四肢体表也施加对抗压力,即可克服上述循环障碍。可耐受的余压值能提高到10kPa(75mmHg)。

3) 头颈部缺乏对抗压力的影响。在使用分压服时,当面罩内余压超过10kPa时,口腔底部和上呼吸道被动扩张,头颈部充血、肿胀,眼和耳不适及胀痛等已达不可耐受程度。此外,气流冲开鼻泪管对眼部的刺激,颈动脉窦区血管壁两侧压力不均衡所造成对拉长感受器的刺激等均已达到严重程度。这只能由密闭加压头盔对头、颈部施加均匀气体对抗压力才得以消除。此时肺内余压高达17.3~19.3kPa(130~145mmHg)也能耐受。

使用口鼻型加压呼吸面罩而对身体表面不需要施加对抗压力的最大呼吸余压值为4kPa(30mmHg)。采用卷边宽约15mm时可保证向呼吸器官输送直至13.3kPa(100mmHg)不会有严重的泄漏(如图10-15中所示)。另一方面,面罩内的余压会使面罩离开面部。这时需要用系带将面罩固定在头部。试验表明,当面罩内保持5.3kPa余压

值时系带的张力达6kg。当然，这样高的张力在正常飞行状态下是不能耐受的，所以要设计成只是当加压呼吸开始时才能在面罩系带中产生高的张力。一般采用链式肘节系带，需要时只要手推动一下即可加上张力。当时也可用头的后背放一个橡胶囊。囊和面罩接通，当需要加压呼吸而面罩压力上升的同时，在囊内的压力也一样上升。这样可防止面罩从脸部离开（图10-16）。

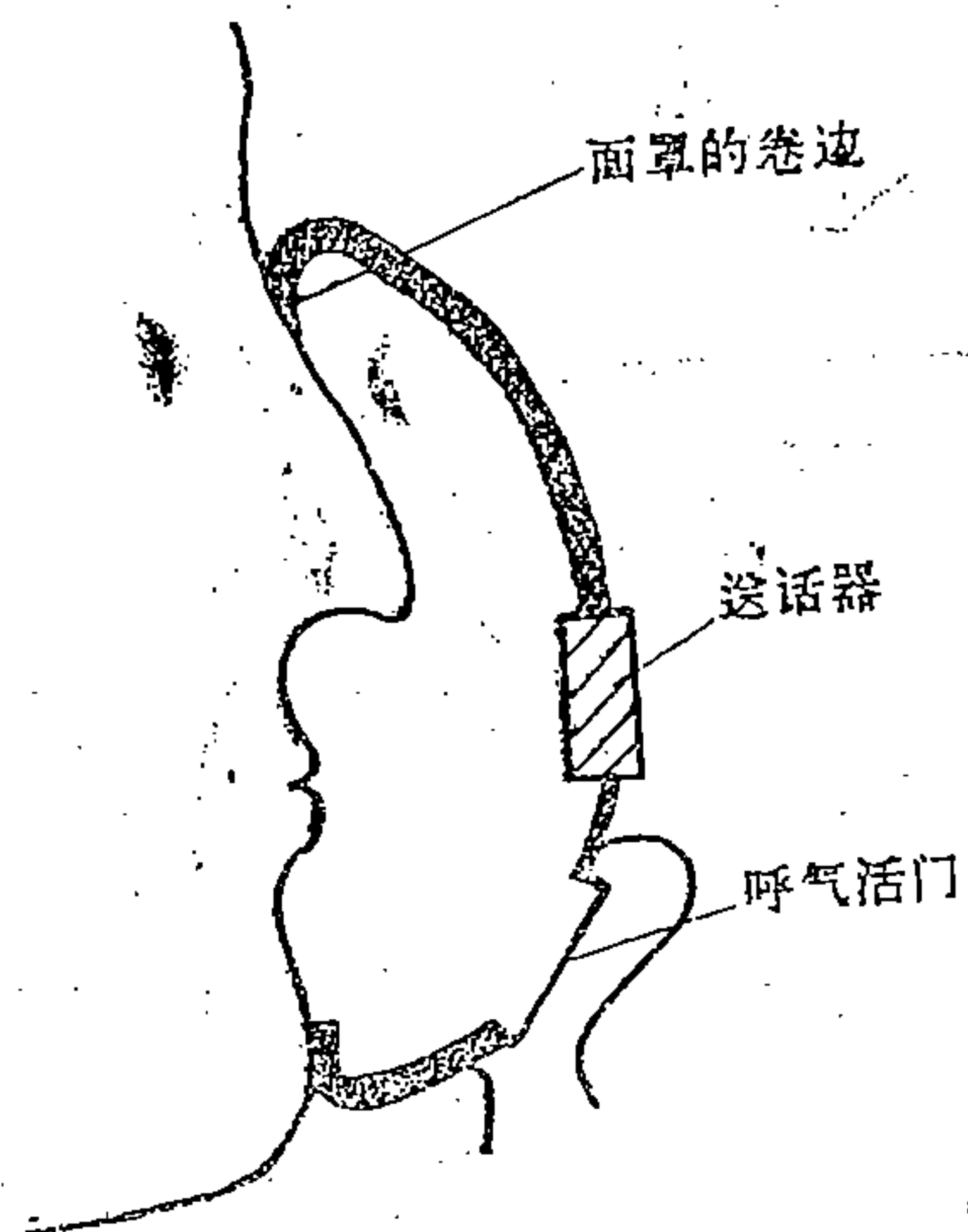


图10-15 在加压情况下，口鼻型面罩保持密封性能的原理图（卷边宽约15mm）

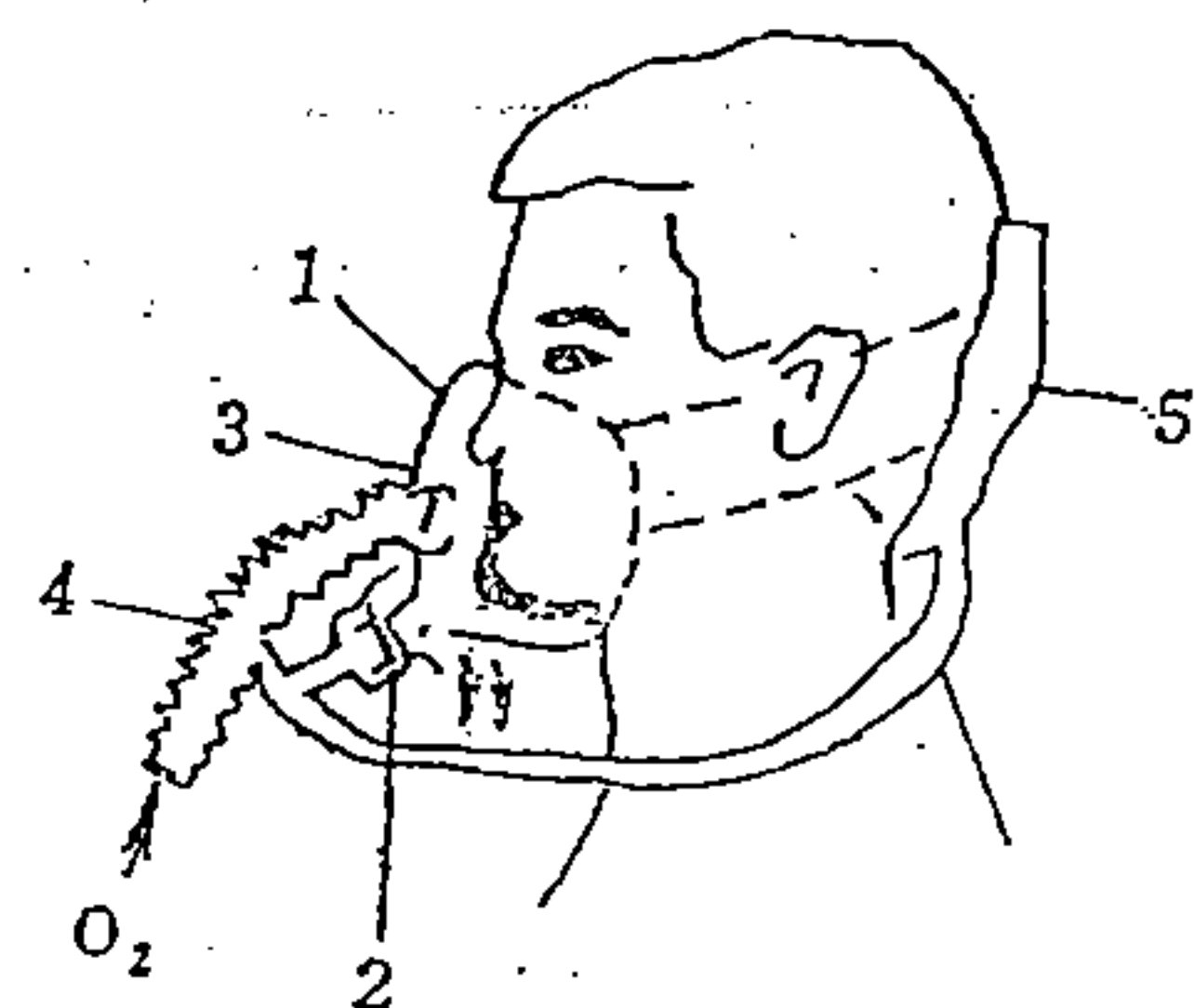


图10-16 保持在面罩处于加压情况下与面部贴合的张紧补偿器
1—面罩 2—呼气活门 3—吸气活门
4—供氧软管 5—张紧补偿器

当加压值超过 4kPa 时，应该对身体的某些部位施加适当对抗压力，这种加压服装称为分压服（部分加压服）或称为代偿服。由于这是机械式加压与前面所讲全压服的完全不同，即不如气体加压那样均匀而代偿效应不高。所以，即使对躯干、四肢全部加压也不能和全压服的效应相同。现根据不同加压方式予以分述。

一、侧管式分压服

侧管式分压服是用沿着躯干（或四肢）长度方向布置气压管。当这些管子充气膨胀时，通过“8”字型带子拉紧衣面而对身体表面加压。由于气压管布置在服装外侧，故称为侧管式服装。这种服装不充气时，服装衣面是松弛的，对穿着者的活动不受（或受到很少的）限制。在加压呼吸时，供氧系统向面罩或头盔加压供氧的同时向侧管（拉力管）输送5倍或10倍于呼吸压力的氧气，使管子充压膨胀拉紧衣面而对体表施加与呼吸压相等的压力，以减轻加压呼吸造成的生理障碍。服装充压后，穿着者活动困难。

这种形式的服装首先在美国空军得到正式使用，后来在苏联也获得大量采用。我国空军使用的DC-3型高空代偿服就是这一类型。它主要由代偿服衣面、张紧装置和辅助性装置组成。

1. 衣面

它是侧管服的主体，实际上就是一套穿着适体的紧身连衣裤。衣面由锦丝绸或混纺棉布等缝制。对织物要求重量轻、强度高、透气性和透湿性好，并具有较小的摩擦系数。在躯干和四肢沿纵向缝制有调节围径大小的调节系统和为了穿脱方便而配有的拉链。

人体外表面是由复杂的曲面组成的立体形式，即使是同一个人处在不同姿态时（坐、

立、卧等），形态也会改变。侧管服衣面根据一种姿态（“坐式”或“立式”）缝制成，对另一种姿态就不会合体。飞行员在飞机座舱内是坐着的姿态，这和地面值班及走向飞机时的姿态有很大差异。

2. 张紧（加压）装置

这是使贴身的连衣裤式侧管服衣面起到对体表面加压的主要部件。它是由涂胶布或橡胶片制成的管状胶囊、用锦丝绸缝制的套管和缝在衣面上的系带组成。张紧装置的形式、结构以及胶管直径，都对加压的优劣程度有很大影响。

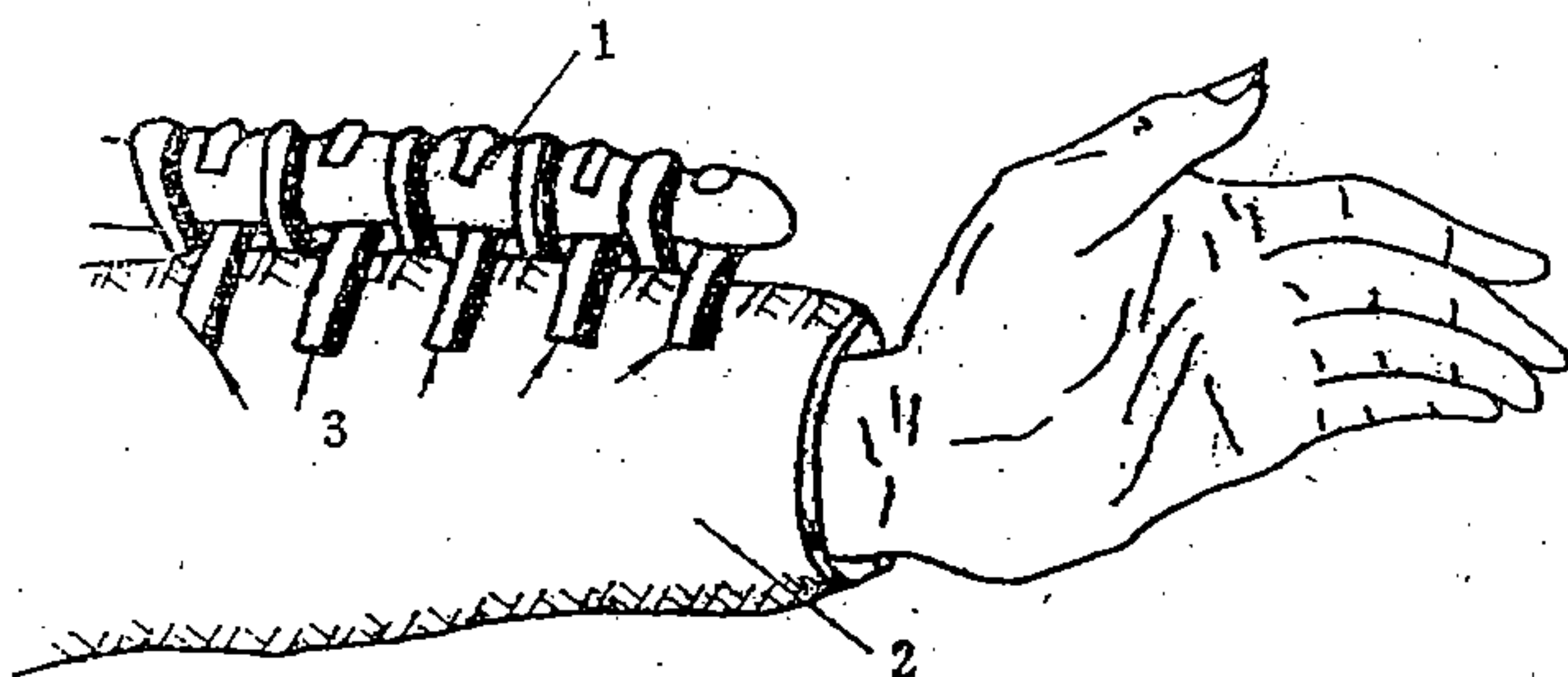


图10-17 用拉力管张紧衣面的原理图

1—拉力管 2—衣面 3—固定在衣面上的系带

张紧装置（见图10-18）的管状胶囊1位于衣面2的外侧，并放在系带3所形成的环带内，系带的两端固定在衣面上。锦丝绸缝制的套管4套在胶囊1的外面起保护作用。当胶囊内无压力时，衣面较松弛地穿着在人体上而不妨碍活动。当胶囊充压，胶囊管直径增大，系带拉紧衣面而对身体表面施加对抗压力。

二、囊式分压服

囊式分压服是在衣面（限制层）和人体之间放置胶囊。当胶囊不充气时，衣面比较松弛地贴在人体上面而不影响身体的活动。当胶囊充压工作时，胶囊膨胀拉紧衣面压向人体。胶囊覆盖部分的体表直接受到胶囊内气体的压力，而不被胶囊覆盖部分的体表则受衣面张紧（如侧管服相似）而施加的压力。当胶囊包圈人体的角度超过 150° 时，衣面拉紧对体表施加的压力与囊内气压相等。而在实际囊式服的设计中，在胸腹部和背部覆盖的胶囊是联成一件背心，覆盖角在 330° 以上。在四肢部分胶囊的覆盖角为 180° 左右。为了有利于四肢在加压情况下仍有一定的活动性，在肘、膝等关节处不覆盖胶囊。

英国在二次大战后一直采用美国装备侧管服。1962年开始研制囊式服，到1967年完成囊式服的系列配套，并已装备部队。英国认为对于战斗机驾驶员只要能保证他在应急情况下安全操纵飞机下降到安全高度即可，即所谓“保证你下降”（get-you-down）。这样，装备所提供的高空缺氧防护只需要短时间的，这种较低的呼吸压力和耐受短时间某种轻度缺氧的高空防护装备由于较为轻便而使得正常飞行过程中对驾驶员妨碍较少而易于为部队接受。

下面介绍三种加压呼吸系统：

1. 单用面罩

在身体不加对抗压力条件下，人体能耐受的最大加压呼吸值为 30mmHg 左右。如果肺泡要保持 60mmHg 氧分压（肺内绝对压力为 141mmHg ），则供100%氧气时，此系统能防护的高度为 13700m 。但是考虑到人体短时间能耐受轻度缺氧，即肺泡氧分压为 10kPa

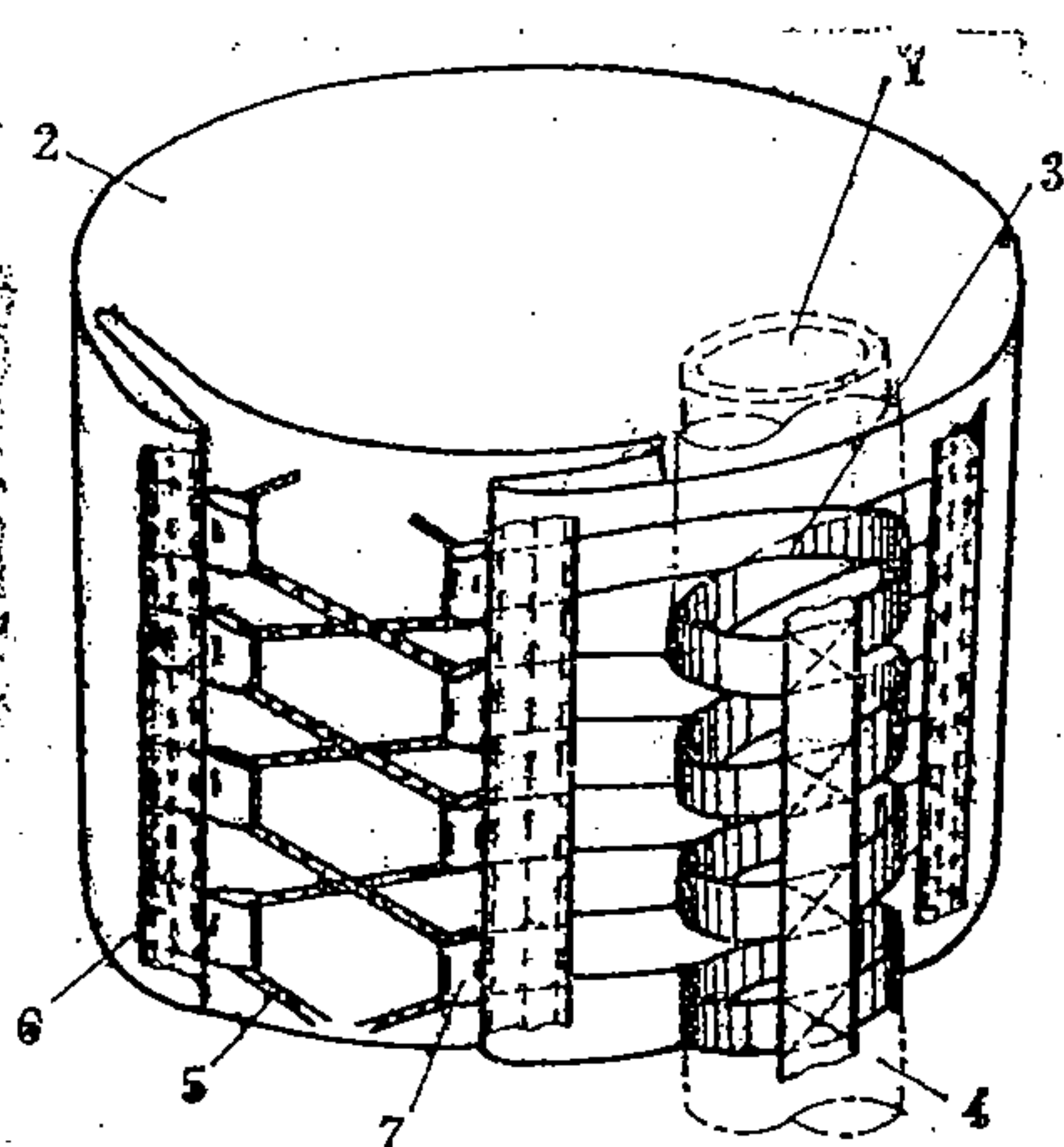


图10-18 侧管服的调节系统和张紧装置

1—管状气囊 2—衣面 3—系带 4—套管
5—调节绳 6—带条 7—扣眼

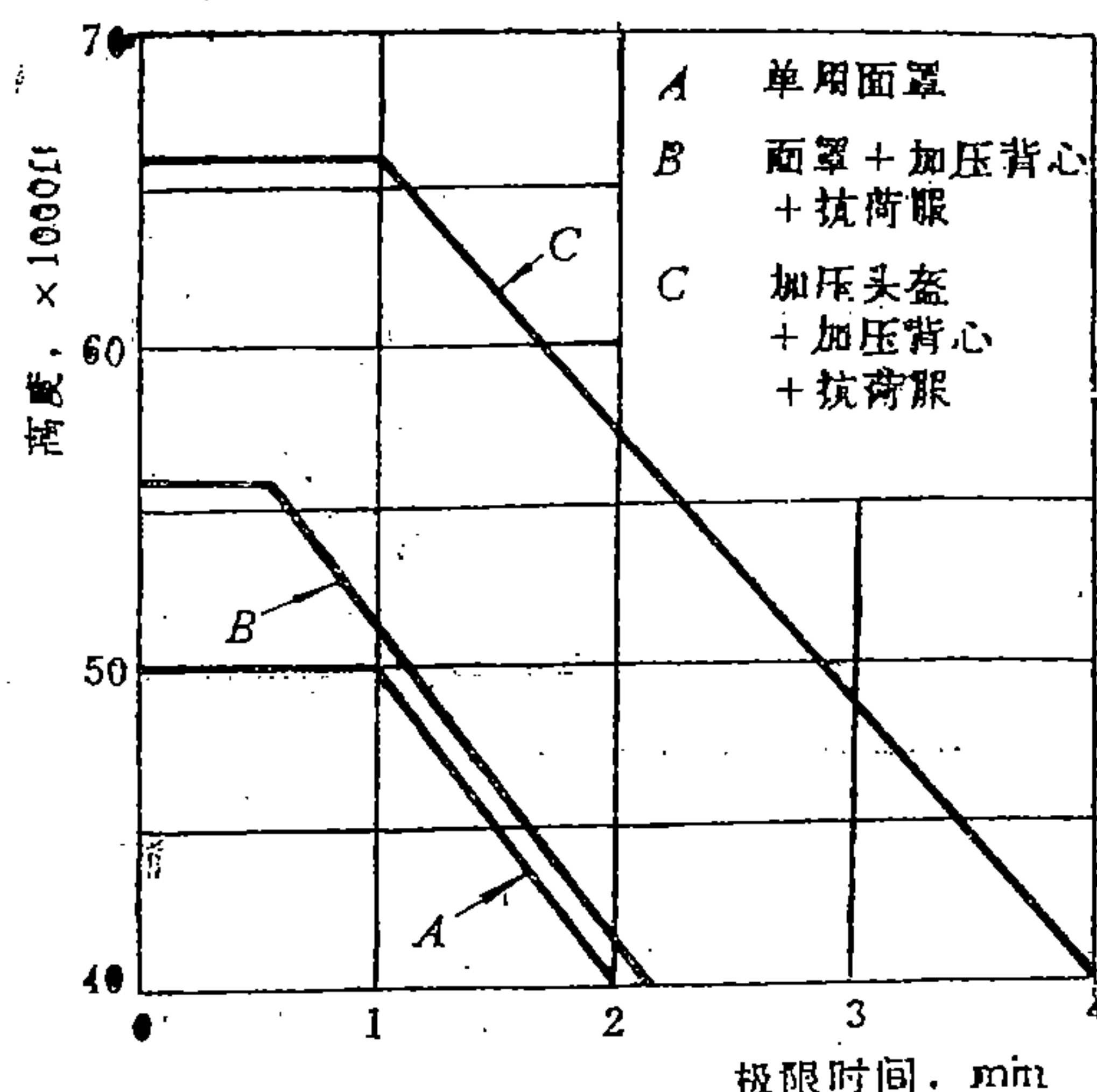


图10-19 三种加压呼吸系统提供的缺氧防护范围

(75mmHg)，此时肺内绝对压力为 15.3kPa (115mmHg)，则此系统的防护高度可提高到 15240m。其必要条件是飞机在此高度保持最长为1min后即速下降高度（见图10-19的曲线A）。这种类型的加压呼吸系统现正为全世界广泛接受，有很大的发展前途。

2. 面罩加躯干和下肢对抗压力

躯干是施加对抗压力的最重要部位。使用最大加压呼吸值为9.3kPa (70mmHg)。加压背心气囊充气的压力和供给呼吸道的压力相同。气囊不仅覆盖躯干，而且还延伸到大腿上部（以便在高加压呼吸值时保障腹股沟有足够的对抗压力，避免形成疝的危险）。在只对躯干加压的情况下，70mmHg加压呼吸会使大量血液移至上下肢，从而可能引起晕厥。通过抗荷服对下肢施加压力能减轻循环系统障碍。对抗荷服（对囊式抗荷服）可充以与背心同样高的压力。有人认为抗荷服囊内压力为呼吸压的3.2倍或4.0倍，其代偿效果最佳。英国实际应用为抗荷服囊内压力充到比加压背心和面罩高5.3kPa (40mmHg) 的压力。这可能是在工程上易于实现。在17000m上使用时，可保证肺内绝对压力为17.9kPa (136mmHg)，而肺泡氧分压为8kPa (60mmHg)。这套系统可保证在17000m上停留半分钟，随后以不低于3050m/min的速度下降到12200m高度（见图10-19中曲线B）。

3. 加压头盔加躯干和下肢对抗压力

加压呼吸值为14.3kPa (107mmHg) 时，使用面罩已超出生理限值，所以要用加压头盔。英国使用的本系统所提供的绝对压力为20kPa (150mmHg)。在20000m提供1min防护，然后3min内下降到12200m。图10-19中曲线C说明本系统的防护范围。

在图10-20中介绍一种英国空军用的囊式分压服配套图。这种服装包括一个气囊，外面有织物限制层（衣面）。分压服气囊覆盖躯干和四肢，袖盖到腕部，裤腿盖到踝。这种服装配有单独的抗荷服和通风服。

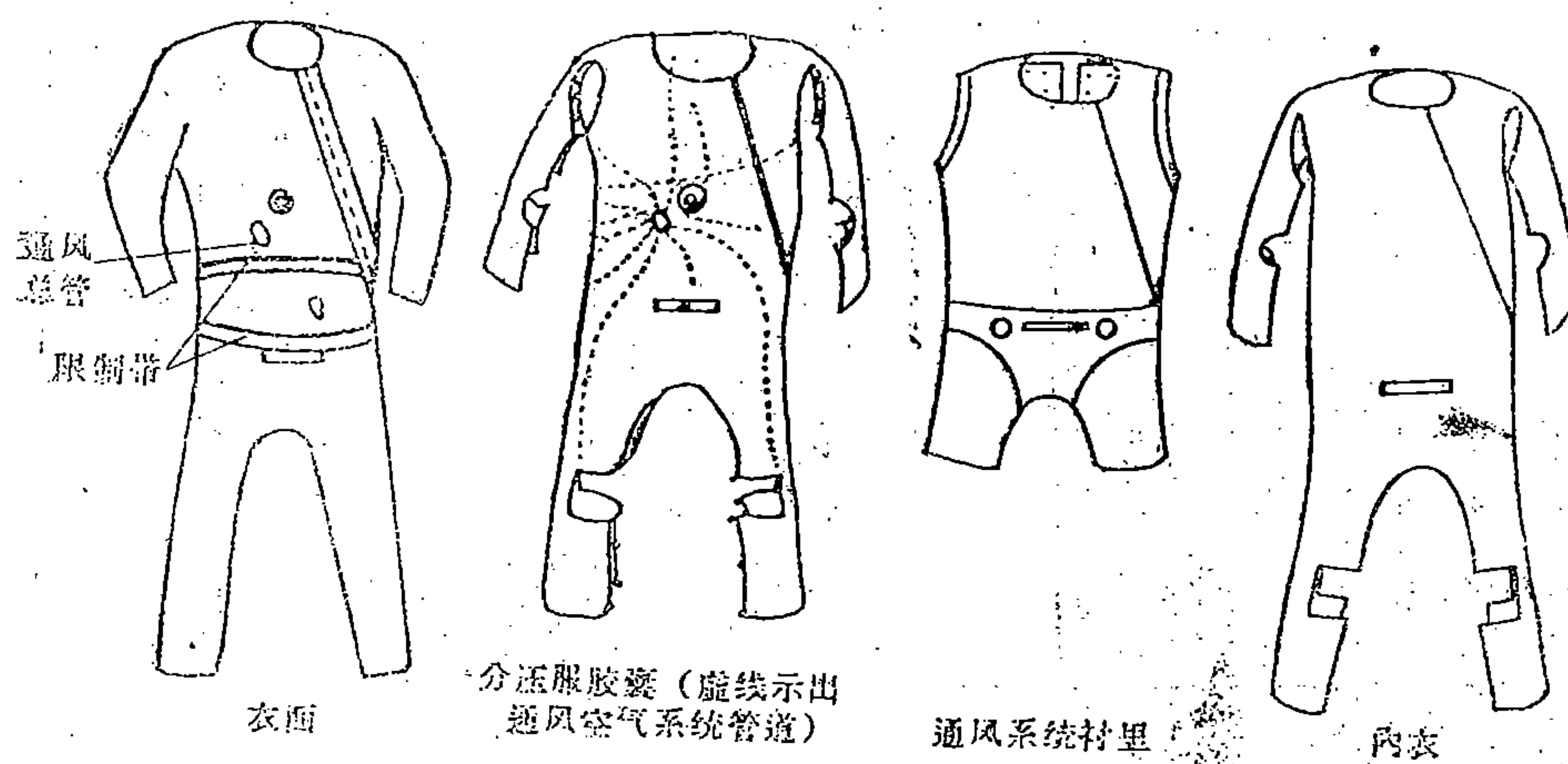


图10-20 英国的一种囊式分压服的配套图

第十一章 航 天 服

航天员到飞船外太空中进行活动或到星球（月球或其他行星）表面行走和工作时，需要穿着特制的航天服和与之相配的背包生命保证系统。

航天服就是一种全压服，但是为了某些特殊要求尚有以下几种功能层：

- 1) 舒服的内衬层；
- 2) 真空屏蔽隔热层（用以反射外界热辐射和防止热的损失）；
- 3) 防陨石微粒层（用以阻挡和减低高速陨石微小颗粒对人体损害的毡制材料）；
- 4) 备用气密层；
- 5) 防火的外罩层。

航天服尚有其他特殊装备，如：

- 1) 护目镜。具有特殊涂层的透明硬壳，可以防护太阳眩光和紫外线穿透。
- 2) 手套。外有一层隔热材料，带上它可接触极热或极冷物体而不受伤害。指尖部分用可以保持触觉敏感的材料制成。
- 3) 登月靴。这是在登月时穿在航天服内靴外的套靴。它防热、防寒、防磨损，外壳坚硬，靴底结实柔韧。
- 4) 液冷服。航天服所需氧气、电功率等可以是通过与飞船相连的系绳、软管和脐带提供。航天服也可以是自给式的，航天员身上背一个背包、生命保证系统。这样，航天员可以脱离飞船向任何方向移动。背包提供航天员呼吸和通风用的氧气以及降温用的冷却液。

第一节 舱 外 服

G-4C舱外用航天服是1965年6月美美国的“双子星座4号”飞船驾驶员怀特（E. H. White）首次出舱活动21min所穿的服装。1966年3月“双子星座8号”飞船驾驶员斯科特（D. R. Scott）穿着此服装出舱活动96min。

怀特出舱后用一根约7m长的尼龙系绳和飞船连接。系绳内装有供给航天员呼吸和服装通风之用输氧管（氧流量约60L/min）、通讯线路和生理医学数据传送线路。系绳的总重约4kg。

胸包内装有备用的生命保证系统。它包括氧流控制系统和应急供氧。他的右手握有一个装有照相机的手枪。航天服及其附件的总重量约14.4kg。

G-4C航天服中气压保持207~186mmHg（相当于9500~10500m高度）。此时航天服的气体泄漏不超过0.2L/min。

在双子星座8号飞船上应用时系绳长度增加到38m。

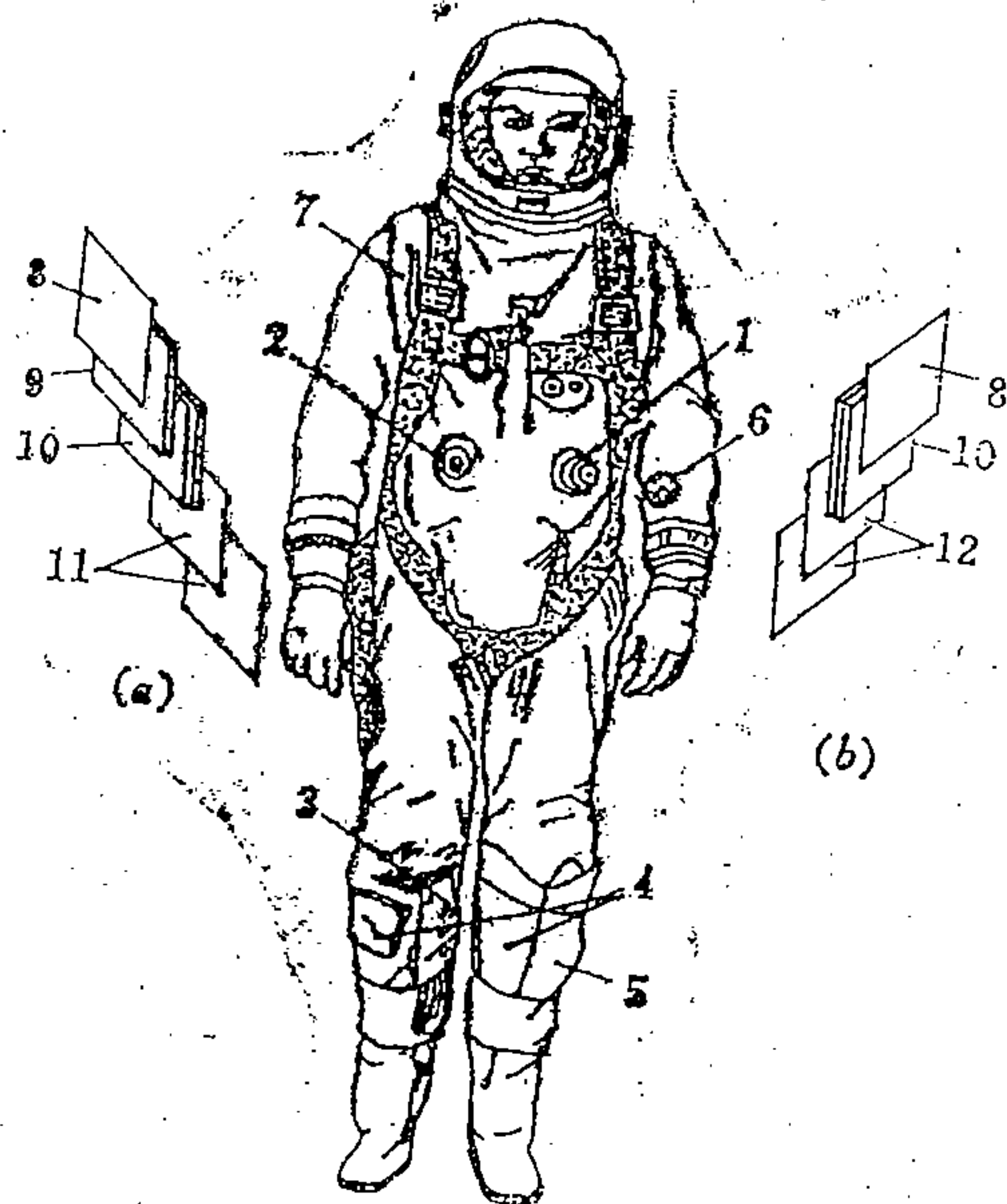


图11-1 G-4C加压服

(a) 在双子座4号上飞行的加压服各层的安排

(b) 在双子座8号上飞行的加压服各层的安排

1—氧气进口接头 2—从服装内排气的接头 3—刀的口袋 4—装飞行卡片的口袋 5—剪刀口袋
6—压力表 7—水上救生颈圈 8—外套 9—防陨石层 10—真空屏蔽隔热层 11—尼龙防陨石层
12—涂橡胶尼龙的防陨石层

一、舱外服的构造

航天员走出飞船舱是为了：进行科学观察、修理飞船表面、安装或拆卸各种不同的物体、以及将各个部分装配内轨道站等等的工作。因此，舱外服必须保护穿着者不受停留在太阳一侧时的过热和处在阴影位置时过冷的危害。舱外服也应防护当遭遇到直径小于 $300\sim 400\mu\text{m}$ 的陨石微粒的危害。舱外服应具有完成规定动作所需的活动性和保护航天员的视觉器官不受太阳辐射的危害。

以1965年3月苏联科学家列昂诺夫 (A. A. Леонов) 乘坐“上升2号”飞船，穿着航天服第一个出舱活动约24min以来大量的测试数据表明：在空间活动时会使航天员消耗很大的能量。1966年6月塞尔南 (E. A. Cernan) 在双子座9号飞船准备出舱而打开舱口时的脉搏为每分钟155次，然后增加到170。在关闭舱盖期间记录到最高为180次（脉搏是力量消耗的函数）。事后塞尔南估计在空间完成规定操作要比在地面模拟室内训练所需动力量大4至5倍。1966年9月戈登 (R. F. Gordon) 乘双子座11号走出舱外用绳子把飞船和卫星“阿吉纳11号”连结起来而在空间活动了44min。他的平均脉搏在空间行走期间是162，峰值是180。在活动44min期间，能量消耗峰值达 1047W (15kcal/min)。

从这些数据可知：在选择自给式生命保证系统时供应呼吸用氧流量平均应为 $90\sim 120\text{L/h}$ ，而补充能量消耗的范围为 $523\sim 698\text{W}$ ($450\sim 600\text{kcal/h}$)。由于短时间可能释放热 $1050\sim 1396\text{W}$ ($15\sim 20\text{kcal/min}$)，而这是目前制冷技术不可能移走的热量，因此一般采用平均移走热量的速度以 $523\sim 698\text{W}$ ($450\sim 600\text{kcal/h}$) 作为设计基础。

二、外 套

外套是舱外服的外保护层。它保护航天员离开飞船时，他的服装不受可能存在的机械损伤。

外套的外表面应具有所需的光学特性，并尽最大可能反射掉太阳的辐射能。

制造外套的材料必须是能耐热的，在接触飞船表面（大约 $\pm 150^{\circ}\text{C}$ ）时不应改变其物理机械性质。

由于穿透而传进服装的热量与外套表面反射和吸收的热量相比是很小的（这是由于航天服的热阻极高），所以外套表面的温度将接近于平衡绝热壁的温度，即

$$T = \sqrt[4]{\frac{A_s q_s}{\varepsilon \sigma_0}} \quad (11-1)$$

式中 A_s —— 太阳辐射的吸收系数；

q_s —— 太阳恒值（ $= 1396 \text{ W/m}^2$ ）；

ε —— 辐射率；

σ_0 —— 斯蒂芬-波尔兹曼常数（ $= 5.7 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}$ ）。

对于能最好地满足尽可能反射掉太阳辐射能的服装来讲，应选择最小的 A_s/ε 比值。对于白色织物 $A_s = 0.27$ ， $\varepsilon = 0.9$ ，则 $A_s/\varepsilon = 0.3$ 最为合适。

在选择外套材料时要考虑到防火性和燃烧性。棉纤维制成的织物着火迅速和一定强度热源接触时能燃烧起来。棉纤维也可以熏燃，即无火焰燃烧。这种熏燃不仅使材料破坏，而且也可起火。因为熏燃经常在不注意时发生，然后当燃烧气体成分积累到一定程度时可暴发火焰。毛和丝绸织物较棉织物不易燃烧。它们不熏燃，而当暴露到火焰时它们碳化和烧结成块而后脱落掉。人造丝绸烧结成硬的玻璃状块同时释放出臭味。粘胶燃烧得比棉更剧烈。卡普纶在火焰中软化，然后在 215°C 时熔化而突然燃烧。聚酯纤维（美国称为达可纶，英国称为特丽纶，苏联称为拉夫桑，民主德国称为拉纶）的燃烧特性与卡普纶相同，但熔化点较高（约为 260°C ）。纺织材料的燃烧特性列于表11-1。

表11-1 纺织材料的燃烧特性

材 料	在空气中的着火温度($^{\circ}\text{C}$)	在空气中的燃烧性质
棉	520	} 燃烧迅速，明火
亚麻	600	
羊毛	800	
天然丝绸	—	} 燃烧缓慢，从火焰移开后燃烧停止
粘胶	—	
醋酸纤维	—	燃烧迅速，明火
卡普纶	1000	燃烧迅速、从火焰移开后燃烧停止
聚酯纤维	1000	在火焰中软化，然后熔化（在 215°C 时）而突然燃烧
橡胶	300	与上同，但熔化点为 260°C
山羊皮革	650	

研究证明,随着大气中氧分压的增加和总压力的增加,对于大多数纺织材料的自行着火温度、最小着火能量和着火延迟时间(指从加热开始到着火瞬间的时间)都是降低的,而燃烧速度则是增加的。

由于航天服内是充以富氧大气甚至是纯氧时,设计者要特别注意最大防火安全问题。对织物浸注特殊化合物而得到的阻燃材料是解决此问题的最佳途径。阻燃织物暴露在火焰中时烧成焦而脱落下,在火焰移走后织物不再燃烧。

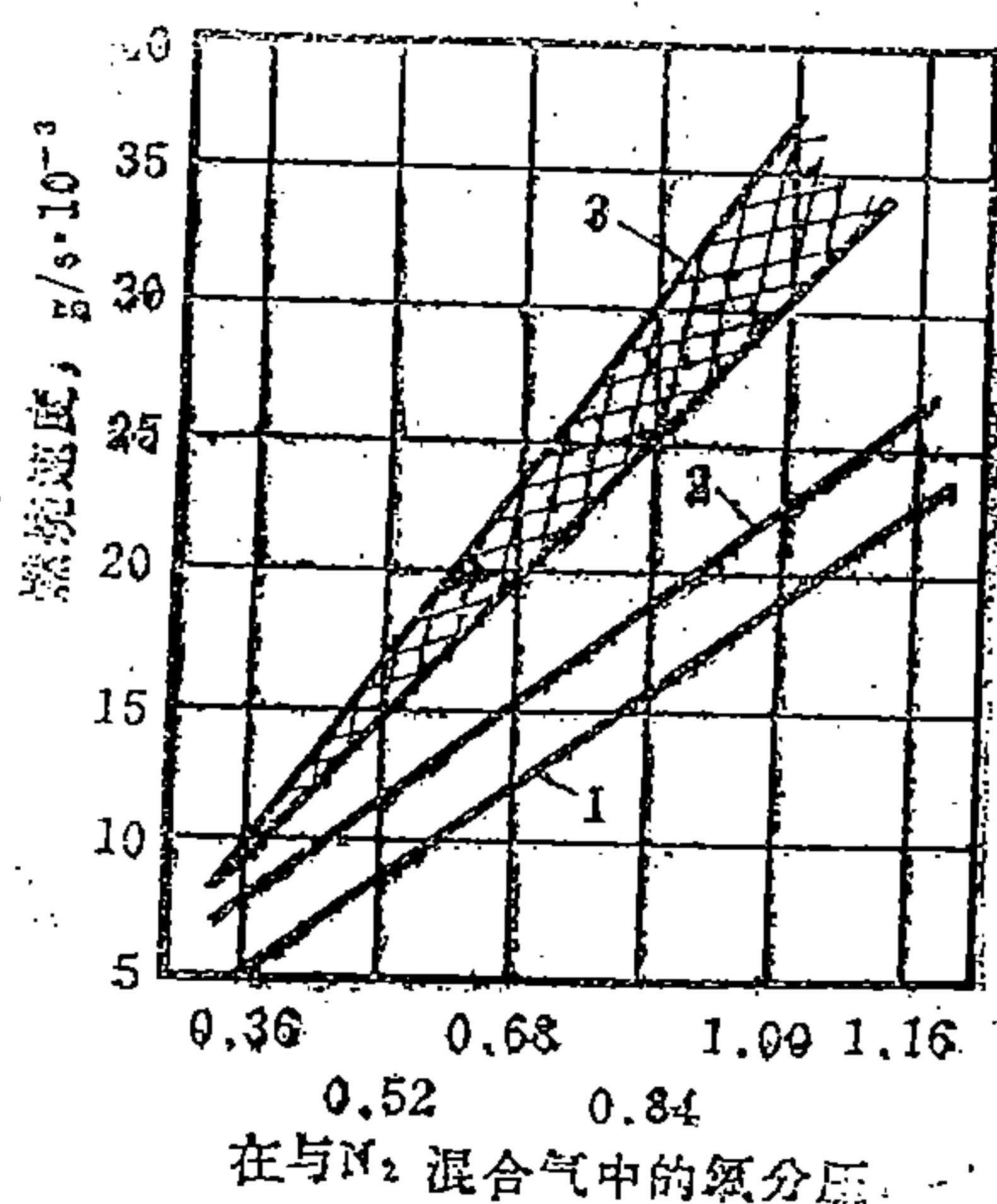
用锦纶或涤纶等具有高强度织物制成连衣裤形成的外套。这种外套是用带子或尼龙搭扣来固定在加压服上的。外套关节处应缝有衣褶或衣幅(桔子瓣式),因此不妨害外套的活动性。外套上缝有各种口袋以便贮存个人物件、文件和工具。

三、真空屏蔽隔热层

航天服必须具有高热阻,这样才能在航天员从飞船舱口进入宇宙空间时不受过热或过冷的危害。

真空屏蔽隔热层(简称VBTI)是一种多层隔热层。在宇宙空间环境中,传热有三个途径:辐射、残余气体的热传导和固体物体的热传导。

要削弱二表面间的辐射换热量,可以采用遮热板的屏蔽作用。遮热板对整个换热系统不起加入或移走热量的作用,而仅是在热流途中增加热阻以减少换热量。



11-2 燃烧速度与氮混合气中氧分压的关系

1—芬尼纶(聚酰胺纤维),即锦纶6 2—拉夫桑(聚酯纤维),即涤纶 3—卡普纶,即锦纶66

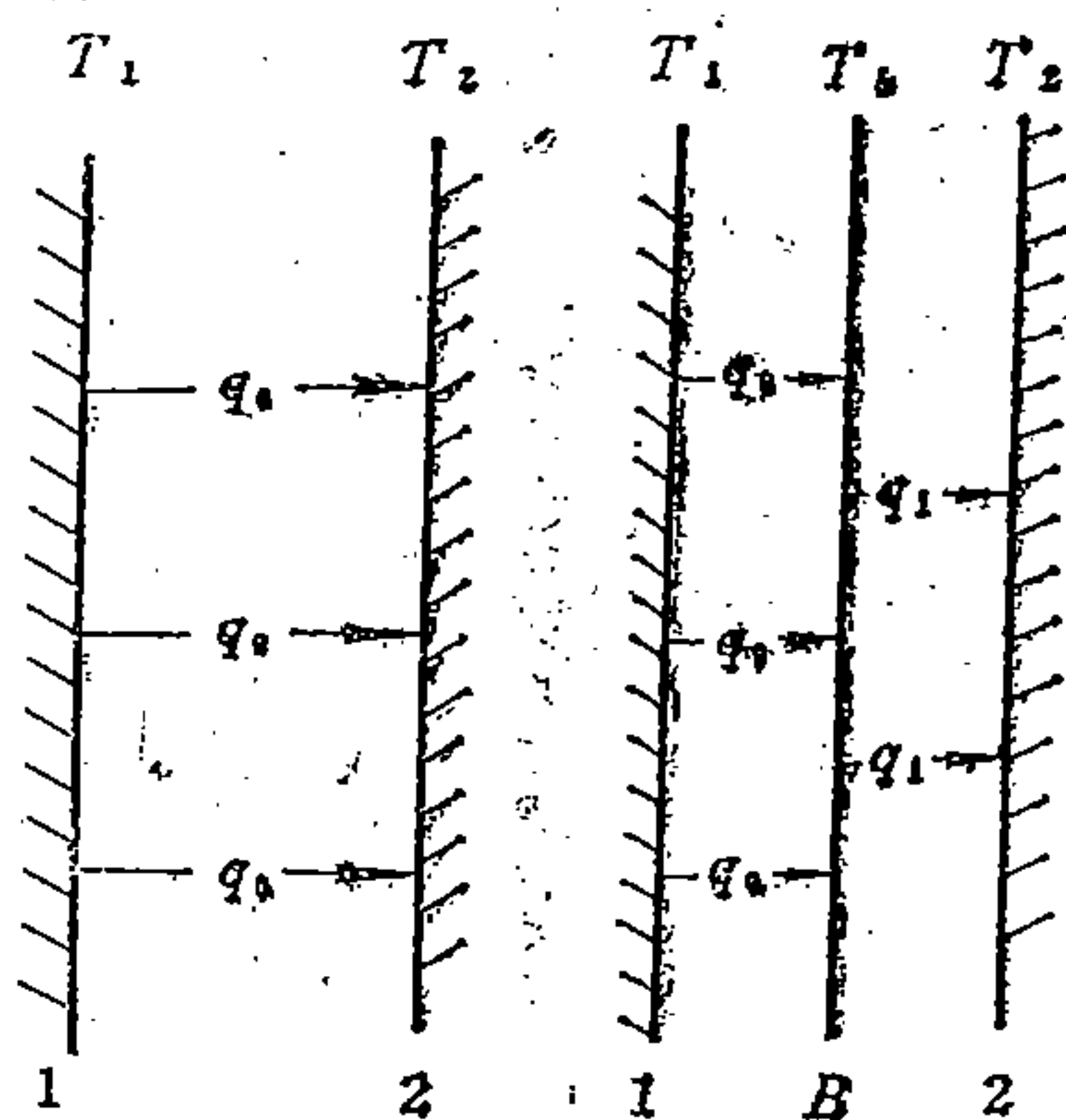


图11-3 没有和有屏蔽的辐射热交换的图解

多层遮热板的屏蔽作用在图11-3中示出。让我们假设在两个平行表面1和2之间加一个薄的导热材料遮热板,这样遮热板两侧(表面)之间的温差可以忽略不计。如果我们假设中间介质是真空和表面1和2的辐射率相同而等于 ε ,则有效辐射系数 ε_{ef} 可以从下式得出,即

$$\varepsilon_{ef} = \frac{1}{1/\varepsilon_1 + 1/\varepsilon_2 - 1} = \frac{\varepsilon}{2 - \varepsilon} \quad (11-2)$$

如果没有遮热板,则物体表面1辐射到物体表面2上的热流 q_0 为

$$q_0 = \varepsilon_{ef} \sigma_0 (T_1^4 - T_2^4) \quad (11-3)$$

式中 σ_0 是黑体的辐射常数。

当在物体表面1和2之间装一遮热板B, 其温度取为 T_b 值, 则在热平衡状态下, 遮热板B从物体表面1接受到的热量 q_1 等于由遮热板传到物体表面2的热量

$$q_1 = \varepsilon_{ef} \sigma_0 (T_1^4 - T_b^4) = \varepsilon_{ef} \sigma_0 (T_b^4 - T_2^4) \quad (11-4)$$

所以
$$T_b^4 = \frac{1}{2} (T_1^4 + T_2^4) \quad (11-5)$$

将此值代入 q_1 的公式, 可得到两个物体表面之间存有单个遮热板的换热量 q_1 , 即

$$q_1 = \varepsilon_{ef} \sigma_0 \left(T_1^4 - \frac{1}{2} T_1^4 - \frac{1}{2} T_2^4 \right) = \frac{1}{2} \varepsilon_{ef} \sigma_0 (T_1^4 - T_2^4) = \frac{1}{2} q_0 \quad (11-6)$$

因此, 单个遮热板将辐射换热强度的减小系数为2。同理可证明, 存在 n 个遮热板时有

$$q_n = \frac{q_0}{n+1} \quad (11-7)$$

第二个传热途径是气体热传导。气体极度稀薄情况下的热传导和一般气体热传导有相当大的不同。用努森数 k_n 来表征气体在极低气压下的流动情况。

$$k_n = \frac{L}{\delta} \quad (11-8)$$

式中 L —— 气体中的分子平均自由路程;

δ —— 两个热交换表面之间的距离。

宇宙空间是极度稀薄的气体层。以目前载人飞船的航行是在近地球空间, 一般距地球表面高度在200km以内。在此高度上大气极度稀薄。在海平面处每一毫升大气所含的粒子数为 255×10^{17} , 而在200km高度则仅为 8.40×10^9 。这种空间里, 只有极少数的空气分子和一些电子和离子。大气压力仅为 $1.63 \times 10^{-4} \text{ Pa}$ 。这种环境符合 $k_n \gg 1$, 气体分子从一个壁到另一个壁的运动过程中不会和其它分子碰撞。在这种状态下, 传热的量是和参与热交换的分子数目成正比, 因此是和气体的压力成正比。两个平行表面之间或一个表面装在另一表面内的这种热交换可用下式来表示, 即

$$Q_g = \alpha \frac{k+1}{k-1} \sqrt{\frac{\bar{R}}{8\pi}} \frac{p}{\sqrt{MT}} S_1 (T_2 - T_1) \quad (11-9)$$

对于两个平行表面的情况

$$\alpha = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1}{\varepsilon_2} - 1} \quad (11-10)$$

对于一个表面包在另一表面的情况

$$\alpha = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{S_1}{S_2} \left(\frac{1}{\varepsilon_2} - 1 \right)} \quad (11-11)$$

式中 Q_g —— 通过气体传导的热量;

α —— 相关系数 (表示气体分子与表面壁之间热交换的安全程度, 总是小于1);

$\bar{R}$ —— 通用气体常数

M ——分子质量；

$k = C_p/C_v$ ——等压比热与等容比热之比；

S_1, S_2 ——表面积；

$\varepsilon_1, \varepsilon_2$ ——辐射率。

脚注“1”和“2”分别表示内和外表面。

第三个传热途径是固体热传导。它的传热量由傅里叶定律来决定，即

$$q_s = \lambda(T_1 - T_2) \quad (11-12)$$

式中 q_s ——通过固体物体传导的热；

λ ——导热系数。

在真空屏蔽隔热层（VBTI）中，以上三种热交换方式是互相影响而分不开的。一种可以接受的近似方法是將这三种单独计算的热流之和作为通过VBTI的总热流，即

$$q = q_g + q_s + q_r \quad (11-13)$$

式中 q ——通过VBTI的总热流；

q_g ——气体传导的热流；

q_s ——固体物体传导的热流；

q_r ——辐射传导的热流。

真空屏蔽隔热层的结构可分成两种类型：一种是用纱网状衬垫材料将各层隔开，另一种是无衬垫材料而利用每层材料的形状使各层之间的接触减为最小（如将材料制成有棋盘状格纹等）。

为了对用于航天服中VBTI的热力计算，必须掌握所选用VBTI的下列数据：

- 1) VBTI组合件厚度 h 和层数 n 的关系， $h = f(n)$ 。
- 2) 装填密度 n_1 和所加外载荷 P_{ex} 的关系， $n_1 = f(P_{ex})$ 。
- 3) 有效导热率 λ 和装填密度 n_1 以及边界温度 T_1, T_2 的关系， $\lambda = f(n_1, T_1, T_2)$ 。
- 4) 有效导热率 λ 和真空度 P_{vac} 的关系， $\lambda = f(P_{vac})$ 。

图11-4是某种VBTI的导热率(λ)、比热流(q)和VBTI组合件内的真空度(P_{vac})的关系。因此可知VBTI组合件内的残余气体压力不应超过 $1.33 \times 10^{-2} \text{ Pa}$ ($1 \times 10^{-4} \text{ mmHg}$)。又VBTI所采用材料逸出的气体应尽量最少。

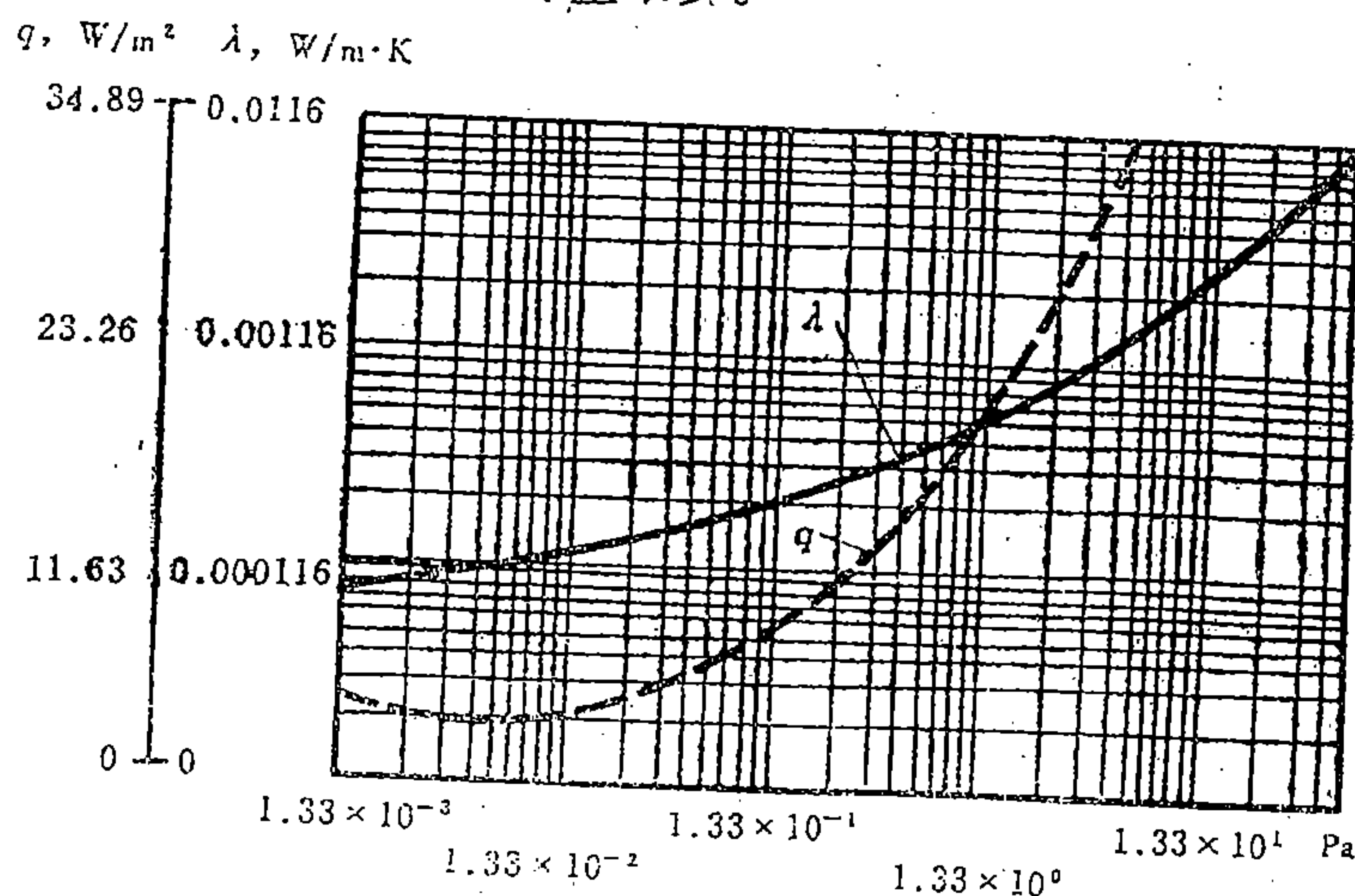


图11-4 VBTI导热率(λ)、比热流(q)和真空度的关系

遮热屏板材料的选择是根据工作温度而定的。对于高温工作温度在 $550\sim 1200^{\circ}\text{C}$,应选用厚度为 $5\sim 16\mu\text{m}$ 的NIVO镍合金箔(3TUT, MO-03No. 88-67)制成(重量为 $54\text{g}/\text{m}^2$)。对于工作温度低于 550°C 的环境,则选用铝箔有获得较轻的重量和较低的价格。舱外服一般工作温度为 $\pm 150^{\circ}\text{C}$ 。此时采用聚乙烯对苯甲酸酯(PETP)薄膜制成的遮热屏板有着广泛的使用价值。它可以是一面涂铝(PETP-OA)或两面都涂铝(PETP-DP)。这是将铝在真空中沉积在薄膜上的。铝层的厚度在 $0.03\sim 0.05\mu\text{m}$ 之间。用于VBTI薄膜的厚度为 $5\sim 12\mu\text{m}$,它在真空使用时具有低的逸出气体的性质。

$5\mu\text{m}$ 厚的薄膜重量为 $7\text{g}/\text{m}^2$,这比金属遮热板的重量轻多了。材料本身是低导热率。如将薄膜制成棋盘状格纹则可减少相邻两层之间的接触面积。如采用平滑表面的遮热板,则必须在相邻两层之间加以纱网衬垫的中间层。纱网是用直径不到 $10\mu\text{m}$ 的玻璃纤维编织而成的,重量不大于 $7\text{g}/\text{m}^2$ 。用石英纤维制成的纱网强度高、不会燃烧和在真空中不会逸出太多的气体;用涤纶材料制成的纱网广泛地用作舱外服VBTI的中间层。

VBTI的制造技术和粘接技术对其传热性质有明显的影响。其中的装填密度(紧密程度)更为重要。因为随着装填密度的增加,其固体物体导热也就增加了。对于每种VBTI型式有其最佳装填密度,此时有效导热率达到最小值。自由放置的(没有加载荷)VBTI组件的装填密度在实际使用时是不用的。由于大气压力、航天员的重量、缝纫和其它作用而造成的外部机械载荷将会明显地增加VBTI的装填密度。用聚酯薄膜制成的VBTI的缺点是其可燃性和抗磨损性差,这些因素引起在使用期间VBTI隔热性能的下降。VBTI的基本特性列于表11-2,它的装填密度与外部载荷的关系列于表11-3。

表11-2 VBTI的基本特性

遮 热 板 材 料	中 间 层	最佳装填密度(cm^{-1})	有效导热率 λ ($\times 10^{-6}\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$)
PETP-OA薄膜	纱网	25~35	6.40
PETP-DA薄膜	纱网	25~35	4.65
PETP-OA薄膜, 波纹, 4×1 (栅格)	/	10~15	11.63
PETP-DA薄膜, 波纹, 4×1 (栅格)	/	10~15	6.98
铝箔	纱网	30~40	5.82~8.14
铝箔, 4×1 波纹	纱网	10~15	8.14
镍箔	标准石英纤维织物	10	6.98

注:有效导热率的数值是对温度 $T_1=20^{\circ}\text{C}$ 和 $T_2=-196^{\circ}\text{C}$,在小于 $1.33\times 10^{-3}\text{Pa}$ 的真空中获得的。

美国进行大量试验后,提出下列要求(见AIAA Paper No.70-851):

1) 采用 0.5mm 厚尼纶薄膜涂以 $500\sim 800\text{\AA}$ 厚的铝层或 $500\text{\AA}$ 厚的锆层,以及用两面都涂有 $1000\text{\AA}$ 的金属的尼纶薄膜制成的遮热板具有良好的防热性能。(Å——埃,是波

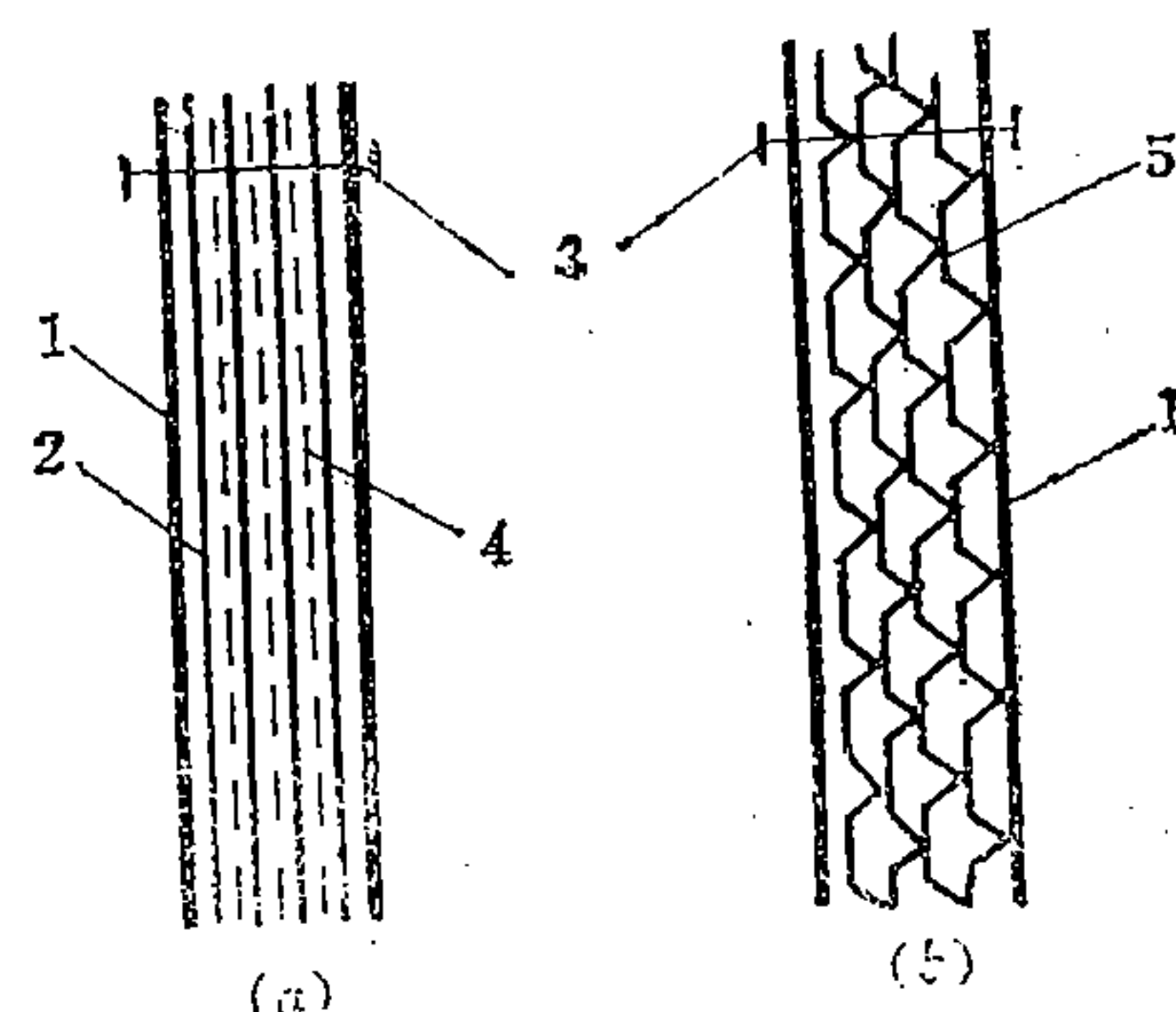


图11-5 真空屏蔽隔热层(VBTI)结构示意图

(a) 有纱网衬垫材料 (b) 无衬垫材料

1—保护层 2—表面平滑的屏板 3—缝线 4—纱网衬垫 5—有棋盘状格纹的屏板

表11-3 VBTI的装填密度与外部载荷的关系

VBTI形式	载 荷 (kg/cm ²)			
	0.01	0.1	0.2	0.4
PETP-OA(DA)薄膜12μm厚, 波纹4×1, 中间层为卡普纶编织网	20	50~55	65	70
PETP-OA(DA)薄膜5μm厚, 中间层为卡普纶编织网	50	85	90	90

长单位, $1\text{Å} = 10^{-10}\text{m}$)

2) 所选用的纱网应具有所需的强度和不燃烧性。

3) 具有7~8层遮热板及所需的中间层的VBTI组件能为航天员从飞船走出到外界空间期间提出所需的热防护性能。

4) 所有新发明的设计必需在模拟实际情况的状态下进行交变弯曲载荷试验。

VBTI和航天服的外套一起提供了抵抗陨石微粒物质危害所需的防护。

VBTI工作效能的另一个法定性参数是层与层之间的残余气体压力。在层与层之间压力超过 $1.33 \times 10^{-1} \sim 1.33 \times 10^{-2}\text{Pa}$ 时就会使VBTI的有效导热率很快上升。由于VBTI部件本身在真空下可逸出气体、层与层之间逸出气体以及从加压服内泄漏出来的气体, 这三者造成VBTI部件间的气体压力较高。实际上采用在遮热板上打洞可以明显地降低VBTI组件中各层之间的气体压力。

研究航天员处在靠近飞船时的输入热量可以发现当在照着阳光一侧时会增加20%热量, 而处在阴影中则降低30%。发生这种热载荷的增加, 基本上是由于从飞船表面反射太阳能, 也由于从飞船本身发射出的间接辐射。当航天员离开飞船1.5m以外时, 航天员和飞船之间的辐射热交换可取为零。

VBTI在航天服中是用于:

- 1) 制成连衣裤形式穿在外套的外面;
- 2) 作为中间层而装在靴或手套结构内;
- 3) 作为无指手套戴在手套外面;
- 4) 作为背包、管道、通讯线路等生命保证系统附件的保护层。

在制造连衣裤等中, 需要将单个VBTI组件连接起来。这是用沿着周边缝纫或胶接来完成。封口是用嵌入环形带的卡普纶接头来装上的。连衣裤的重量根据所用材料和遮热板的数目而定。假设遮热板的厚度为 $10\mu\text{m}$ (重量为 12g/m^2) 则对于10层的连衣裤(表面积 2.3m^2)的重量为:

1) 薄膜(10层)	300g
2) 保护织物(重 50g/m^2)	250g
3) 连接件	200g
总计	750g

四、防陨石微粒层

已经确定, 在太阳系行星际空间中有大量称为流星体的很大和很小的固体在运动着。所谓陨石微粒是指到达地球层的一个流星体微粒。它的直径远比1mm小。陨石微粒按化

学成份可分为石质、铁质和铁-石质三类。石质陨石的化学组成和地球岩石相同,其比重范围为 $0.5 \sim 3\text{g/cm}^3$,而铁质陨石的比重为 $0.5 \sim 7.8\text{g/cm}^3$ 。观察到的石质陨石比铁质要多(10:1)。铁-石质陨石约占2%。

直到现在,尚未记录到人造地球卫星和飞船被流星体碰撞而造成严重危险情况。但是在长时间飞行中,陨石微粒对飞船和航天服的危害是实际存在的。在一般情况下,这种危害可能是:

- 1) 对飞船壳体和航天服最主要部分的直接损坏;
- 2) 侵蚀光学设备(玻璃变得混浊)、太阳能电池的元件和航天服的织物外套(使渗气性变大);
- 3) 陨石微粒穿过人体上屏蔽层的有害影响。

根据大量观察和理论研究得出这样的概念,即陨石微粒的质量愈大,它们在行星际空间中碰到的可能性愈小。

在估算中,一般假设陨石微粒的平均速度为 30km/s 、比重为 0.5g/cm^3 。这是因为陨石微粒在地球轨道上相对于地球的平均速度是它们相对于太阳的速度和地球相对于太阳的速度(约为 30km/s)的代数和。因此单个陨石微粒的质量虽小,但平均速度不小,所以航天服所须吸收的能量并不很小。

研究高速质点对材料的作用是研究其碰撞理论和在专用设备上试验而得出的。而理论计算的数据并不经常和实际试件的模拟试验中得到的结果相吻合。

目前提供的设备可将质点加速到 $20 \sim 30\text{km/s}$ 的速度。质点碰撞多孔材料期间的物理现象是和碰撞固体实心物体的情况不一样。在多孔材料中,质点像一个活塞一样压缩在它前面的材料而堵塞这些孔,然后它像在实心材料中一样地运行。在堵塞孔期间,温度上升至 10^7K 。和高温气体压力相似的热压力使质点穿透。在直至 15km/s 的速度范围内,质点穿透多孔介质是和穿进气体的过程相似。在这种情况下,阻力是和作用在质点上速度的平方(v^2)成正比。

我们可以从图11-6和图11-7中的曲线看到:高速质点(玻璃球)在航空用毡和泡沫橡胶中的穿透深度是随飞行速度而变化的。

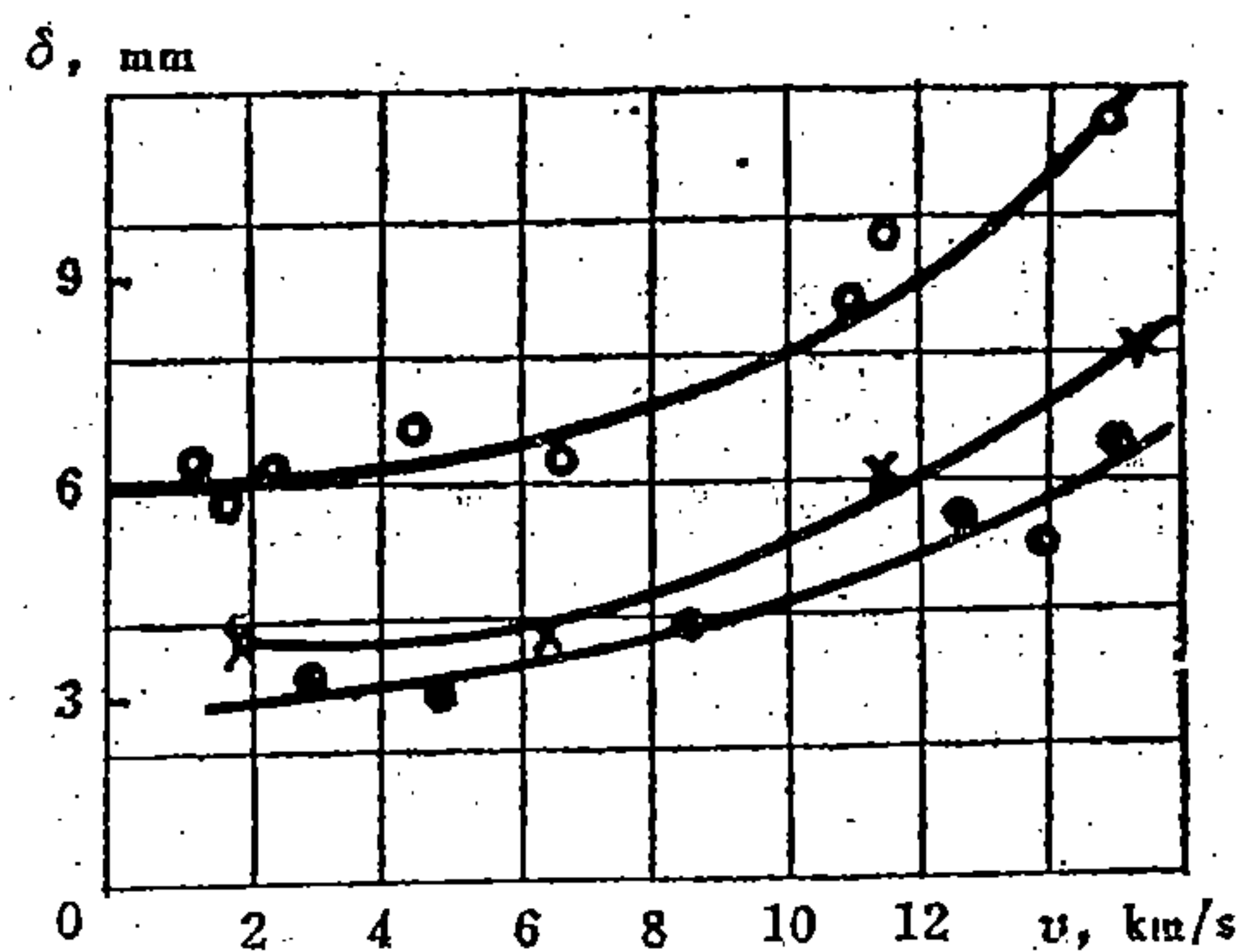


图11-6 高速质点对航空用毡的穿透
质点(玻璃球)直径: ○—— $500\mu\text{m}$
×—— $420\mu\text{m}$ ●—— $250\mu\text{m}$

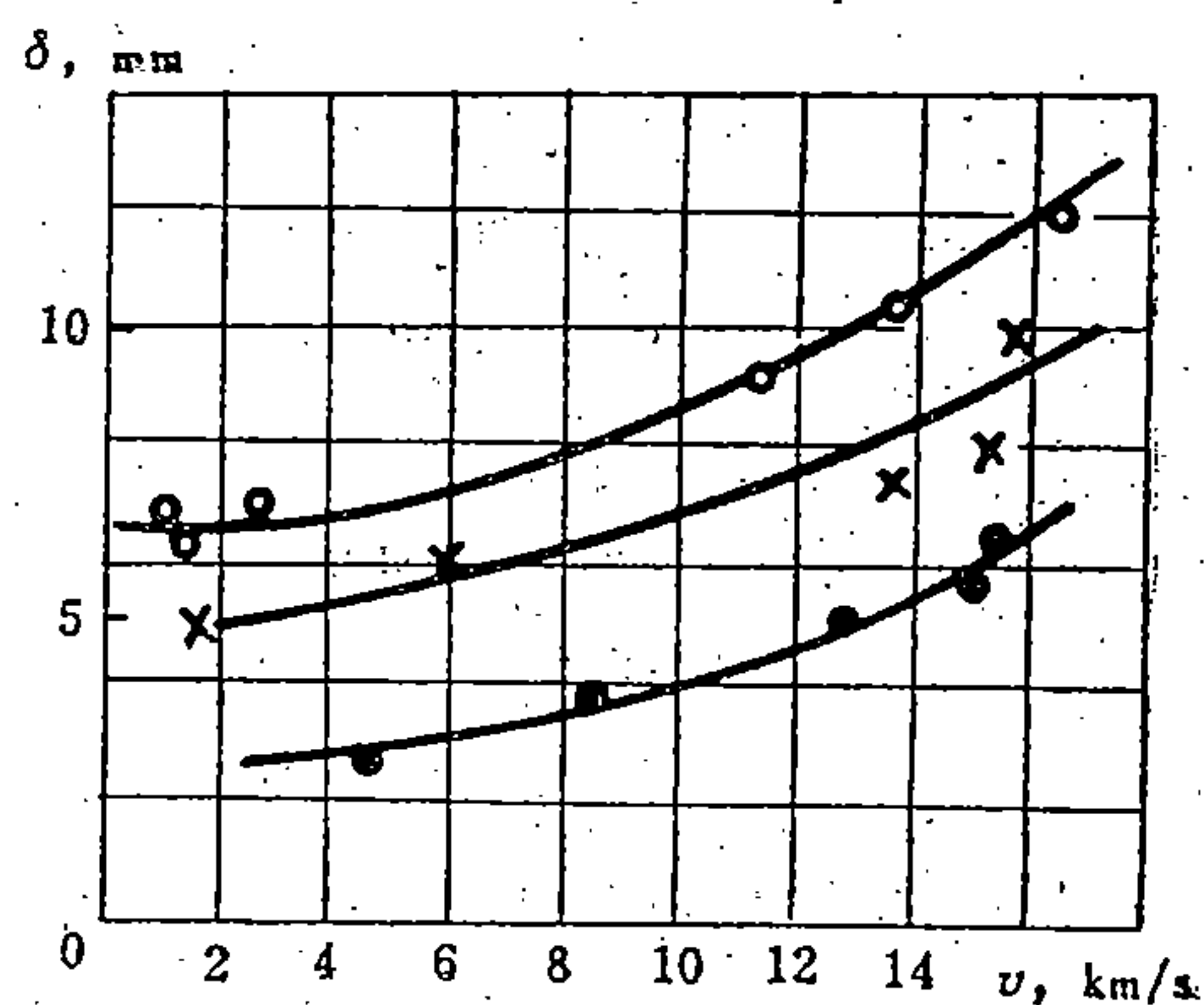


图11-7 高速质点对橡胶的穿透
质点(玻璃球)直径: ○—— $500\mu\text{m}$
×—— $420\mu\text{m}$ ●—— $250\mu\text{m}$

航天服是不同材料的多层结构。质点碰撞到第一层结构壁上被粉碎,而它的动能分散

到几个质点上去，其结果是对第二层的危害概率消除了。

试验证明：如果将铝球以 $6\sim 20\text{km/s}$ 的速度撞击厚度为十分之一圆球直径的铝板上时铝球将破碎。如果将玻璃球来试验，则仅以 2km/s 的速度撞击厚度为 0.4% 圆球直径的乙烯-对苯二酸酯薄膜上时玻璃球破碎。

高速质点对纤维织物的危害程度是根据纤维的厚度和它们的编织密度而定的。根据1969年美国资料AIAA Paper No.366 指出：如果质点直径小于或等于线的厚度，则危害程度是比较大的。

美国航天服的防陨石微粒层是由以下各项组成的：

1) 防护服	180g/m^2
2) 3mm厚的尼纶毡	270g/m^2
3) VBTI(7层涂铝聚酯薄膜每层厚 $6\mu\text{m}$)	190g/m^2
4) 网状限制层	100g/m^2
5) 涂胶尼纶织物	230g/m^2
总计	970g/m^2

五、气密层(航天服壳体)

对于出舱进入宇宙空间的航天服壳体的气密性要求和防护宇宙空间因素的要求是比舱内用应急救生航天服壳体的更为严格。

有的舱外服采用两层气密壳体的增加其可靠性。第二层是备用，在主(外层)壳体损坏后开始工作。这是由装在备用壳体上的压力调节器来完成的。它只是在加压服中压力降低到一个规定水平时开始工作。一般的压力调节器保证主壳体服装内为 0.27kg/cm^2 余压值。此时备用壳体上的压力调节器保持打开状态而不妨害空气的自由排出。当主壳体失压时，备用壳体上的压力调节器起作用而保持加压服内压力不低于 0.25kg/cm^2 。

六、在空间进行活动的个人装备

航天员在飞船上需要完成下列操作：

- 1) 拆卸和装配从地球传送来的飞船部件；
- 2) 在飞船外表面上修理、安装和更换设备；
- 3) 为了帮助或替换航天员而要从一个飞船转移到另一个飞船中去。

这就需要研究航天员在离开飞船暴露在失重状态下能多大程度在空间行走，他是否能向所需方向移动并保持所需要的位置。实际上航天员是存在困难的。例如他要沿着飞船侧向行时只需要小心地将飞船推开即可。但是实际上他将开始无法控制地旋转，除非有某种力来停止它，否则这种旋转将不会停止。如果航天员决定从飞船离开一段距离，在他看来可以由他在飞船上的同伴同一根系绳在他需要时可拉进舱内，但是实际研究证明用一根系绳把航天员拉进舱内如果不采取合适的安全措施，则将会严重地伤害航天员(被拉者)。因为当他和飞船一同围绕地球运行时，航天员实际上也围绕着飞船旋转。因此，如果他被系绳的一端拉向飞船时，随着系绳渐渐缩短，他也绕飞船越转越快。因此，航天员在舱外活动时必须配备装有稳定系统的专用喷嘴装置来稳定航天员在舱外的位置同时也可使他进行所需的活动。

美国加勒特公司曾根据NASA的订货而设计了一种为空间行动用的反作用手枪。手柄上部装有向前方向的喷嘴，另一管子的端头装有向后的喷嘴。手柄装有摇杆式扳机。为了在空间进行机动活动，航天员必须把手枪握住在他身体的重心处。手枪发生的推力为8.8N。

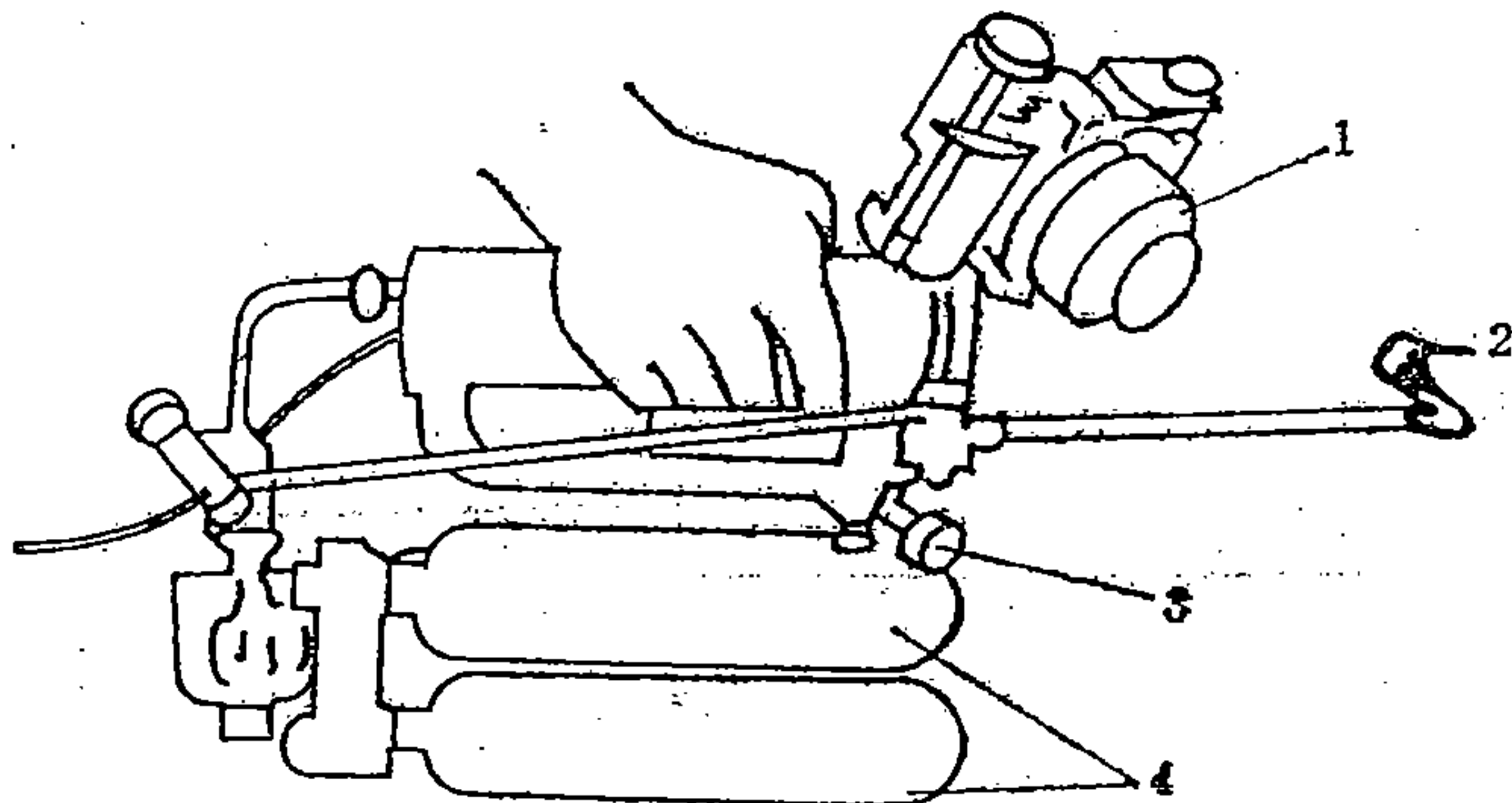


图11-8 空间活动用的反作用手枪

1—照相机 2—向前移动用喷嘴 3—向后移动用喷嘴 4—氧气瓶

反作用手枪用气氧作为工作流体。308g气氧以280kg/cm²的压力贮存在两个气瓶中。手枪上装有照相机。手枪和照相机总重为3.4kg，总冲量为176N/s。

反作用手枪后来考虑在双子座8飞船中使用。工作流体由气氧改为氟里昂14，贮存在背包中。氟里昂产生的总冲量为2648N/s。

双子座9飞船飞行期间，手枪的操作是用飞船上贮存的压缩氮气。对手枪的供气是通过装在系绳上的软管来完成。

另一种作为航天员在空间机动用的是背包式自动式机动装置（AMU）。它可以为航天员在空间提供所有方向的移动和维持姿态的稳定。

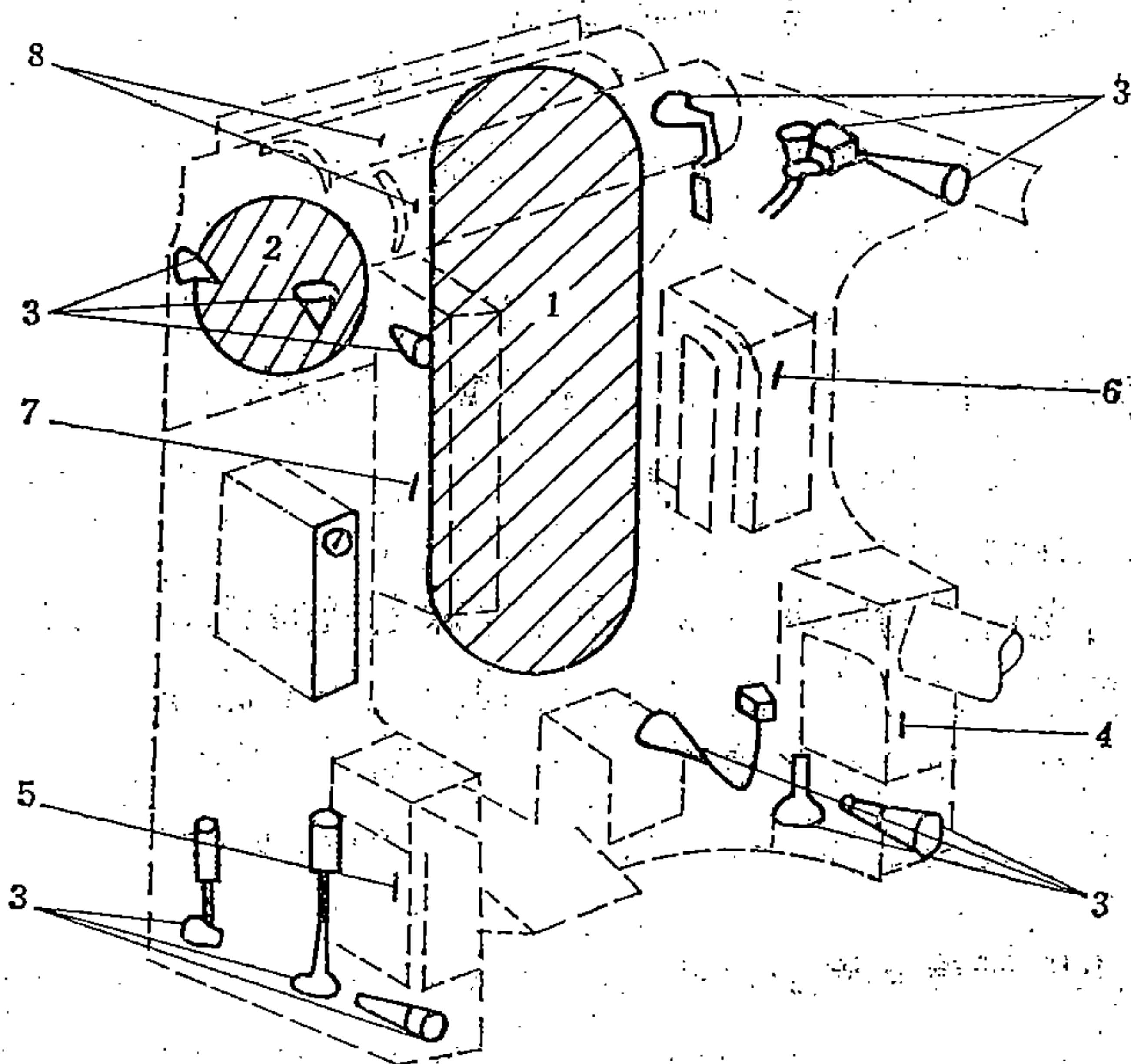


图11-9 自动式机动推进系统

1—过氧化氢燃料箱 2—氮气瓶 3—喷嘴 4—主系统陀螺 5—备用系统陀螺
6—主系统电子设备 7—备用系统电子设备 8—电功率源

航天员的手拨动开关装在专用托架上的杠杆来传出命令。杠杆向前拨得到向前的移动，向后则得到后移的动作。

航天员在空间的姿态是由三个陀螺来保持的。AMU由下列系统组成：

1) 推进系统 燃料是90%过氧化氢(H_2O_2)。容器中贮存10.8kg过氧化氢，它是贮存在橡胶囊中然后装在容器内。氮气是以210kg/cm²压力下贮存在瓶中。高压氮气是用来输送燃料到推进器喷嘴中。系统的总冲量约为13230N/s。

燃料流量是人工调节的。两个喷嘴提供向前推力，两个提供向后推力；两个用于向上移动，而两个用于向下移动。每个喷嘴的额定推力是9.8N。

产生向前和向后移动推力的喷嘴以不同组合用来提供控制航行方向和俯冲。产生向上和向下推力的喷嘴提供在垂直平面中的位移和控制倾斜角。

2) 控制系统 容许航天员在三个平面内移动和稳定他的姿态。系统是有自动和人工两套操作。

3) 电气系统 由银锌电池提供功率。由两个单独的电池装在一个匣内工作，所以实际上系统是双重保险的。

4) 警告系统 在任何系统发生故障时发出声音或灯光信号。

第二节 登月服

一、要求

登月加压服必须满足的要求为：

1) 航天员在月球表面（考虑到它的起伏不平的地形）要求能只依靠自己而向四周移动的可能性，以及在摔倒的情况下能自己站起来；

2) 可以进行科学观测（用仪器工作、收集月球岩石样品、简单的钻孔）；

3) 可以和从-130~+160°C温度的月球表面相接触；

4) 单手将头盔上的滤光器升起和放下；

5) 可以进食液体食品和处理掉液体废料（尿）；

6) 在考虑到月球表面温度变化剧烈的条件下维持服装内的正常温度；

7) 对陨石微粒等物质撞击的保护作用；

8) 保护眼睛不受太阳辐射和热月球面表红外辐射的有害作用。

人在进入月球上首先遇到的问题是需要在比地球上低的重力(0.165G)条件下独立行动。在重力降低的条件下，步行时的能量消耗比地球条件下低得多，而在很大程度上是用来克服登月服充压后各个活动关节所需的力。根据美国阿波罗11号飞船航天员停留在月球上所测，证明能量消耗不会超过290~395W (250~340kcal/h)。

二、在月球表面上航天员与周围介质之间的热交换

月球表面温度因太阳射线入射角的改变而随时间变化。计算表明其最高温度为+126°C，而最低温度为-153°C。

月球表面温度 T_m 由下式确定，即

$$T_m = \sqrt[4]{\frac{A_s q_0 \cos \varphi}{\varepsilon_m \sigma_0}} \quad (11-14)$$

式中 A_s —— 月球表面对太阳射线的吸收系数；
 q_0 —— 在月球表面处的太阳恒值 ($q_0 = 1396 \text{ W/m}^2$)；
 φ —— 在月球表面上的太阳射线入射角；
 ε_m —— 月球表面的辐射系数；
 σ_0 —— 斯蒂芬-波尔兹曼常数 ($\sigma_0 = 5.6754 \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}^4$)。

月球由于向宇宙空间进行热辐射。因此在夜间月球表面温度急剧下降而达到一个恒值，其大小由月球土壤深层来的热射线而定。但是迄今为止对此种热辐射线尚不清楚。

图11-10 (b) 中的曲线给出了从航天观察得到的每天 (28地球天数) 月球表面温度变化的数据。

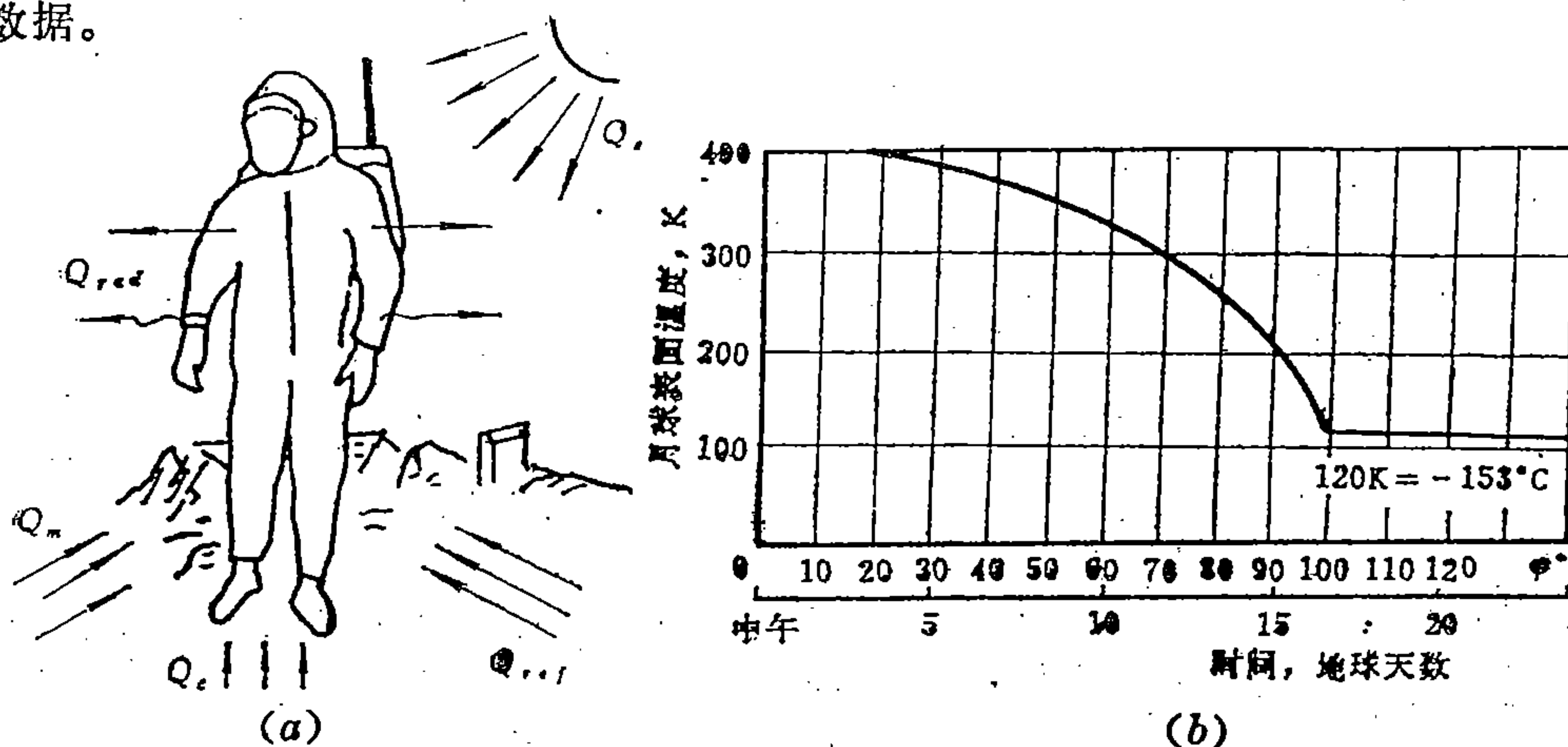


图11-10 在月球白天条件下，航天员和表面介质之间的热交换
 (a) 热流图 (b) 月球表面温度和太阳辐射入射角 φ 的关系

在月球白天条件下，航天员与周围介质之间的热交换是由以下热流所组成 (图11-10 (a))：

- 1) Q_s 是登月服吸收太阳直接辐射而使航天员获得的热流；
- 2) Q_c 是航天员的靴子接触月球表面而使航天员获得的热流；
- 3) Q_m 是月球表面反射太阳辐射给登月服而使航天员获得的热流；
- 4) Q_{ref} 是月球表面反射太阳辐射通过登月服而使航天员获得的热流；
- 5) Q_{rad} 是航天员通过登月服表面辐射到周围介质中去的热流。

热流 Q_c 没有多大的重要性，只是在计算靴子隔热性时才考虑。由于月球表面的反射系数很小，所以热流 Q_{ref} 是比较小的在整个登月服热平衡中不予考虑。

登月服吸收太阳直接辐射的热流为

$$Q_s = S_M A_{s..} q_0 \sin \varphi \quad (11-15)$$

式中 S_M —— 登月服表面在与太阳入射相垂直的平面上的投影面积；
 $A_{s..}$ —— 登月服外表面的太阳辐射的吸收系数。

登月服从月球本身热辐射获得的热流为

$$Q_m = 0.5 \varepsilon_{..} \sigma_0 S T_m^4 \quad (11-16)$$

式中 $\varepsilon_{s,s}$ ——登月服外表面的辐射率；

0.5 ——相互辐射系数（垂直圆柱体对于水平面的状态）；

S ——登月服的总面积。

对于各种吸收系数 $A_{s,s}$ 值和 $\varepsilon_{s,s} = 0.9$ 情况下热流 $Q_s + Q_m$ 随太阳射线入射角 φ 的变化见图11-11。这些曲线适用于当登月服表面布满了月球灰尘时 ($\varepsilon = 0.9$) 的最坏情况，这也就是设计情况。

在计算中， φ 角限制在 $0 \sim 60^\circ$ 的范围内。

$(Q_s + Q_m), W$

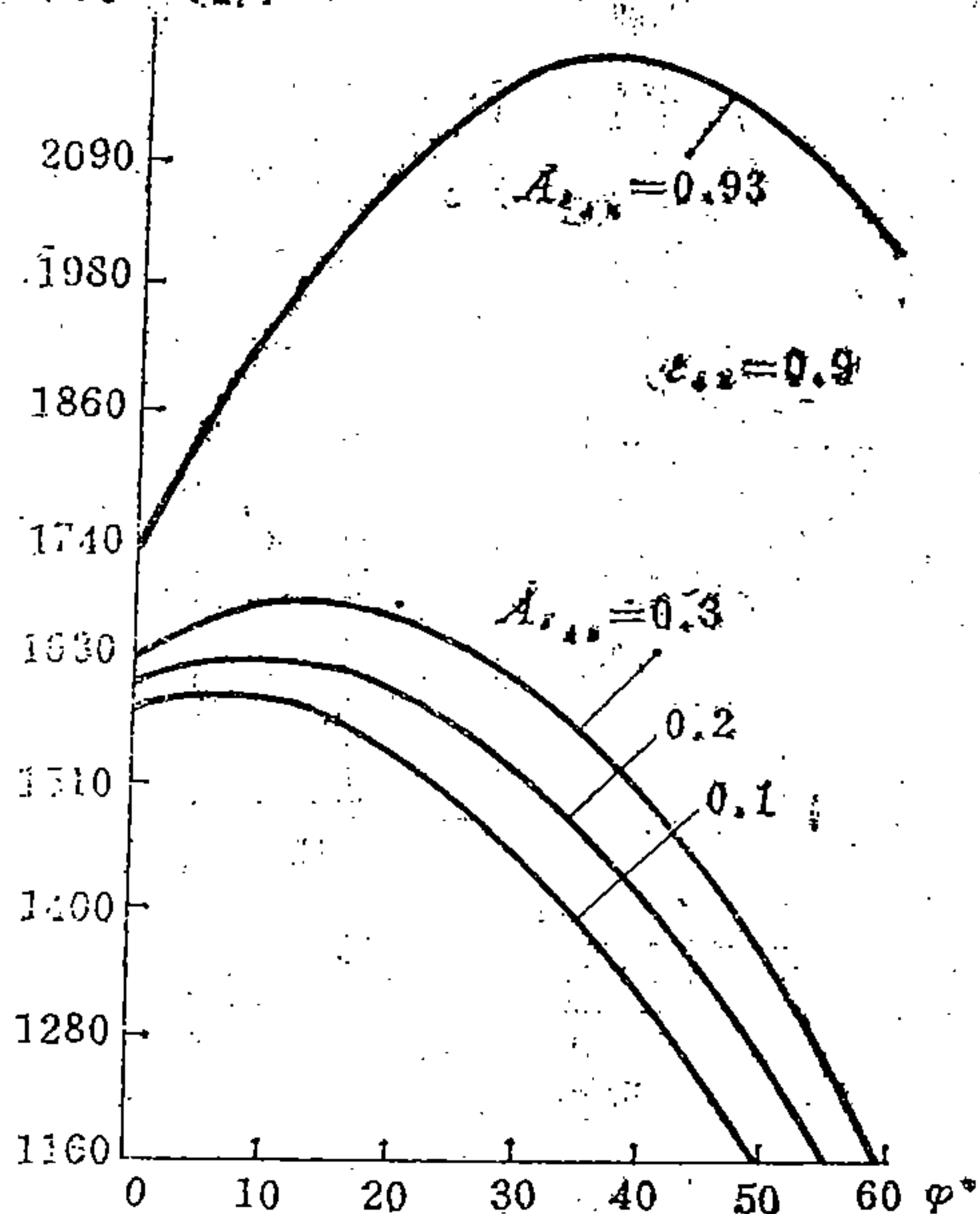


图11-11 航天员通过登月服而获得的热流 $(Q_s + Q_m)$ 随太阳射线入射角 (φ) 的典型变化关系 (设 $\varepsilon_{s,s} = 0.9$ 不变, 而 $A_{s,s}$ 给出几种不同的数值)

服装表面辐射的热流为

$$Q_{s,s} = \varepsilon_{s,s} \sigma_0 S T_1^4 \quad (11-17)$$

式中 S ——服装辐射表面积；

T_1 ——服装外表面的平衡温度。

服装外表面的热平衡方程式可写成

$$Q_{1-2} = Q_s + Q_m - \varepsilon \sigma_0 S T_1^4 \quad (11-18)$$

服装外表面的温度 T_1 可以用上式来确定。

为了确定穿透到身体去的热流，将服装壳体的复杂形式简化成用一个相应的带有假设通风间隙为常数的圆柱壳体系统来代替 (见图11-12)。

在计算中，一般规定了：

- 1) VBTI和内衣的热阻 (服装壳体的热阻在计算中不予考虑)；
- 2) 通风间隙的尺寸；
- 3) 通过间隙内的空气流速；
- 4) 服装的入口和出口空气温度。

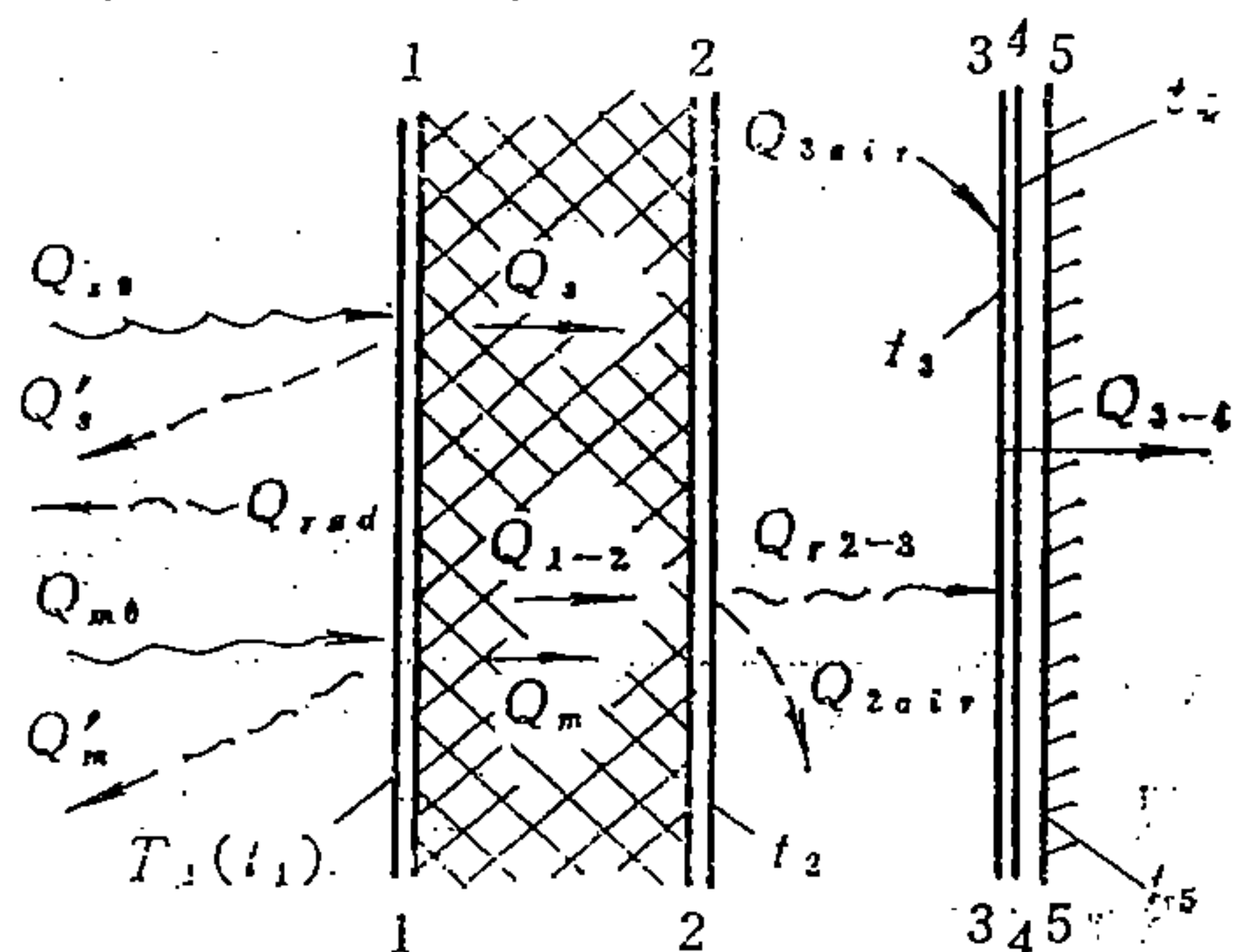


图11-12 计算服装内热流的模型

1~2—服装组合层 2~3—通风间隙 3~4—内衣 5—人体表面 Q_s —登月服得到的直接太阳辐射的热流 $Q_{s,s}$ —太阳辐射能 Q_m —热的月球表面来的热流 $Q_{s,s}$ —登月服辐射的热流 Q_m —登月服得到的月球辐射的热流 Q_{1-2} —穿透到表面2的热流 Q_{2-3} —通风空气从表面2得到的热流 $Q_{r,2-3}$ —从表面2辐射到表面3的热流 Q_{3-4} —通风空气给表面3的热流 Q_{4-5} —通过壳体3到人体的热流，而这个热流和人体发出的热一起为登月服冷却系统所接受 Q'_s —反射掉的太阳能 Q'_m —反射掉的月球辐射能 t_1, t_2, t_3, t_4 —各层服装的表面温度 t_5 —人体皮肤温度

在一般情况下，热流 Q_{1-2} 由下式得出，即

$$Q_{1-2} = \frac{\lambda_1}{\delta_1} S_{av1-2} (t_1 - t_2) \quad (11-19)$$

式中 λ_1 ——登月服外层材料的导热率 ($W/m \cdot K$)；

δ_1 ——登月服外层（服装组合层）1~2的厚度 (m)；

t_2 ——表面2的温度 ($^{\circ}C$)；

S_{av1-2} ——圆柱体外层1-2的平均面积 (m^2)。

$$S_{av1-2} = \frac{1}{2} (S_1 + S_2)$$

由于登月服组合层的厚度比较小，我们可以假设

$$S_1 = S_2 = S_{av1-2}$$

对于穿透不同VBTI热阻登月服的热流 Q_{1-2} 随太阳位置 φ 的变化见图11-13。

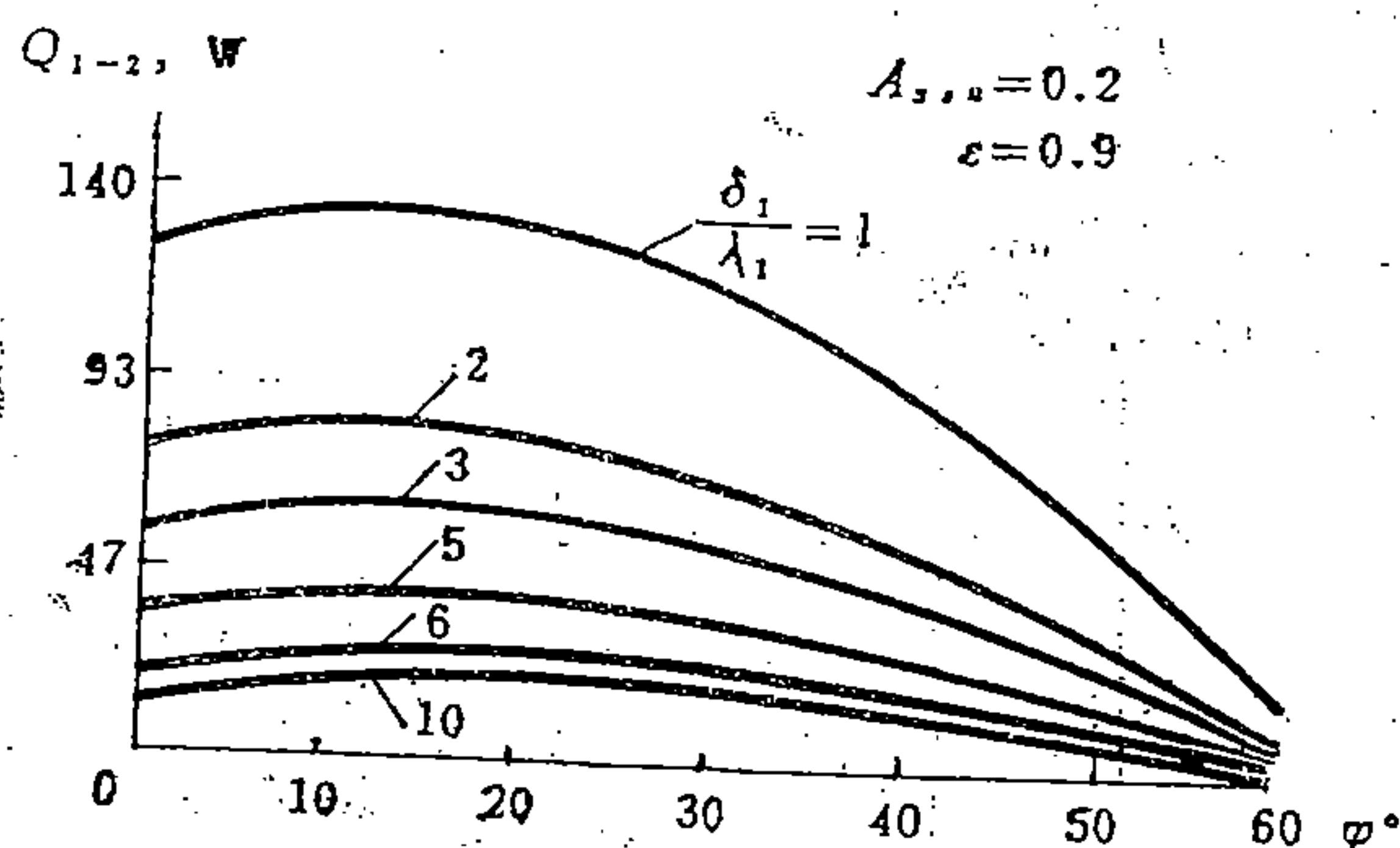


图11-13 通过VBTI穿透到登月服的热流 Q_{1-2} 的典型数值和太阳位置 φ 的关系（对于不同的VBTI热阻）

δ_1/λ_1 ——VBTI热阻 φ ——太阳辐射到服装表面的角度

通风空气每单位时间从表面2移走的热量为

$$Q_{2air} = \alpha_2 S_2 (t_{i,2} - t_{o,2}) \quad (11-20)$$

式中 α_2 ——从表面2到空气的放热系数 ($W/m^2 \cdot K$)；

S_2 ——表面2的面积 (m^2)；

$t_{i,2}$ ——服装入口处的空气温度 ($^{\circ}C$)；

$t_{o,2}$ ——服装出口处的空气温度 ($^{\circ}C$)。

表面2和3之间的辐射热流为

$$Q_{r2-3} = \alpha_r S_3 (t_2 - t_3) \quad (11-21)$$

式中 α_r ——有效辐射放热系数 ($W/m^2 \cdot K$)；

S_3 ——表面3的面积 (m^2)；

t_2 ——表面2的温度 [$^{\circ}C$ 或(K)]；

t_3 ——表面3的温度 [$^{\circ}C$ 或(K)]。

此处的有效辐射放热系数 α_r 为

$$\alpha_r \approx 0.04 \epsilon_{ef} \sigma_0 \left(\frac{T_m}{100} \right)^3 \quad (11-22)$$

式中 $T_m = (T_2 + T_3)/2$ (T_2 和 T_3 是表面2和3的温度，单位为K)；

$\sigma_0 = 5.7 (W/m^2 \cdot K^4)$ 是黑体辐射系数；

$\varepsilon_{2,3}$ 为表面2和3系统的相互辐射系数，可用下式得出

$$\varepsilon_{2,3} = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_3} + \frac{S_3}{S_2} \left(\frac{1}{\varepsilon_2} - 1 \right)} \quad (11-23)$$

式中 ε_2 和 ε_3 是表面2和3的辐射系数。

通风空气每单位时间从表面3移走的热量为

$$Q_{3,r} = \alpha_3 S_3 (t_{3,r} - t_3) \quad (11-24)$$

式中 α_3 ——从空气到表面3的放热系数 ($\text{W}/\text{m}^2 \cdot \text{K}$)。

通过表面3到达穿着者身体的热流为

$$Q_{3-4} = \frac{\lambda_3}{\delta_3} S_{av,3-4} (t_3 - t_4) \quad (11-25)$$

式中 λ_3 ——壳体3 (内衣) 的导热率 ($\text{W}/\text{m} \cdot \text{K}$)；

$S_{av,3-4}$ ——表面3和4的平均面积 (m^2)；

t_4 ——穿着者身体表面4的温度 ($^{\circ}\text{C}$)。

由于内衣厚度小，可以取 $S_4 = S_3$ 。

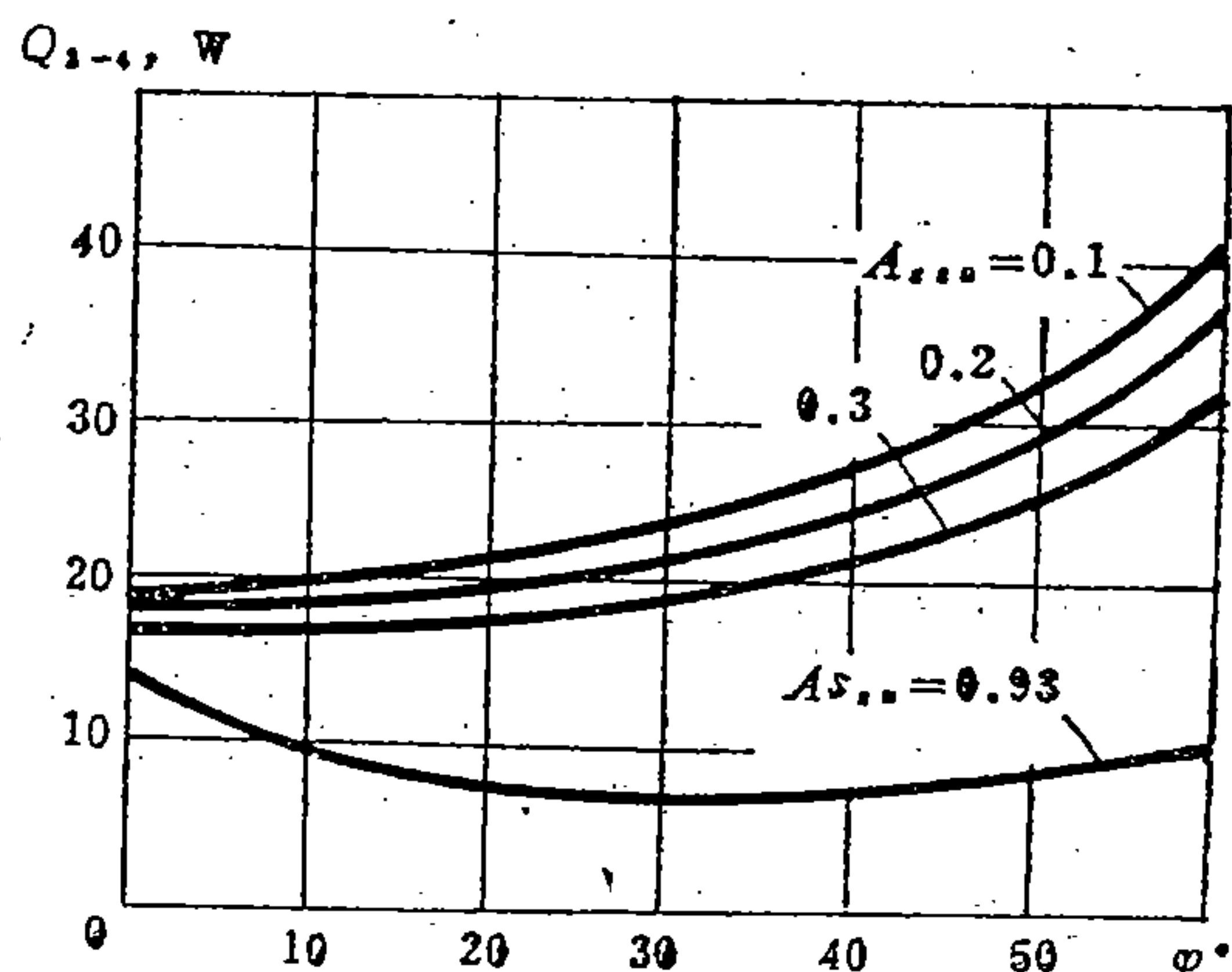


图11-14 对于各种不同的外壳吸收系数 $A_{s,0}$ 值，透过层4到人体的热流 Q_{3-4} 与太阳的位置 (φ 角) 的关系
曲线计算是按照辐射系数 $\varepsilon = 0.9$ 、通过空气流量为 $150 \text{ L}/\text{min}$ 和登月服组合层的热阻 $\delta_1/\lambda_1 = 4.3 \text{ m}^2 \cdot \text{K}/\text{W}$ 计算的

图11-14给出了对不同的外壳吸收系数 $A_{s,0}$ 在各种太阳位置 φ 时穿透内衣进入穿着者身体的热流计算值。我们注意到，随着太阳位置的不同，辐射面积的大小发生变化，而因此穿透到登月服中的热流也就变化。

我们从图11-15所示的登月服热平衡图中可看到热流的大部分是靠登月服本身辐射出去的，而通过通风空气能移走的热量是比较小的。其余所需移走的热量是用汗液蒸发或用液冷服来带走。

三、液冷服 (LCG)

在月球表面完成各种工作要消耗大量能量，因此航天员相应释放出大量热。因为他要努力克服登月服各关节处的阻力。另外，即使登月服有高的热阻，但仍有相当数量的热从外界穿透进登月服壳体。

用大量出汗蒸发带走热量而引起人的机体失水。用增加通风空气量来冷却在实用上是不可能实现的。较合理的方案是使用液 (水) 冷服。良好的液冷服能排除走 $523 \sim 756 \text{ W}$

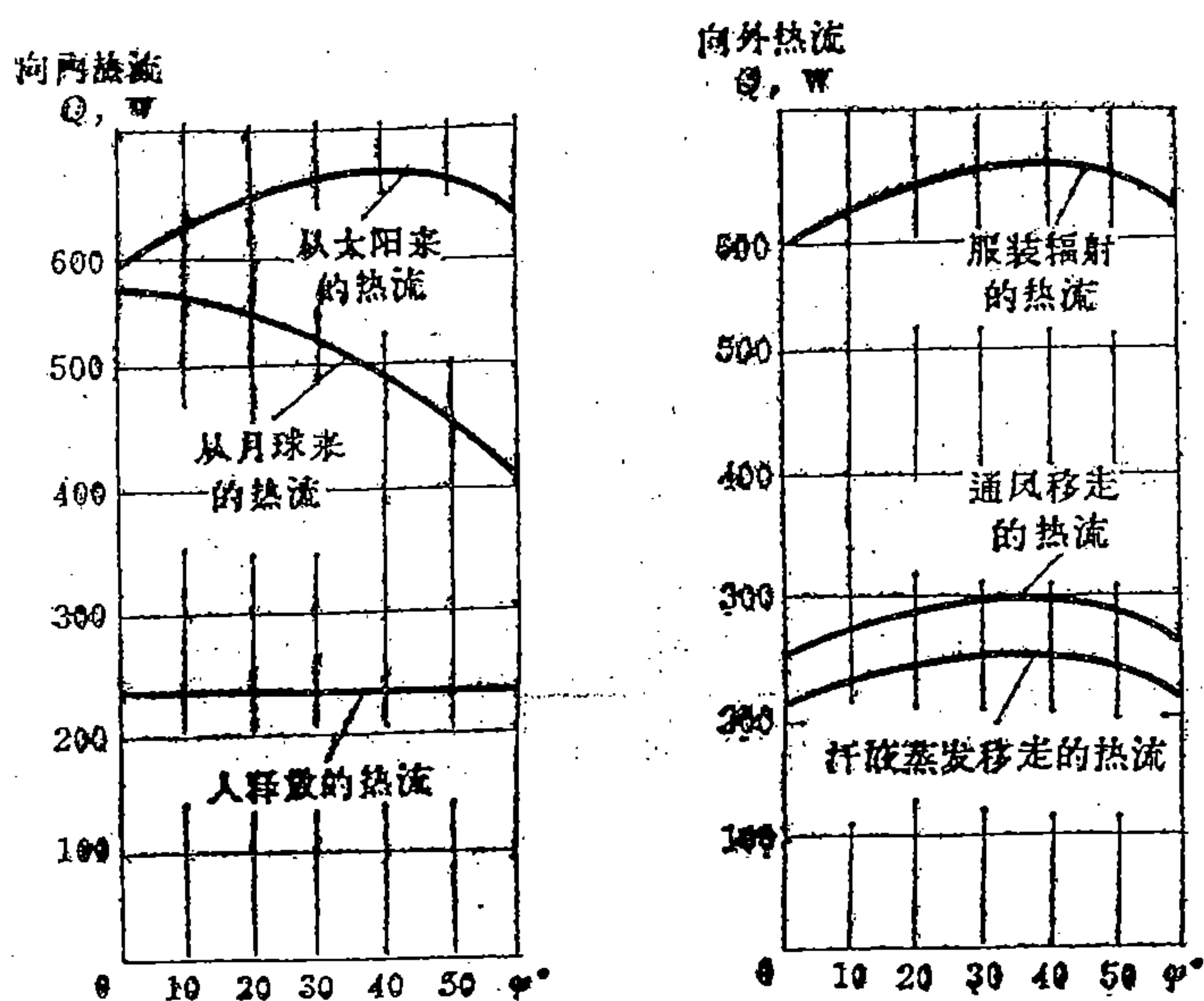


图11-15 在月球表面穿着登月服的人的热平衡 (在计算中, 取: $A_{s.s.} = 0.2$, $\epsilon = 0.2$ 、空气流量为150L/min、热阻为 $2.58 \text{ m}^2 \cdot \text{K/W}$)

的热量。

液冷服是由连衣裤和冷却液循环管道系统所组成。对液冷服的基本要求是工作可靠、尽可能低的流体阻力和最轻的重量。

液冷服管子是用内径为1.5~3mm和壁厚0.5~1.0mm的软管制成。管子材料可采用聚氯乙烯管。这种管子有足够的强度、热稳定性、弹性和连接良好。管子数目(20~80)是根据设计而定。总的管长为80~120m。

图11-16是一种常见的液冷服管子安排方案。冷却液(水)在进入汇集管4之后, 向上分配的液体沿胸和背的管子3流动。通过管子5向下流的液体在踝的附近转弯后回流向上。总共有40根管子。断接器装有单向活门, 因此当服装从供液管路上断开时不会溅出液体。

图11-17给出了另一种液冷服管子排列方案。进入的液体是先由粗管供到四肢远端, 然后通过管子进行分配, 最后集合到回水汇集管4而排出。

图11-18给出了另外一种液冷服的形式。在这种服装中, 供液总管和集合总管是沿臂和下肢布置的。这是阿波罗登月服采用的方案。它是用透明的维纶管制成, 缝在棉纱针织支架服上。水管的外面有一层很薄的锦纶绸, 使透明塑料管不直接与皮肤接触。40根水管组成环形, 均匀覆盖在除头、手、足以外的全身皮肤。水管总长为90m。在腰部分支, 又回到腰部汇合出口。水流量固定为1.8L/min。进口水温分三档, 即7°、15°和22°C。用手控调节阀人工调节。这套液冷服用于阿波罗11号和12号登月飞行。

液冷服重(根据所用管子排列方式) 1.8~2.5kg (连衣裤1~1.3kg、管子0.5~0.7kg、总管0.2~0.4kg、断接器0.1kg)。

冷却液一般采用水, 然后也可能用其它低冰点的液体, 如在水中添加乙二醇以便得到0°C以下的冰点。

服装进口处可接受的水温(最低)是由人体主观感觉能接受的限度而定的。当服装直接贴身穿着而无内衣时, 进水温度应该是14~16°C。当液冷服穿着在内衣外面时, 这个温度可以降低到10~12°C。

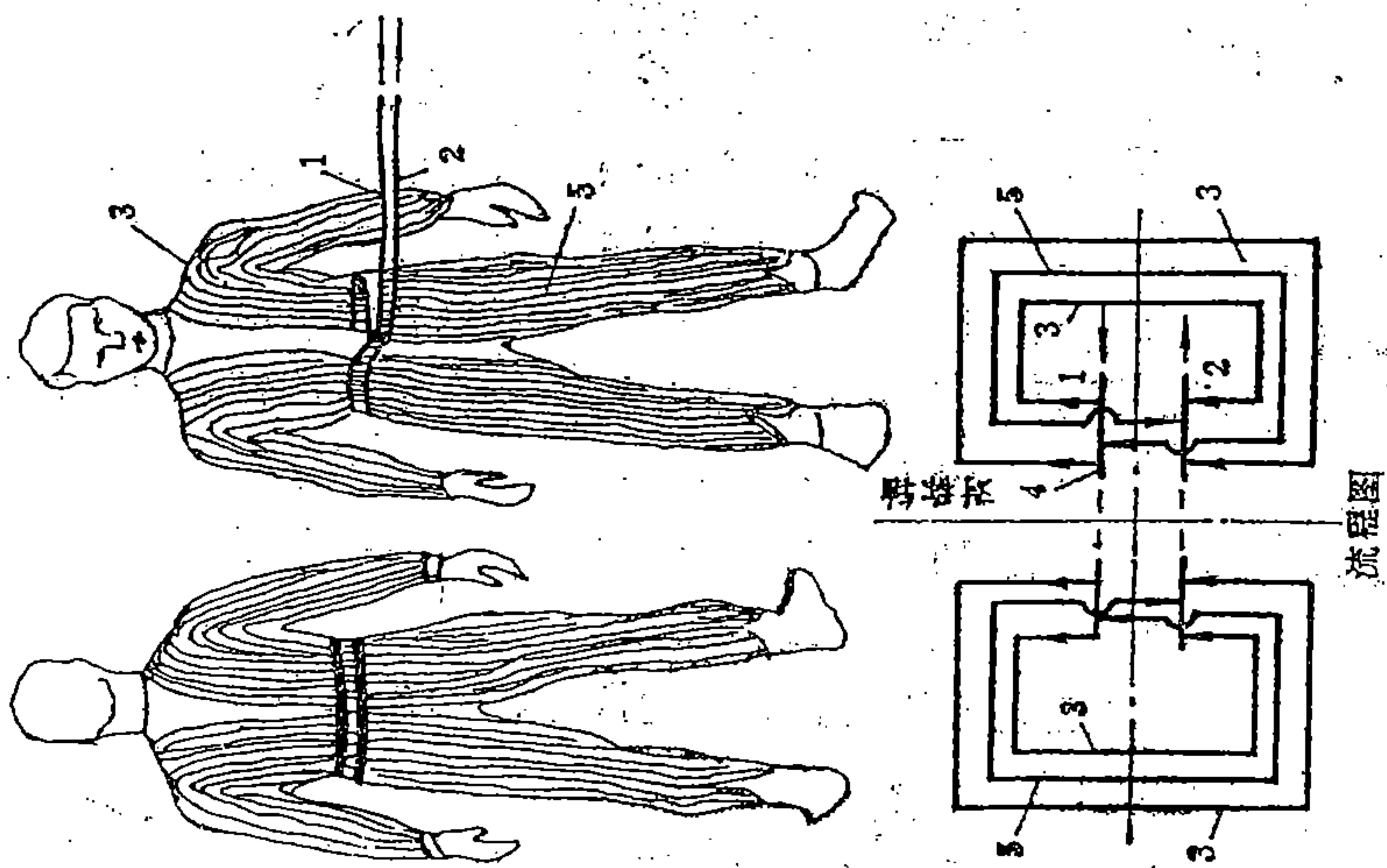


图11-16 液冷服管子安排方案1

1—服装进水口 2—服装出水口
3、5—冷却管 4—汇集管

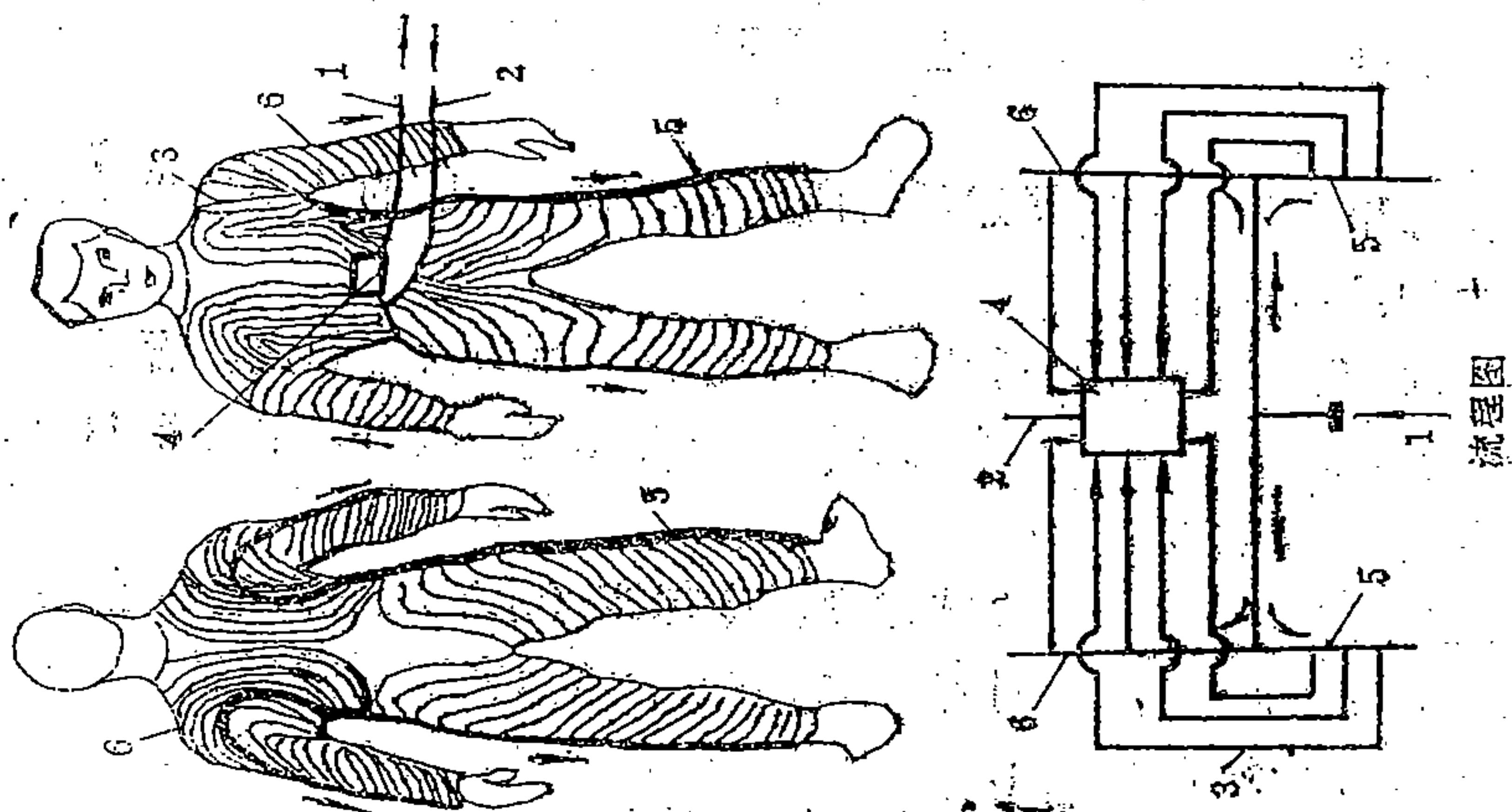


图11-17 液冷服管子安排方案2

1—服装进水汇集管 2—回水管 3—冷却管
4—回水汇集管 5—供给下肢冷却水的软管
6—供给臂部冷却水的软管

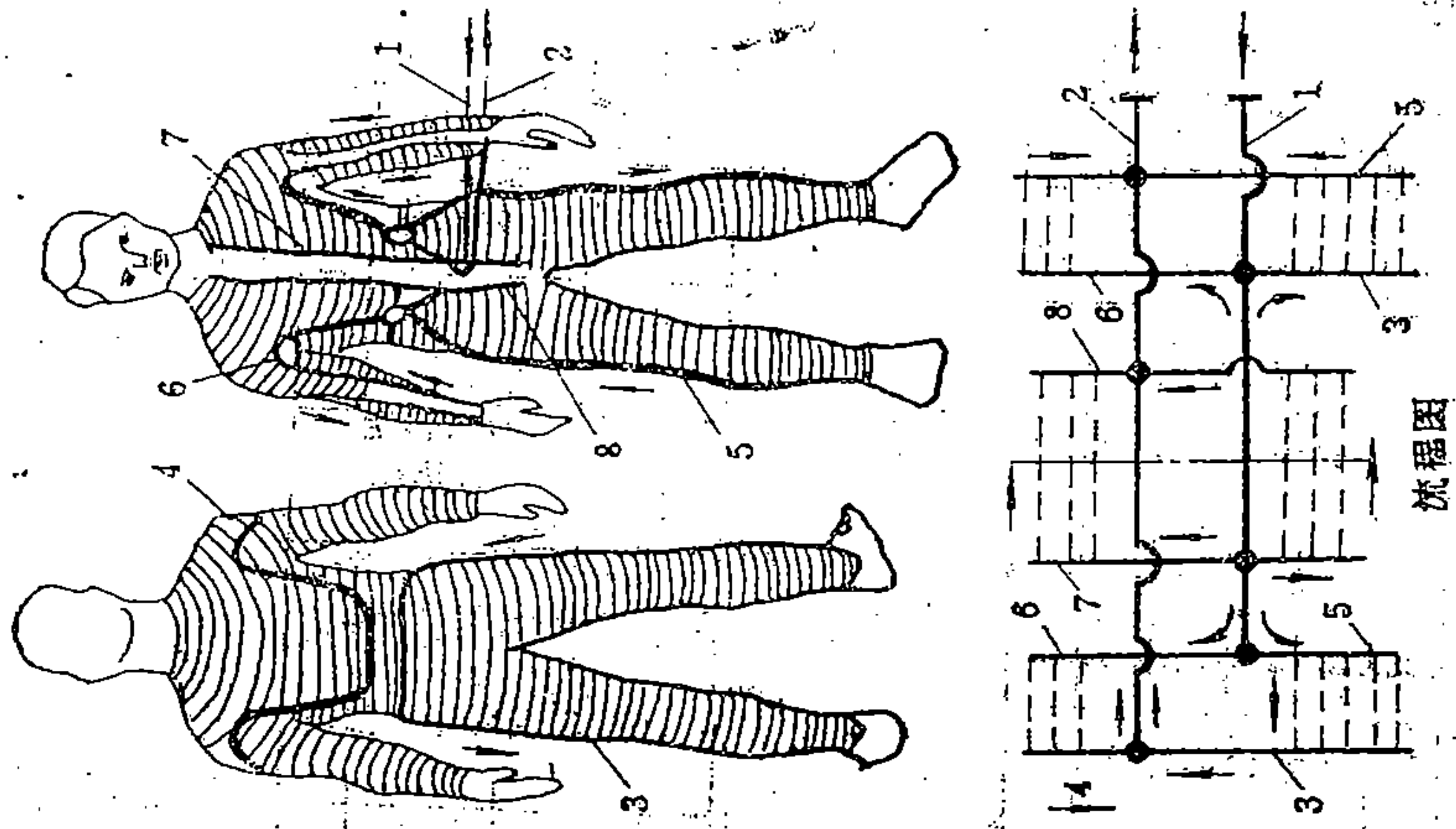


图11-18 液冷服管子安排方案3

1—进水 2—出水 3—到下肢的供水总管 4—到臂部的供水总管
5—从下肢来的回水总管 6—从臂部来的回水总管
7—到躯干的供水总管 8—从躯干来的回水总管

所需冷却液的流量 $G(\text{kg/h})$ 是与所需散热量 $q(\text{W})$ 成正比, 而与液体的进、出口温差成反比的, 即

$$G = \frac{q}{C_p \Delta t} \quad \text{kg/h} \quad (11-26)$$

式中 Δt ——出口温度与进口温度之差, 即

$$\Delta t = t_{\text{出口}} - t_{\text{进口}}$$

C_p ——比热 ($\text{J/kg} \cdot \text{K}$) (对于空气 $C_p = 1005$, 对于氢气 $C_p = 921$, 对于水 $C_p = 4187$)。

一般水流量 G 取为 1.5L/min 。

液冷服的流体阻力由管路系统而定, 一般管路愈短则流体阻力愈小。液体的循环由泵来保证。一般液冷服的水流量为 100L/h 左右时, 流体阻力为 5kPa ($500 \text{mmH}_2\text{O}$)。假设电动水泵的有效系数为 0.3 , 水流量为 100L/h ($0.00028 \text{m}^3/\text{s}$), $\Delta p = 5 \text{kPa}$, 则泵所需功率 $N_{\text{电动}}$ 为

$$N_{\text{电机}} = \frac{0.00028 \times 5000}{0.3} = 4.7 \text{W}$$

一般液冷服用离心泵或齿轮泵, 用 $3 \sim 5 \text{W}$ 功率的电动机带动。

液冷服冷却面积的净百分比是代表身体表面真正和冷却管的接触。它是由管的粗细、管的柔软度和管的总长度来决定的。一般覆盖全身或躯干四肢的液冷服其净百分比约为 $11 \sim 22\%$ 。为了增加接触面积, 也可采用液冷管加肋片的形式。

液冷服管道分配的原则是: 头颈部是除去热量的最有效部位, 上臂其次, 而下肢最差。整个身体的冷却以上部为最有效。美国 NASA SP-3006 Bioastronautics data book 中推荐的水冷服管道分配 (人处在安静状态下) 为:

前臂	9.3%
上臂	16.9%
背部	10.0%
胸部	8.8%
小腿	18.1%
大腿	25.6%
臀部	4.5%
腹部	6.8%
总计	100.0%

对于热从身体传到液冷服管内循环水中的过程是比较复杂的。至少有以下三种途径而且是互相影响的:

- 1) 管子与身体直接接触的热传导;
- 2) 空气流经管子的对流热交换;
- 3) 身体与管子之间的辐射热交换。

对以上各项逐项计算比较复杂, 一般用试验方法测得服装入口和出口的液温差来确定液冷服带走的热量。为了防止在试验过程中热量散失到周围空间中去, 在所需试验的服装外面套一件高热阻隔热连衣裤。

四、A7L登月服

A7L登月服是美国阿波罗计划采用的服装。航天员穿着这套服装后，能在飞船座舱内来往活动。出舱在飞船外进行操作以及在月球表面进行探索。

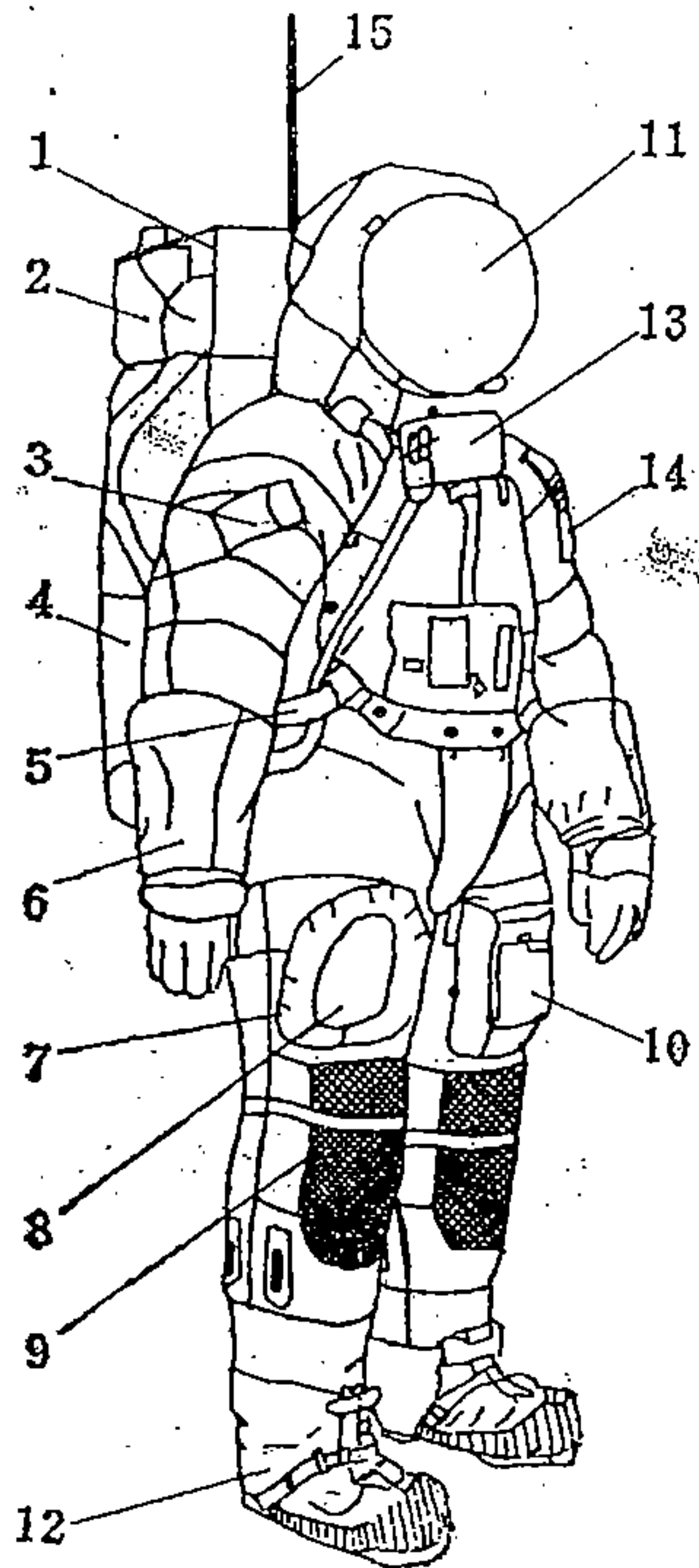


图11-19 美国A7L加压服外套

- 1—应急供氧系统 2—无线电 3—防护眼镜口袋
4—自给式生命保证系统 5—从应急系统来的供氧软管
6—可拆卸的防护手套 7—辐射感受器 8—尿收集器
接头 9—金属线编织成的保护网 10—工具袋
11—滤光器 12—登月靴 13—背包系统的远距离控制
14—手电筒袋 15—天线

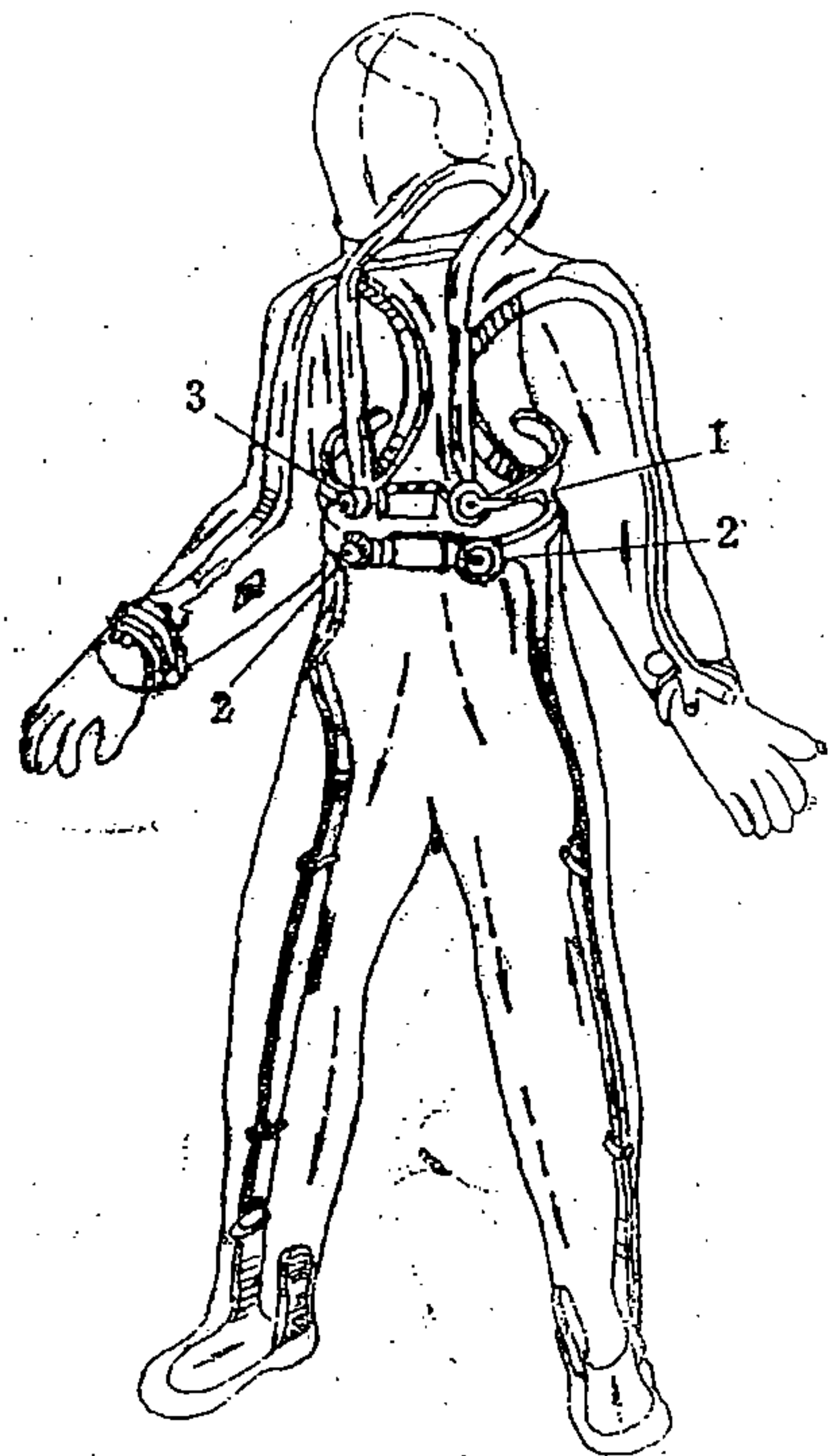


图11-20 A7L加压服的通风系统

- 1—氧气进口 2—氧气出口 3—应急供氧接头

A7L登月服的外套是用 $3\sim 5\mu\text{m}$ 的超细玻璃纤维织成的玻璃布制成的。通风系统采用氧气，先流到头盔供呼吸之用，从头盔溢流出的气体引到臂和下肢起通风之用，然后集合起来通过接头排到服装外面。整个登月服重 31.3kg 。背包内的生命保证系统包括有供氧、再生、通风冷却、液冷服的供水、电器设备和通讯等六个分系统。背包重 54kg ，高 650 、宽 445 、厚 262mm 。

第十二章 抗 荷 系 统

人类整个进化和发展过程都是在地球引力场影响下进行的,人体结构和生理功能已经高度适应地球表面的重力条件。然而在航空和航天活动中,由于飞行器作各种机动飞行,人体的“重量”可发生大幅度的变化,这将对人体造成一系列严重影响。

人体是一个具有复杂结构的有机整体。骨骼系统构成刚性的中心支架,周围附有肌肉,体腔充有不同密度、质量和弹性的各种器官。各部分之间又由强度和弹性不同的结缔组织联结在一起,而血管中还有流动的血液。因此,重量改变对人体的影响可因加速度值大小、作用方向、加速度增长率、持续时间等而有很大差别。

我们将航空和航天飞行中所遇到的加速度分成两类:

1) 短时间的加速度 作用于人体的时间在1s以下。通常在从飞机中弹射和着陆冲击时可遇到。

2) 长时间的加速度 作用于人体的时间在1s以上,甚至持续数分钟。这在飞机做各种机动飞行和飞船的发射以及返回期可遇到。它的生理效应是通过人体组织和器官发生持续变形,以及血液、体液的流动和分布发生改变而产生。

本章只讨论长时间加速度对人体的生理效应以及防护措施的原理。

第一节 飞行中的长时间加速度

飞行中的长时间加速度有以下几种:

1) 线加速度 速率变化而方向无变化所产生的加速度。在弹射起飞、拦阻着陆时可产生持续2~4s较大的线加速度。加速度值可以根据总的速度变化(v)、速度变化所经过的距离(s)以及速度变化所需的时间(t)来计算得出,即加速度(a)为

$$a = \frac{v}{t} \quad a = \frac{v^2}{2s} \quad a = \frac{2s}{t^2}$$

2) 径向加速度 运动的方向变化而速度不变所产生的加速度。在圆周运动中加速度为

$$a = \frac{v^2}{r}$$

式中 v ——圆周速度;

r ——圆周的半径。

例1: 飞机着陆速度 $v = 41\text{m/s}$, 着陆后滑行距离 $s = 150\text{m}$ 。求飞行员受到的加速度值? 又如为强迫着陆时, 其滑行距离为5m, 则加速度是多少?

$$a = \frac{v^2}{2s} = \frac{41^2}{2 \times 150} = 5.6\text{m/s}^2$$

$$G = \frac{a}{g} = \frac{5.6}{9.81} = 0.56$$

当强迫着陆时 $G = 16.8$

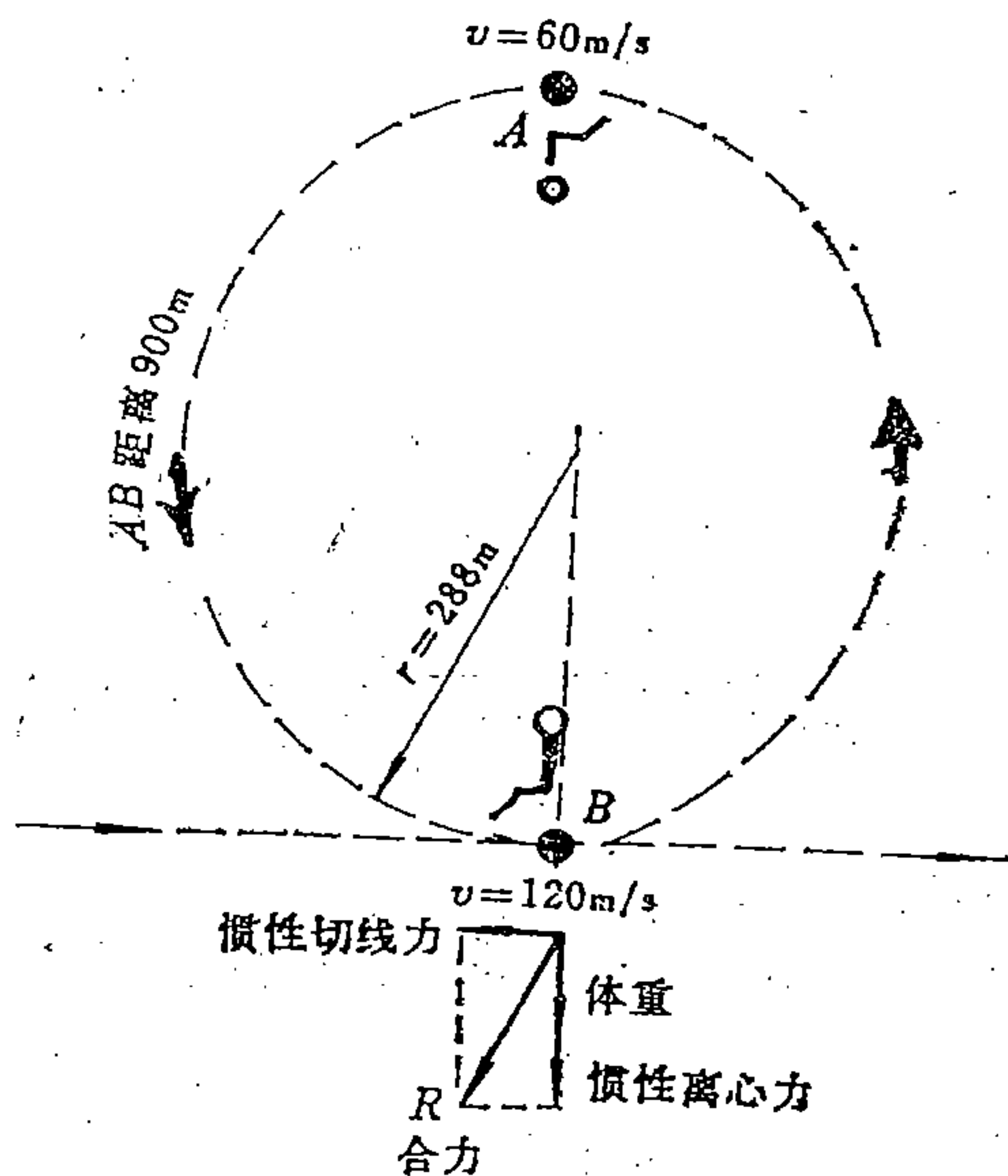


图12-1 飞机盘旋时的加速度

例2: 飞机盘旋时的速度为120m/s, 盘旋半径为288m。求径向加速度?

$$a = \frac{v^2}{r} = \frac{120^2}{288} = 50 \text{ m/s}^2$$

$$G = \frac{a}{g} = \frac{50}{9.81} = 5$$

例3: 作斤斗特技飞行时, 飞机在斤斗上顶点A的速度为60m/s, 到斤斗下顶点B的速度为120m/s, 从A到B的曲线距离为900m, 在B点上的曲线半径为288m。求B点上对飞行员作用的加速度?

在作斤斗特技时, 其轨迹分垂直的圆周运动。当飞机在圆周的上顶点时, 惯性离心力和体重力的方向相反; 当飞机在圆周的下顶点时则为惯性离心力加上体重。

首先求出B点上的径向过载 G_B 值, 即

$$G_B = \frac{v^2}{r \cdot g} = \frac{120^2}{288 \times 9.81} = 5$$

其次求出B点上的切线过载 G_T , 即

$$G_T = \frac{v_1^2 - v_0^2}{2s \cdot g} = \frac{120^2 - 60^2}{2 \times 900 \times 9.81} = 0.6$$

则B点上的瞬时过载 G_R 为

$$G_R = \sqrt{G_T^2 + (G_B + G_w)^2}$$

式中 $G_T = 0.6$, $G_B = 5$, $G_w = \text{体重, 为1}$ 。

所以

$$G_R = \sqrt{0.6^2 + (5 + 1)^2} = 6.03 \approx 6$$

为了表示加速度的作用方向, 首先要确定坐标系。一类是以飞行器加速度为依据, 另一类是以惯性力作用方向为依据 (或称生理加速度)。飞行器加速度的坐标系是和飞行器实际位移相一致的。用 a 表示飞行器加速度, 其右下角字母 x 、 y 、 z 分别表示飞机的纵轴、横轴和主轴。又规定向前、向右和向下方向为正值。生理加速度坐标系是着眼于内脏器官的位移方向, 即惯性力的作用方向。生理加速度是总的反作用力 (即惯性力) 除以身体质

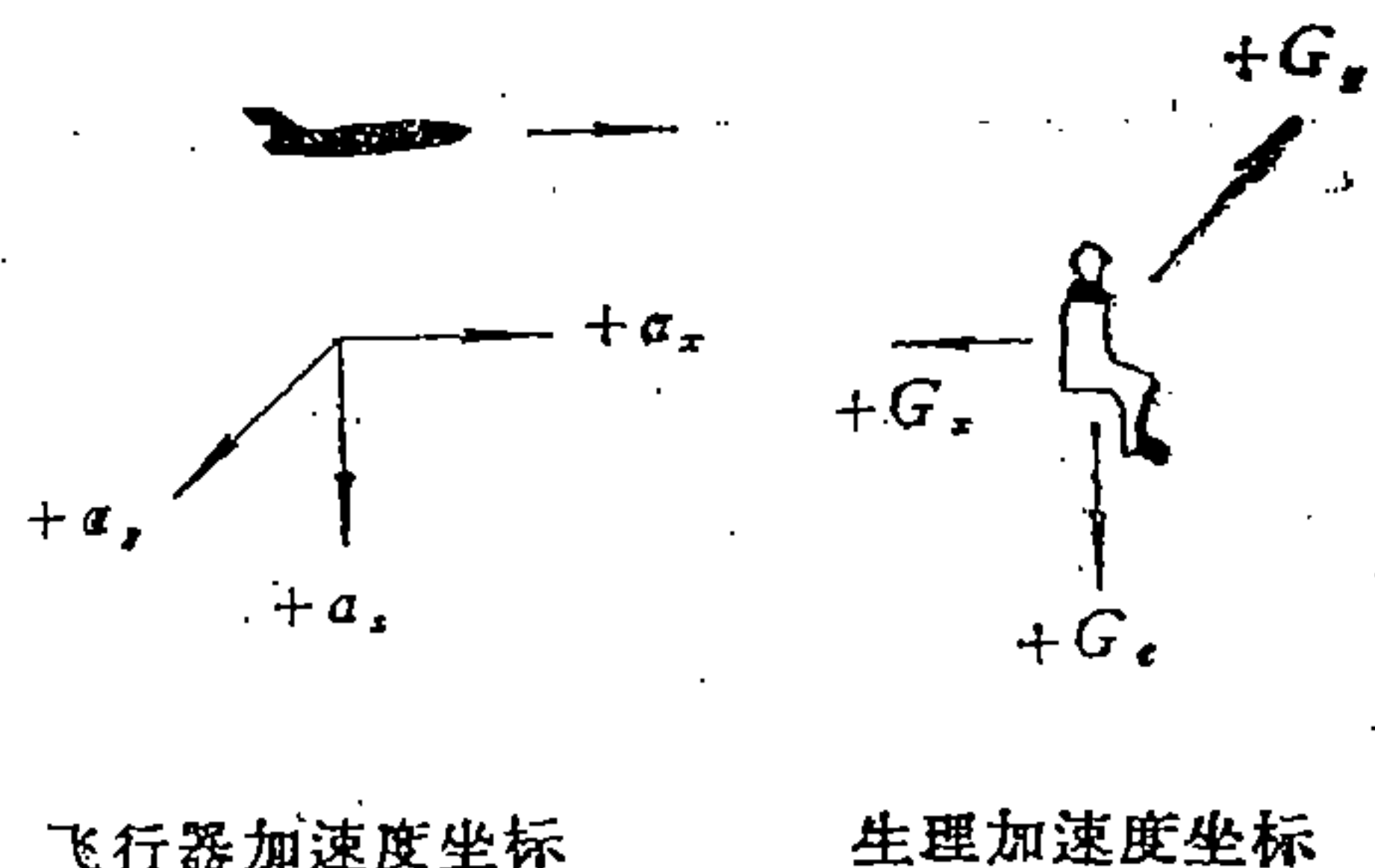


图12-2 加速度坐标示意图

量。一般称为过载、过荷、载荷，以符号 G 表示，字母下标 x 、 y 、 z 分别代表通过身体前后、左右、上下三个方向的坐标轴。以向后、向左、向下为正值。由此可知：飞行器加速度坐标和生理加速度坐标在 x 轴和 y 轴是方向相反，而在 z 轴是方向相同。

飞行中常见的加速度为：

1) 正加速度($+G_z$) 飞机在作曲线飞行时带有一定坡度，而飞行员的头向圆心受到正加速度的作用。

转弯或盘旋 $+1.5 \sim 3.0G_z$ ，持续时间为几秒到几分钟。

螺旋飞行 $+2G_z$ 左右

斤斗和俯冲的盘旋下降

$+4 \sim +6G_z$ ，持续5~10秒或更长些

退出俯冲 $+7 \sim +8G_z$ ，持续数秒，增长率从0.5G/s到4.0G/s

低空俯冲拉起 可达 $+9G_z$ ，持续时间短，一般为几分之一秒至1~2秒

最新一代战斗机，其加速度达 $+8 \sim +10G_z$ ，持续60秒或更长。

2) 负加速度($-G_z$) 飞机从平飞进入俯冲或从拉起改平时，以及反斤斗、反螺旋、突然下降、颠倒飞行或弧线飞行时，飞行员可能受到 $-0.5 \sim 1.0G_z$ 的负加速度作用。

3) 横加速度($\pm G_x$) 飞机在起飞、着陆或减速时，飞行员可受到横加速度作用。

起飞滑跑加速时 $+0.4 \sim +0.5G_x$

飞机打开加速器
滑跑或用弹射器

起飞时 $+4 \sim +5G_x$

着陆减速时 $-0.6G_x$

加速度作用方向的不同对人体生理的影响有较大的差异。由于人体在纵向的大血管中包含有大量血液，所以当加速度作用方向和身体长轴相平行时，惯性力的作用很容易使血液沿着大血管移动。这种 z 轴方向的正、负加速度所引起的血液系统的机能障碍人体耐受力较差。例如人体对正加速度($+G_z$)的耐力以周边视觉丧失为终点指标时，一般认为健康人的耐力为 $4.1 \pm 0.7G_z$ 。而对于负加速度($-G_z$)的耐受限度仅为 $-3G_z$ ，此时就会感到头部充血。当加速度作用方向和身体长轴相垂直时情况就不相同。因为人体内没有和身体长轴垂直的粗大血管。因此，在这个方向的血液惯性位移不明显。另外，身体内部器官在这个方向的位移的可能性要比身体长轴方向小得多。而胸部疼痛和呼吸困难是不能忍受的主要原因。一般认为健康人对横加速度的耐受限度为 $+12G_x$ ，持续15s。

在战斗机飞行中产生的负加速度和横加速度都在人体耐受限度以内，而长时间正加速度一直是经常对飞行员有重大影响。早在30年代就有人提出飞机机动飞行中产生的正加速度超出人体耐限而试制防护装置。二次世界大战初期(1941年)曾使用过加拿大人Frank设计的充水服。它可提供2G的效用。这是用两层无弹性织物做成的长裤，在飞行以前充以水。飞行中暴露在正加速度时能对下肢和腹部提供合适的外表压力。缺点是体积大而笨重，以后用充气服来代替。美国在朝鲜战争中广泛使用这种充气服而获得成功。现代抗荷服改变不大。

第二节 长时间正加速度对人体的影响

正加速度对人体重量的增加是最明显的。在 $+2G_z$ 时，明显地感到颜面软组织下垂、躯干和四肢重量的增加；在 $+3G_z$ 时，从座椅上立起困难；在 $+4\sim+6G_z$ 时，如飞行员戴有保护头盔（重2kg）则抬头困难；加速度在 $8G_z$ 时，当一旦颈部弯曲，即使未戴头盔也不能抬起头来。

暴露在正加速度下的另一个明显的感觉是视力减退。一般健康男子暴露在 $+4.5G_z$ 下会导致视力全部丧失，即黑视。在较低的加速度下产生周边视力丧失而中心视力保留，这称为灰视。这些都是在长时间正加速度作用下，大脑血液供应的一时性缺乏而造成的。当正加速度作用消失后，视力恢复正常。

暴露在比产生黑视稍大的加速度负荷下，即可引起意识丧失。在 $+5\sim+6G_z$ 作用下，黑视比意识丧失先发生。但在更高加速度值时，意识丧失可在任何视觉症状之前发生。加速度增长率很高时，从暴露开始到意识丧失仅需4~6s。意识丧失时，肌肉张力完全丧失，致使头和躯干下垂，并常有抽搐发生。在加速度暴露结束后，通常意识恢复较慢。在意识恢复后半分钟到一分钟，人常常处于精神混乱之中。因此意识丧失对飞行员危害极大。

在飞行中正加速度对人体视觉和意识的影响主要是血液发生惯性转移使血液重新分配而造成的。因为血液是流体，与血管壁没有紧密的联系，血管壁本身又有弹性，大血管多与身体纵轴平行。在正加速度作用下，心脏向上搏出的力量难以克服血液向下移动的流体静压力，心脏水平以上的静脉血却加速了回流。结果使心脏水平以上部位的血液量减少。相反，在心脏水平以下部位，由于惯性力的影响，动脉血加速向下移动，静脉血则回流困难，结果使上半身的血量增多。

这种血液量随加速度量的变化可以在地面离心机试验中得到证实。头部血液量的变化，用测量耳脉搏和耳血管充盈度的方法来获得。它们与G值关系如下表。

G 值	耳脉搏幅度降低(%)	耳血管充盈度下降(mm)
3.0	46.0	8.0
3.5	60.0	9.0
4.0	73.3~86.6	9.0
4.5	89.3(消失)	11~11.5
5.0	93.3(消失)	12~12.2
5.25	消失	10~11

注：当G值为4.5~5.0G时，出现视力模糊。5.25G经11s时，出现灰视。

当 $+2.5\sim+4.0G_z$ 的加速度作用15s时，下腿的血液量平均增加31~42mL。由于腹腔和下肢的大血管可以容纳大量血液，故正加速度作用下，身体上半部的血液大量向下半身转移，使头部血量减少，从而发生供氧不足，导致视觉和大胸机能障碍。

人体对正加速度的耐力：

一般测定人体对 $+G_z$ 的耐力都是在人离心机上进行，以周边视觉消失或中心视觉消失

为终点指标。美国海军航空兵对飞行员大量调查证明他们的 $+G_z$ 耐力为:

以周边视觉消失为终点指标 $4.1 \pm 0.7G_z$

以中心视觉消失为终点指标 $4.7 \pm 0.8G_z$

以意识丧失为终点指标 $5.4 \pm 0.9G_z$

我国曾对歼击机飞行员作过调查,例如,对某飞行大队全体飞行员测定表明,以周边视觉消失为终点指标的平均耐力为 $4.59 \pm 0.11G_z$,其中低于 $3.8G_z$ 和高于 $5.25G_z$ 的很少。又有一个材料表明,对50名健康飞行员测定,以周边视觉消失为终点指标的耐力为 $4.6 \pm 0.16G_z$ 。需要说明的是在地面人离心机上测得的耐 G_z 值要比实际驾驶飞机飞行时一般要低 $0.7G_z$ 左右。

上述情况说明,人体对 $+G_z$ 的耐力和近代高性能飞机的要求之间存在着相当大的距离,因此用抗荷装备提高飞行员耐受 $+G_z$ 的能力成为发挥飞机性能的重要措施。

第三节 对长时间正加速度的防护

飞行员在过载产生时做主动的对抗动作则可以提高抗荷耐力。这些措施有:

1) 肌肉收缩 在早期飞机中进行的试验证明,自主而持续地收缩骨骼肌可提高耐力 $2G$ 或 $2G$ 以上。这种动作有利于增加静脉血向心脏回流,防止下肢血的淤积,增加腹内压,使心到脑的距离稍有缩短。这种动作的优点是简便易行。但主要的缺点是飞行员必须积极用力而使分散了驾驶飞机的注意力。如果时间延长,则会引起疲劳。

2) M-1动作 在过载产生时两腿及小腹用力,上身前曲,先深吸气,然后半闭声门用力慢慢呼气,持续5s再重复一遍。这整套动作称为M-1动作。这套动作的原理是增加胸内压和使膈肌升高,可提高耐力 $2G$,缺点是需积极用力,使人很疲劳,且对无线电通话有严重干扰。

加压呼吸可认为是一种自动的M-1动作,它的效能可以和自主的M-1动作相等。因为加压呼吸的作用是增加胸内压,而这是利用已有的加压供氧装备稍加改进即可。这种方法的优点是飞行员无需作动作。所以很有希望成为一种实用的防护 G 力的方法。目前,国内外都在进行这方面的研究。当然加压时间过长或过于频繁,人体会产生不适或疲劳。

后倾座椅。一般飞行员座椅与垂直线后倾 17° 。起飞后在飞行时加上飞机迎角也仅为 20° 左右。我国的研究结果认为:座椅后倾角达到 45° 时,可以提高飞行员抗荷耐力 $0.97G$, 60° 时可以提高耐力 $3.18G$;小于 30° 时则无效。这是因为当座椅后倾角增加时,对飞机结构的加速度失量($+G_x$)对机上的飞行员来说是逐渐变为 $+G_z$ 。英国“航空医学”认为后倾角增加到 75° 可提高耐力 $3G$ 。德国在1938年曾设计一种座椅,当过载达 $3G$ 时座椅自动后仰。在飞机上试验发现,当过载为 $7G$ 时飞行员未加防护亦未发生“黑视”。美国在70年代研究出一种在过载作用时椅背可后仰;另一种是在过载作用时下肢和臀部可以抬高的座椅。但飞行员不愿意接受,因为在起飞和着陆时向前的视力受到一定限制。另外这种座椅所占座舱空间较大,弹射救生问题也较难解决。目前尚未达到实用阶段。

充气抗荷服是各国公认的防护和减轻正加速度效应的最合适和最易接受的方法。一般认为这类服装的最大的防护效果约为 $2G$,但在地面离心机上试验表明,实际的保护作用为 $1.2 \sim 1.6G$ 。

第四节 抗荷服系统

抗荷服系统由气源、气滤、抗荷调压器和抗荷服组成。典型的机上抗荷服系统如图12-3所示。

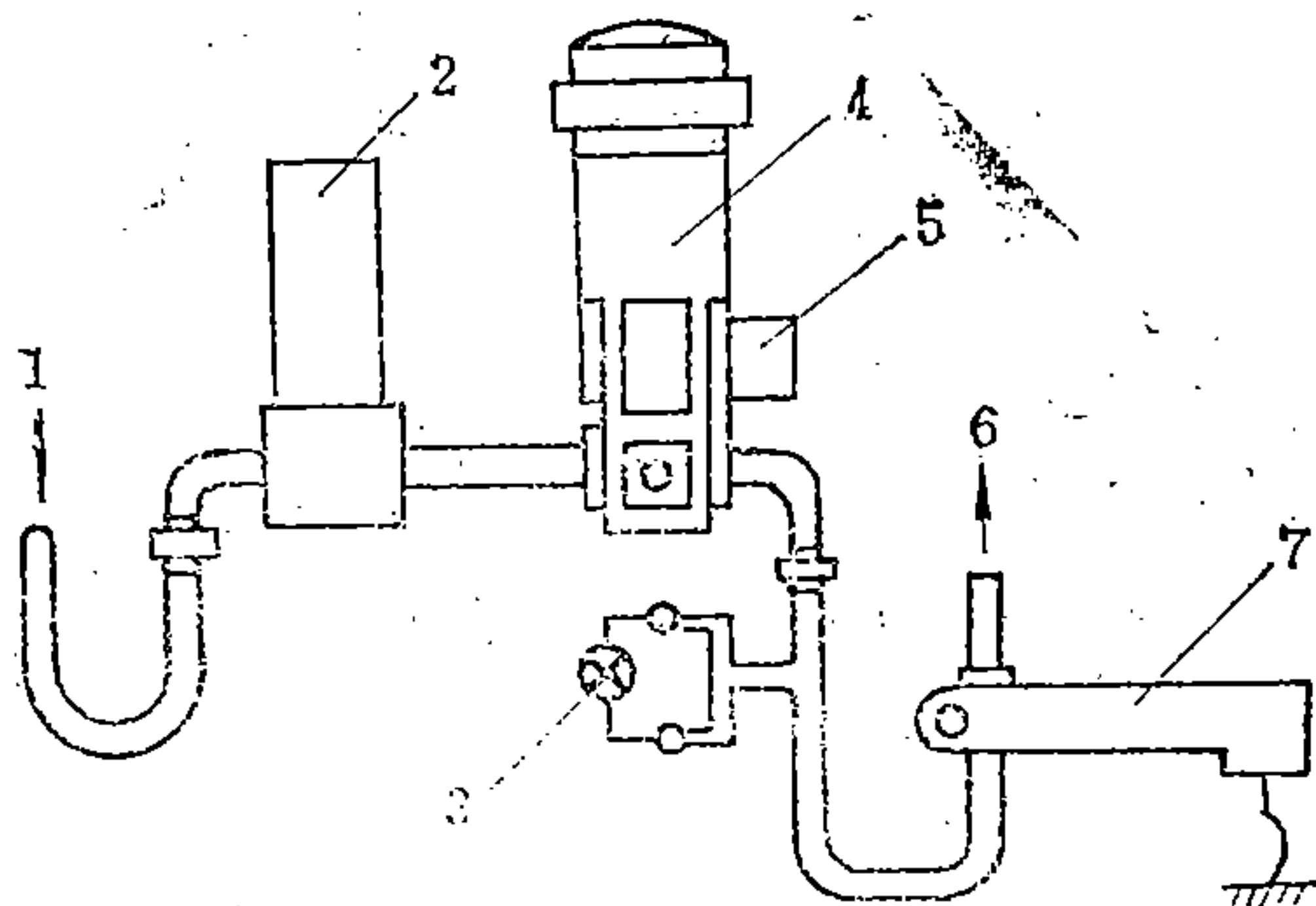


图12-3 抗荷服系统图

1—来自增压气源 2—气滤 3—信号灯 4—抗荷调压器 5—安全活门 6—至抗荷服 7—断接器

抗荷服系统的气源可直引自发动机压气机，也可引自座舱空气调节系统进入座舱以前的冷路和热路。后者的优点是引气比较干净，并减少了发动机压气机的引气口。气源也可用供氧系统的氧源。这种气源的优点是引气压力稳定、气体特别干净，但缺点是耗氧量增大。

抗荷服是一种在正加速度作用时，对腹部和下肢加压，从而提高机体对正加速度耐力的服装。它的作用是：

1) 服装充气后对腹部和下肢施加对抗压力，以减少血液向腹部和下肢血管内淤积。

2) 服装的腹囊支持腹壁，减少膈肌向下的位移，从而阻止正加速度引起的心脏和脑的垂直距离的加大。

阻止和减少正加速度对血管系统的最初作用和延迟其作用的效应是抗荷服的主要功能。在正加速度开始作用时，对抗荷服的充气可以使下肢周围血管的阻力立即增高，并且阻止膈肌下降，在加速度开始作用后。抗荷服也可降低下肢周围血管内血液的积蓄量。所以为了保证在正加速度开始时防护机理充分发挥作用，抗荷服必须在正加速度开始后尽快（2~3s内或同步）充到所需压力。

现代抗荷服是像长裤一样的服装，剪去裤裆和膝部以改善其活动性和降低热负荷。外部限制层是用伸长度小的材料制成（一般是锦纶纤维布）。限制层内侧装有橡胶片或涂胶布制成的囊。一般采用五囊（腹部、左右大腿和左右小腿）。胶囊相互联通，胶囊外面有锦纶布套作为保护。服装的腹部用腰带使之保持适当位置。包围大腿和小腿的限制层装有调节系带使之适体，并装有拉链便于穿脱。服装充气后胶囊膨胀。由于限制层的作用，使胶囊覆盖的身体表面直接由胶囊加压，而未覆盖部分由张紧的限制层加压。

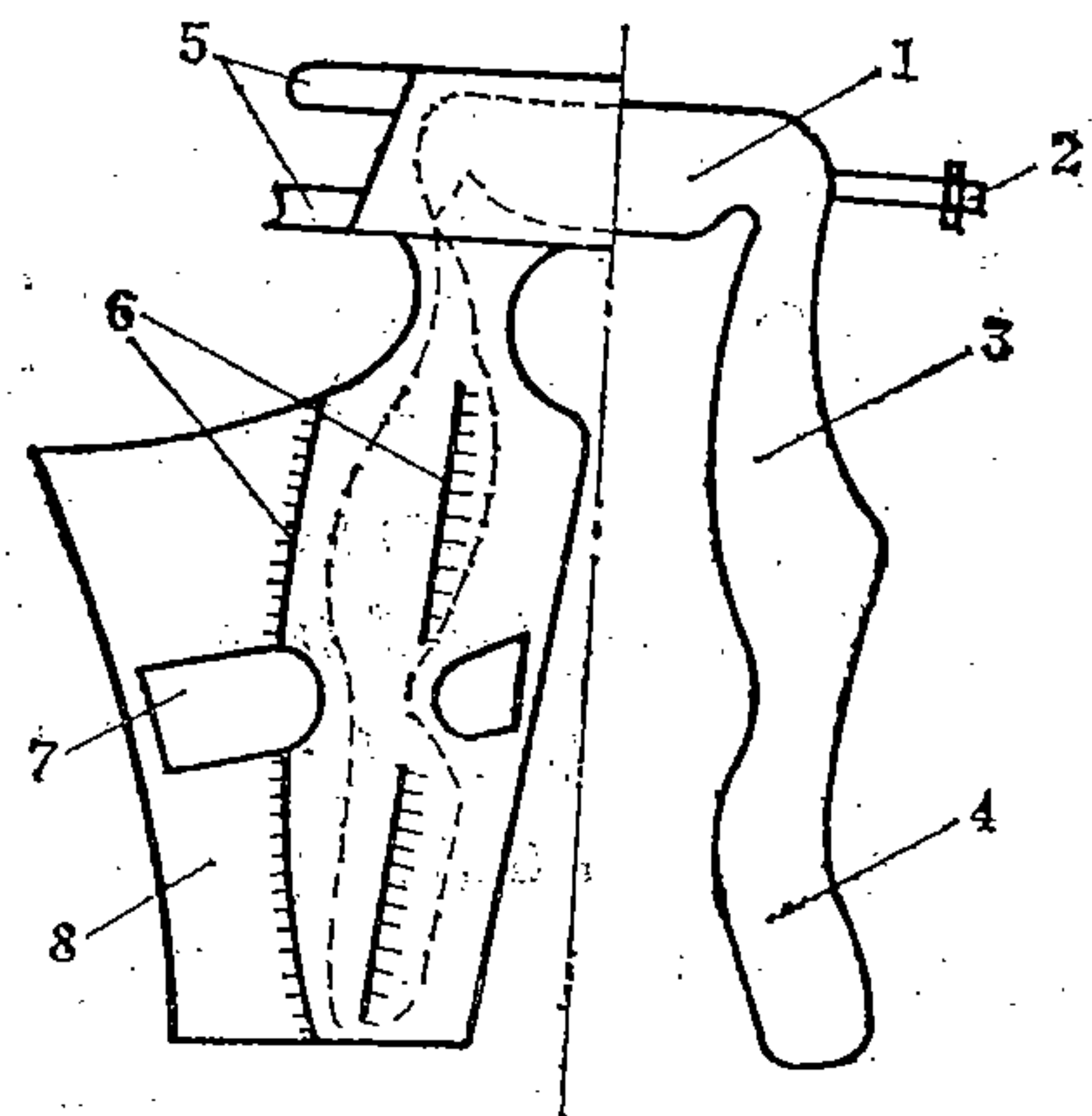


图12-4 五囊式抗荷服示意图

1—腹囊 2—导管接头 3—大腿囊 4—小腿囊 5—腰带 6—调节带 7—膝部开口 8—限制层（仅示一半）

为了获得良好的抗荷效果，每个飞行员必须选用适合自己身材的抗荷服。抗荷服在夏季可以穿在单飞行裤的外面，而在冬季则应穿在棉飞行裤的里面，否则不能发挥抗荷效

能，大小合身的抗荷服，其腹囊上缘应和脐高平，不压迫胸廓肋骨下缘。服装应紧贴身体，但在不充气时不应有压迫的感觉。大腿裤管下缘应在膝盖骨上方2cm以上，小腿裤管上缘在膝盖骨下缘4cm以上，以不妨碍膝关节的活动为准。

囊式抗荷服的胶囊并不覆盖腿部和腹部的全部面积。我国现用抗荷服以周长计算，腹部覆盖约1/3，大腿覆盖约2/5，小腿覆盖不大于1/3，胶囊覆盖和不覆盖部位的体表加压不均匀。表12-1是在地面对受试者穿着五囊式抗荷服在静态加载条件下测得的数据。从这些数据可知：在同一胶囊内气压条件下，大腿囊下体表压力最大，而腹部体表压力最小；大、小腿囊覆盖部位的体表压力比未覆盖部位（即靠张紧衣面来加压处）的为高。由于对体表加压不均匀，在压力较高并且加压时间较长的情况下，容易引起压痛或皮下出血。另外胶囊覆盖部位透气性差，在炎热地区热负荷较大。为了改善这方面的性能，同时也提高囊的充压速度，曾经试制小五囊抗荷服。例如美国海军研制一种自由状态下气囊容积为9.5L（正常五囊的容积约为14L）的抗荷服，也有取消小腿囊而成为三囊式抗荷服。

表12-1 不同 G 值时体表各部位受到的平均压力 (mmHg)

测 试 部 位	2G	4G	6G	8G
囊内压力	15	125	235	345
大腿囊下压力	13	125	234	345
小腿囊下压力	14	124	235	344
大腿囊对侧压力	9	93	180	268
小腿囊对侧压力	10	58	113	156
腹囊下压力	9	42	78	98

侧管式抗荷服。侧管服是一件对下肢非常合体的服装，下肢外侧配有充气管并有张紧带连在衣面上。当管内充压时，管子膨胀，通过张紧带拉紧衣面而对下肢加压，从而限制血液流通。侧管服的腹部仍装有单独的气囊。这种服装的优点是加压均匀，可以获得比囊式服更高的抗荷效应。我国在1959年曾试制此种服装。有较好的成效。苏联、美国都有此种服装。这种服装的缺点是结构较为复杂，制造困难，穿着时必须调节适体，否则不能充分发挥其抗荷性能。但是其主要的困难是抗荷时对腹囊压和下肢侧管内压的要求不同，如何设计安排不易解决。侧管服加压要求是：侧管内压与下肢体表压之比应等于侧管直径与下肢直径之比。由于侧管直径过大会妨碍穿着者的活动，一般采用1:3，即侧管直径为下肢直径的25~30%。我国生产的侧管抗荷服采用同一抗荷调压器供气，按下肢加压要求来调整调压器的输出压力。因此，在下肢加压适宜时对腹囊施加的压力为需要值的3倍。因此在试飞中出现飞行员腹部压痛等问题。美国空军使用的这类服装则由两套单独抗荷调压器充压的系统。腹囊加压是由普通囊式抗荷服的调节器充压，而下肢侧管则由另一个高输出压力的抗荷调节器充压。这样虽然解决了腹部加压过高的问题，但装备复杂，在实用中有一定困难。

第五节 抗 荷 调 压 器

抗荷调压器的功能是将气源来的空气向抗荷服充气，其输出压力与瞬时作用在控制元

件上的 G_z 力成比例。一般抗荷调压器用活动重块作为 G 值敏感元件，重块施加给压力调节机构的力与 G_z 成比例。在给定的 $\pm G_z$ 阈值（一般为 $1.75 \sim 2.0 G_z$ ），重块给出的力足以打开进气活门而使空气流入抗荷服。当服装内囊压增加时对压力调节机构的反压也增加，从而抵消重块所加的力而使进气活门关小。当服装内压达到规定值时，使进气活门完全关闭，停止供气。安全活门是限制服装内的最大压力值。图12-5为抗荷调压器原理图。

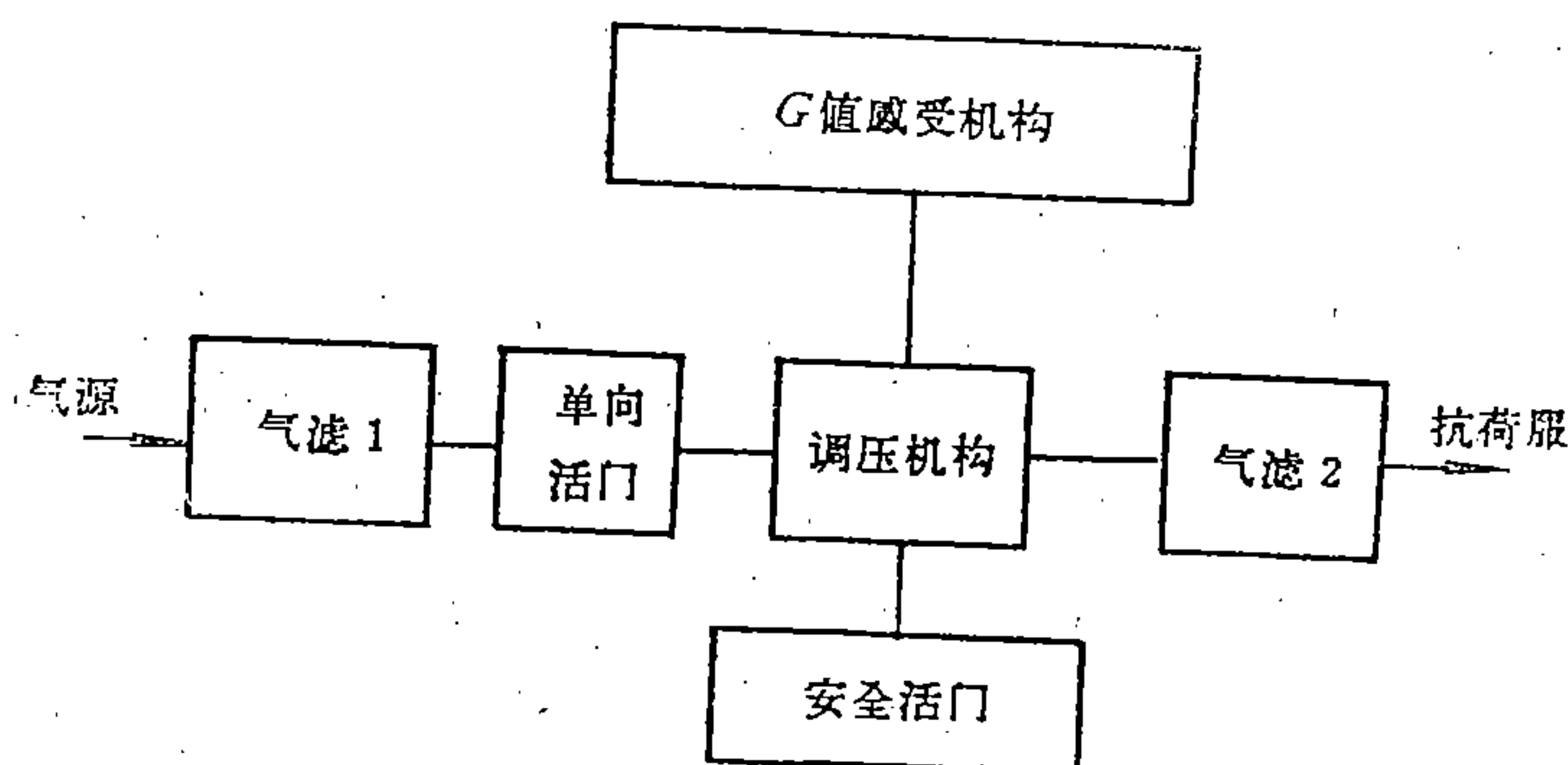


图12-5 抗荷调压器原理图

G 值感受器（重块）产生的集中力用来直接操纵执行机构（进气活门开启量的大小）的称为直接作用式抗荷调压器。这是目前各国普遍使用的。例如我国的KT-1、KT-2、KT-7A型滑阀式调压器，苏联的AД-5、AД-5A和AД-6E型。优点是结构简单、工作可靠、维修方便。但是体积和重量都较大、调压误差大、出口压力滞后于加速度的增长。

G 值感受器产生的集中力通过机械、电气或气体伺服放大而操纵执行机构的是间接作用式抗荷调压器。60年代各国开始研制此种调压器。特点是重块小、结构紧凑。反应灵敏，可制成小型化的调压器。有很大发展前途。

我国生产的KT型抗荷调压器结构简单、工作可靠，其工作原理图见图12-6。

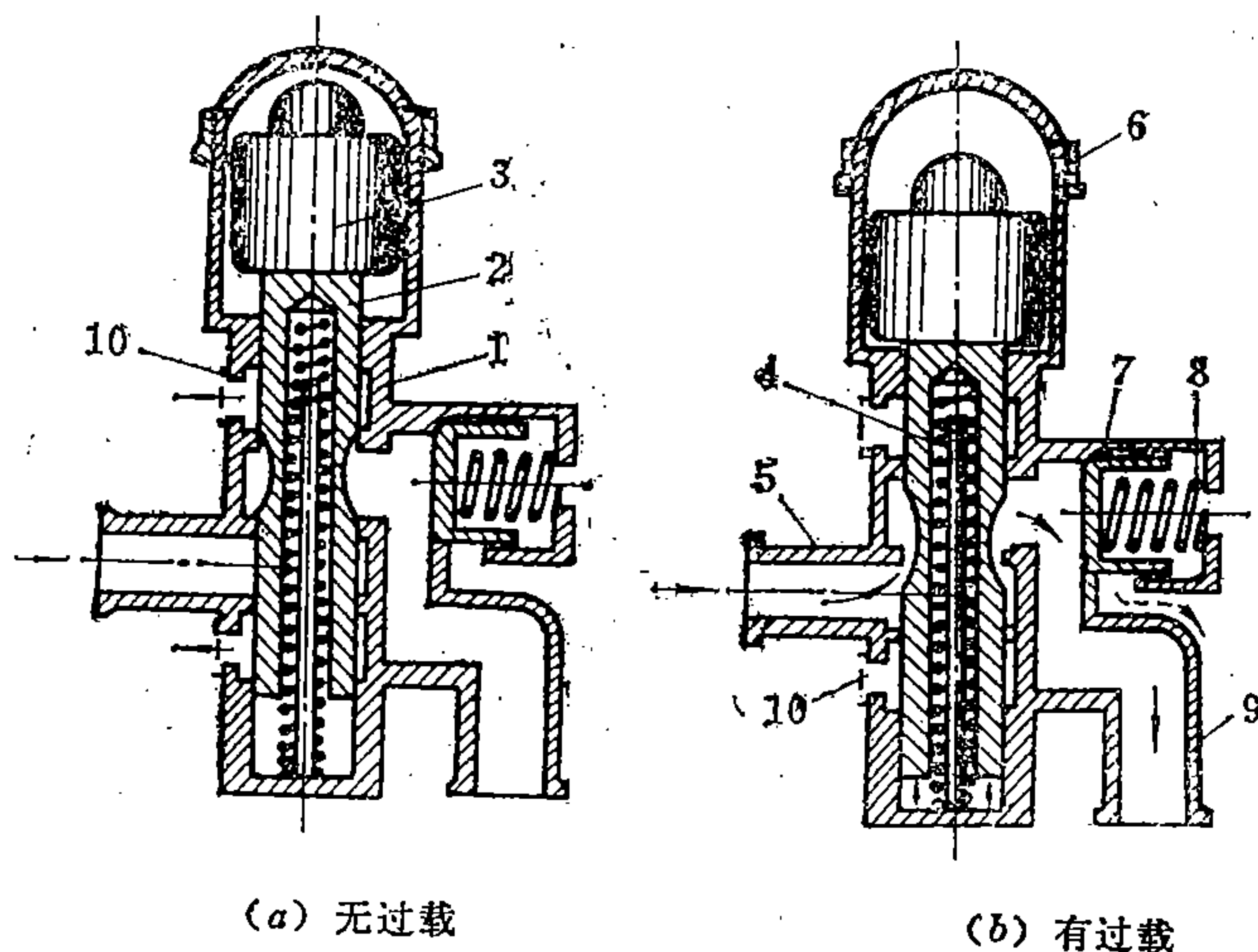


图12-6 滑阀式抗荷调压器工作原理图

- 1—壳体 2—滑阀 3—重块 4—弹簧 5—进气接嘴 6—橡胶帽盖
7—安全活门 8—安全活门弹簧 9—出气接嘴 10—排气孔

在无过载或正过载小于 $1.5 \sim 2.0$ 时，重块3的重量和弹簧4的力平衡。此时进气接嘴5的流通孔道称滑阀2关闭，气体不能进入抗荷服。少量气体通过壳体1和滑阀2之间的间隙

由排气孔10向外流出。所以这种调压器即使不工作时也有少量漏气。

当正过载值超过1.5~2.0时,调压器开始工作。此时重块3和滑阀2的惯性力压迫弹簧4而使滑阀向下移动。这样滑阀上的槽与进气接嘴相通而使空气流经出气接嘴而进入抗荷服。同时,部分空气经滑阀中间的小孔进入下腔,并在腔内建立起压力使滑阀向上移动(反压)。在达到某一平衡位置时,滑阀槽所保持的通道面积足以补偿漏气量而使抗荷服囊内保持规定的压力值。在设计中可以采取改变重块的质量和改变滑阀直径等方法来获得所需的调压器出口压力的特性。一般调压器内设有两个重块,以便飞行员根据需要来选用高压级或低压级两种不同的压力制度。

抗荷调压器的加压制度(对于囊式抗荷服)。一般从1.5~2.0 G_z 开始充压工作。以后的加压值大约为55~80mmHg/ G 。

我国KT-1, KH-2型抗荷调压器规定:

高压级 80mmHg/ G

低压级 55mmHg/ G

我国KT-7A型抗荷调压器规定:

配囊式服 67.5mmHg/ G

配侧管服 185mmHg/ G

美国军用标准MIL-V-9370D (ASG) 规定为1.45psig/ G 。英国为1.25psig/ G 。苏联AД-5、AД-5A型抗荷调压器规定高压级为80mmHg/ G , 低压级为55mmHg/ G , 而配侧管服的AД-6E型为160mmHg/ G 。(注: 1psig = 50.36mmHg)

北大西洋公约组织标准协议NAT-STD-3200中规定:

抗荷服靠供气系统工作,在离心力作用下服装内压力自动控制,过载每增加1 G 服装内压力增加0.053~0.105kg/cm²。但是:

- 1) 2 G 以下不要求服装自动充压。
- 2) 服装内压力不得超过0.77kg/cm²。
- 3) 服装内压力按下式给定:

$$P = n(G - 1)$$

式中 P —— 服装压力 (kg/cm²);

n —— 每 G 压力增长范围0.053~0.105kg/cm²;

G —— 沿飞机垂直轴线向下使用的总过载 G 值。

第十三章 保 护 头 盔

第一节 飞行中的碰撞及头部损伤

一、飞行中的碰撞

在飞机作机动飞行、起飞着陆和应急弹射离机时,飞行员头部可能和飞机结构件、仪表板、驾驶杆或瞄准具等刚性物体的碰撞。飞行中产生的负加速度会迫使飞行员离开座位冲向座舱盖。弹射跳伞时,飞行员脸部受到迎面气流的吹袭,头部可能受到伞绳系统抽打。着陆时,头部与地面也可能碰撞。这些都会造成人体损伤。战斗机驾驶舱容积小而设备多,发生碰撞的可能性更大。我国从1950年到1960年期间,飞行员在起飞、着陆、迫降中发生的外伤的不完全统计中,头部伤占56.6%。

虽然头部碰撞损伤只有少数是致命的,但碰撞往往引起脑功能受损害以致意识丧失,而那怕是短暂的意识丧失,都可能酿成严重的飞行事故。因此,对飞行员的头部防护是很重要的。

二、头部的损伤

头部不加保护可能引起的损伤为:

1) 颅骨损伤 头部受到冲击时,颅骨吸收大部分能量。在颅骨的打击部分可能发生骨折或塌陷,打击力并向四周的骨骼传播而发生裂缝。

2) 脑膜损伤 无论颅骨是否发生骨折,重大的冲击都可能使脑膜撕裂并造成颅内出血,严重时可出现迷乱或暂时的惊恐,不久就陷入意识丧失的状态。

3) 头部运动而造成的损伤 冲击时由于头部突然位移(运动)或突然停止运动,冲击能量被吸收,因此而产生各种脑外伤。冲击可产生头部的角加速度,使得颅内和大脑表面摩擦。脑的表面到核心层组织受到牵拉和剪切,这些都可能造成脑膜撕裂和出血。

4) 脑振荡 有时较轻的头部外伤也可造成脑振荡。线性加速度在脑组织中同时产生压缩和“稀疏”(使软脑膜血管和蛛网膜结缔组织受到牵扯)的应变,这是脑振荡的主要成因。根据动物试验和其它资料可以获得人体大脑振荡的加速度和时间耐受曲线(见图13-1)。美国是根据它来确立保护头盔的设计标准。图13-1的曲线表示一定加速度值引起脑振荡所必须的作用时间。

对冲击的机械作用可以用加速度、作用力或头部传递的总能量来表示。在讨论按脑振荡要求提供头部保护时,国外一般是用加速度即 G 来表示,骨折的耐受限度一般是用压力来表示,传递的能量一般用焦耳来表示。

加速度:

$$a = \frac{v^2}{2s}$$

式中 v ——速度；
 s ——制动距离（头部移动距离）；
 a ——加速度。

作用力： $F = ma$

式中 F ——力；
 m ——质量。

能量： $K_i = \frac{1}{2}mv^2$

式中 K_i ——功能。

航空医学研究指出，碰撞时加速度作用时间在0.03~0.105s范围内，一般人可耐受30~40G的加速度。但骨和软组织的抗断强度在人体各部位是不同的，如鼻为30G，额骨为每平方英寸面积100~200G。假设头质量4.54kg（10磅）则可计算出造成头部损伤的力。

据统计，飞行员头部损伤大多数（42%）发生在额部，其次在顶部，后枕部发生率较低（12%），两侧很少。虽然碰撞位置发生在面部的百分率较大（46%），但很少是致命的。而且在面部加防护罩的可能性不大，因此美国推荐的飞行员头部防护范围为：

前额 ——吸能衬垫应向下扩展到睫毛高度以上1.27cm处；
 后枕骨 ——吸能衬垫应向下延伸到后枕骨的底部；
 侧面 ——吸能衬垫至少向下延伸到耳屏或低于该点2.54cm。

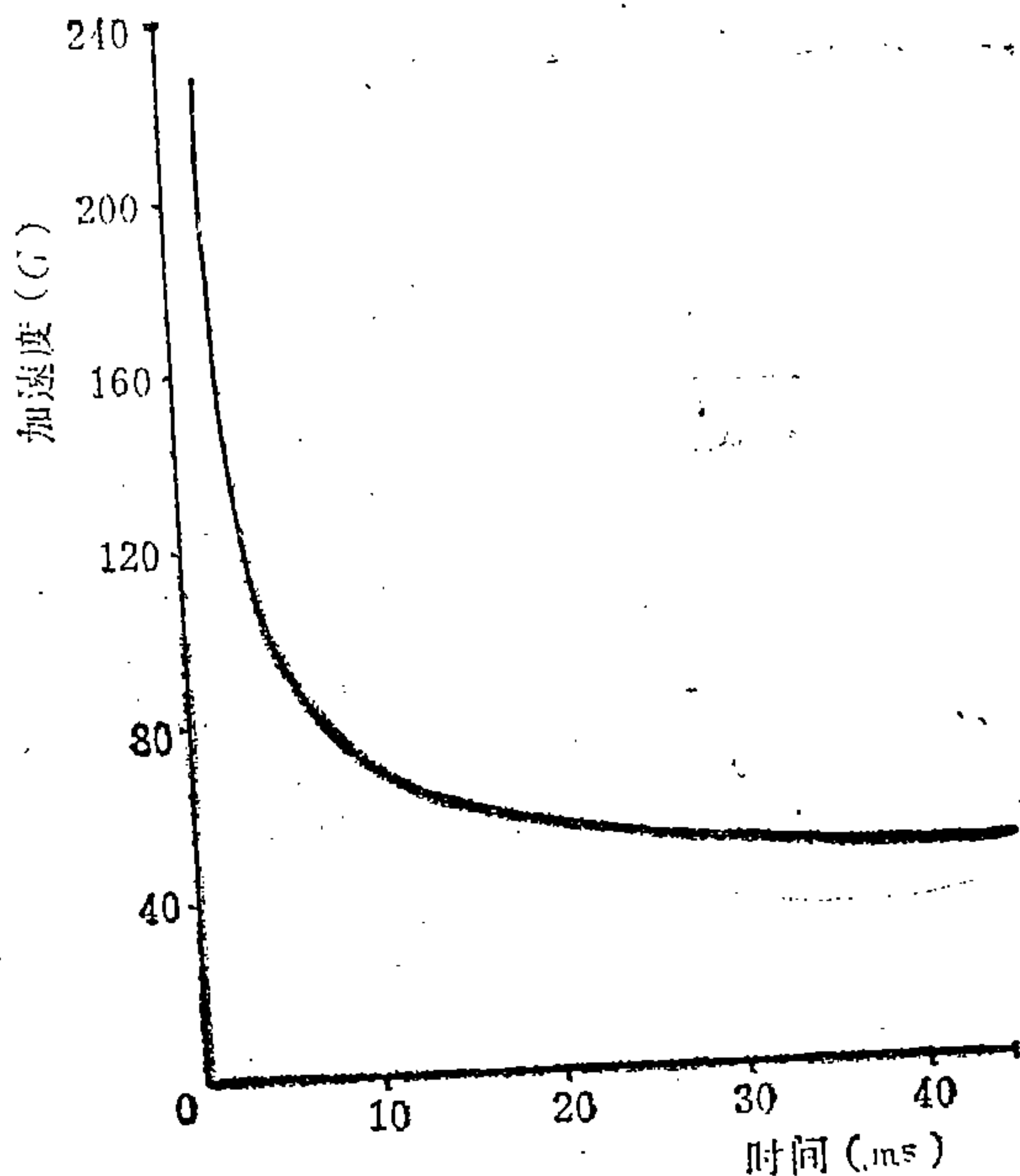


图13-1 人头部对冲击加速度的耐力

第二节 头盔防护机理

早期的头部防护装备是皮飞行帽，对于高速喷气式歼击机来说，保护头盔就成为必要的防护装备之一。图13-2是一种保护头盔。它由防护外壳、减震衬垫、滤光镜、滤光镜固定锁、下腭调节带、后枕带、容腔耳罩、通讯系统等所组成，可以装上氧气面罩。

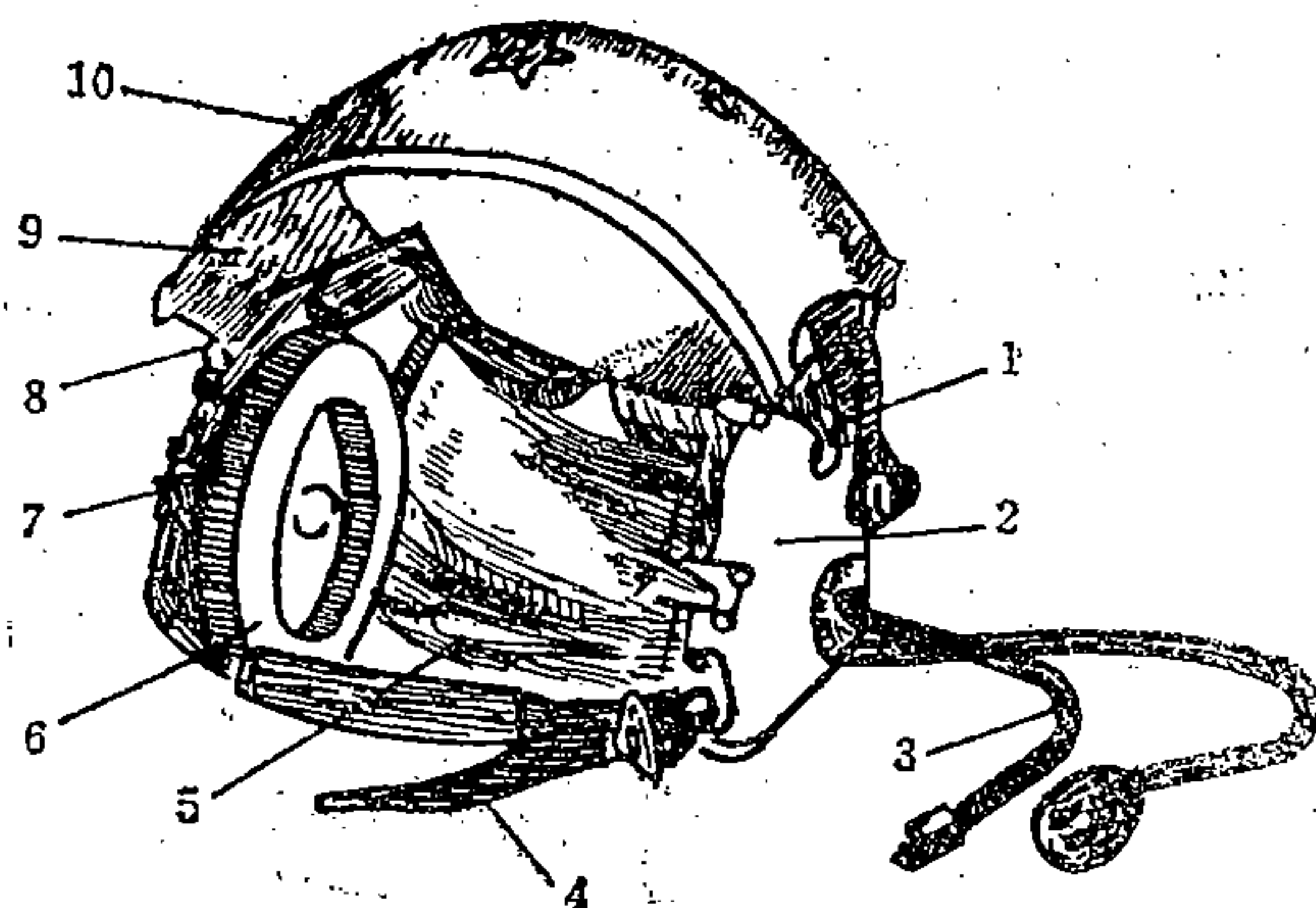


图13-2 联合式保护头盔

1—滤光镜固定锁 2—防护外壳 3—通讯系统 4—下腭调节带 5—后枕带 6—容腔耳罩
 7—氧气面罩挂钩 8—减震衬垫 9—滤光镜 10—滤光镜保护盖

保护头盔的功用有如下几方面：

- 1) 防碰撞；
- 2) 防眩光；
- 3) 防噪声，保证无线电通讯；
- 4) 防迎面气流吹袭；
- 5) 安装供氧面罩。

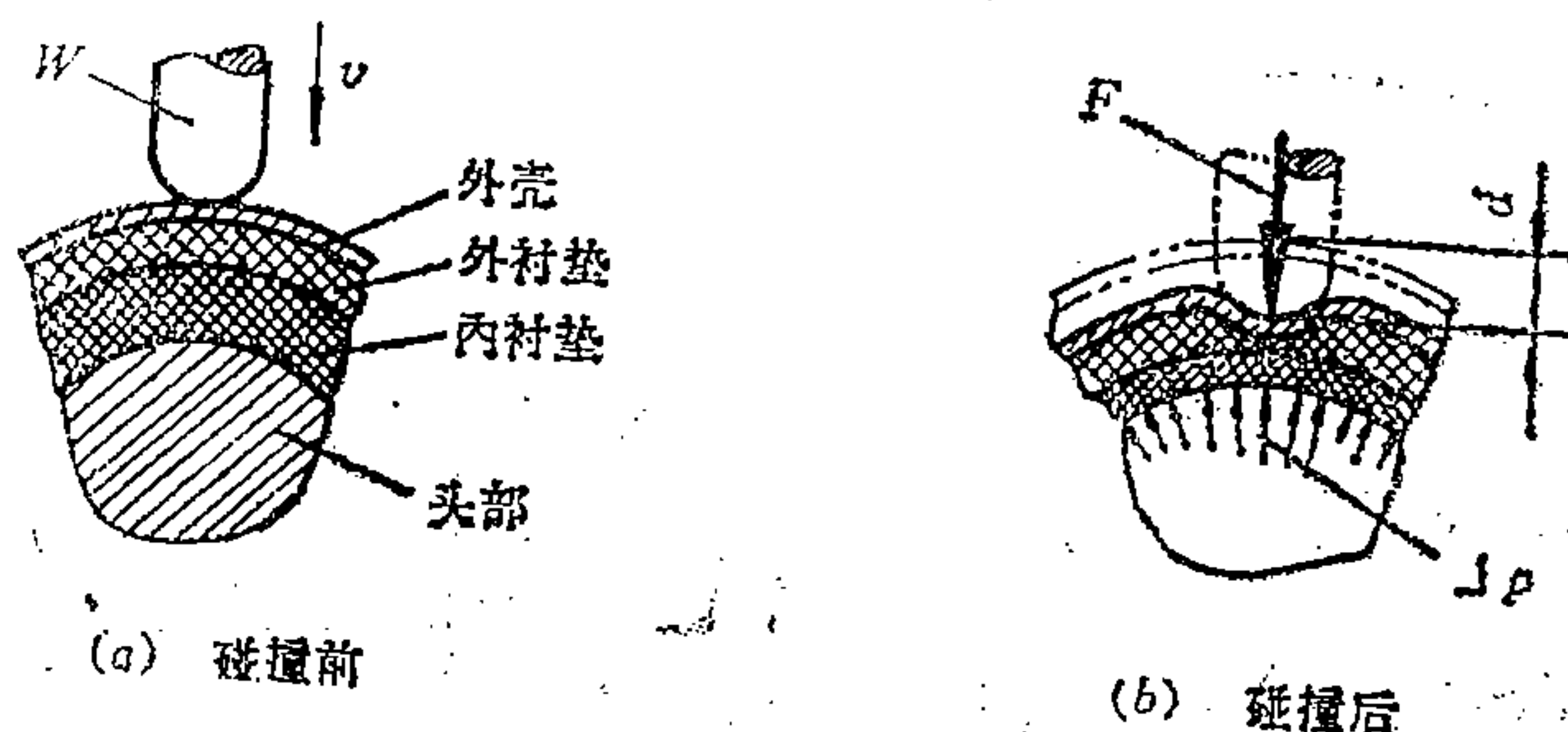


图13-3 防碰撞机理示意图

图13-3 (a) 表示重物 W 以相对速度 v 与保护头盔相碰撞。图13-3 (b) 表明碰撞完成时保护头盔产生的变形和受力情况。

保护头盔第一个作用是，依靠外壳，外衬垫所具有的刚性，将外来打击的集中力，分散到头部较大的面积上，从而减少单位面积压力。它能防止颅骨骨折等损伤。保护头盔的更为重要第二个作用是吸收碰撞能量，减少碰撞过程中飞行员头部产生的加速度绝对值。碰撞能量的吸收是通过头盔外壳和衬垫的非弹性变形来实现的。假定碰撞后保护头盔外壳和衬垫的非弹性变形量为 d ，冲击物体重量为 W ，碰撞前速度为 v ，回弹为0，抵抗变形的力 F 为常数，那么可得

$$Fd = \frac{Wv^2}{2g} \quad (13-1)$$

碰撞过程加速度的绝对值为

$$|a| = \frac{Fg}{W} = \frac{v^2}{2d} \quad (13-2)$$

碰撞持续时间为

$$t = \frac{2d}{v} \quad (13-3)$$

显然，式 (13-1) 至 (13-3) 把复杂的过程作了相当的简化。事实上，反作用力 F 未必是常数，回弹也不可能完全等于0。但许多试验记录表明，碰撞减速度大致均匀，观察到的回弹很小。因此，上述公式比较接近实际。分析这些公式可以看出，外壳和衬垫的非弹性变形量 d 越大，碰撞时间越长，碰撞加速度绝对值越小，对头部的保护越有效。

第三节 保护头盔的设计要求和 典型保护头盔

一、保护头盔的主要技术要求

- 1) 防冲击及防穿透性能 在欧洲、各种头盔的技术条件规定：用一个5kg质量的撞击

器,以102至204J的能量(具体焦耳数按头盔型号)撞击到刚性固定在头型上的头盔样件时,头盔的最大传输力不大于19600N。在美国,规定在受上述相同条件冲击时,传到头型上的加速度应受如下限制:作用时间4ms以上,不大于150G;超过2ms时,不大于200G;任何情况下不大于400G。质量3kg、端部为锥形尖顶的钢锤从3m高处落下,保护头盔应不被击穿。

2) 防气流吹袭性能 防气流吹袭性能指标,视使用机种而定。对于各种战斗机的飞行员头盔一般要求能承受1280km/h风洞试验和1220km/h的火箭滑车试验。在气流吹袭中,保护头盔和它的面罩在假人头上的位置均应保持不变。

3) 防鸟类与座舱盖碰撞后碎片袭击的性能 对于风档玻璃(或称面板、面罩),要求具有防舱盖碎片袭击的性能。一般技术条件规定:以质量20g,速度150m/s的甲基丙烯酸甲酯子弹射击其聚碳酸酯面罩时,应不发生破裂。

4) 通讯和隔音性能 耳机应能与无线电通讯系统相匹配。耳机盒消除噪音的效果如图13-4所示。

5) 视界、视力损失、光学畸变和滤光性能 保护头盔对视界的影响要尽可能小,一般要求当头部不转动时,视野为上下50°、左右90°。观察面板的透光率一般应在80%以上。滤光镜应具有足够地吸收紫外线和可见光线的能力,一般吸收率应在80%以上。

6) 重量、重心和转动惯量 保护头盔应尽可能轻,一般要求头盔与氧气面罩相连,总质量为1.82~2.27kg。头盔重心应尽量低,尽可能与头部重心相一致。头盔转动惯量过大,在振动时会形成过大的负担,严重时能引起颈椎骨折。由于头盔的重量是沿周围分布的,所以,头盔转动惯量的增大比重量的增大更显著。可以用限制外廓尺寸来控制转动惯量。一般要求:头盔在佩戴者头顶以上高度不应大于5cm,靠近两耳总宽不应大于27.5cm。

7) 适体性和舒适性要求 保护头盔尺寸应适合各种头型,可以调整以保持佩戴适体和稳定。头盔戴脱应方便。头盔的散热和保暖也必须适当予以考虑。

8) 保护头盔与供氧面罩应协调。

二、几种保护头盔简介

1. 英国MK-4A联合式保护头盔(图13-5)

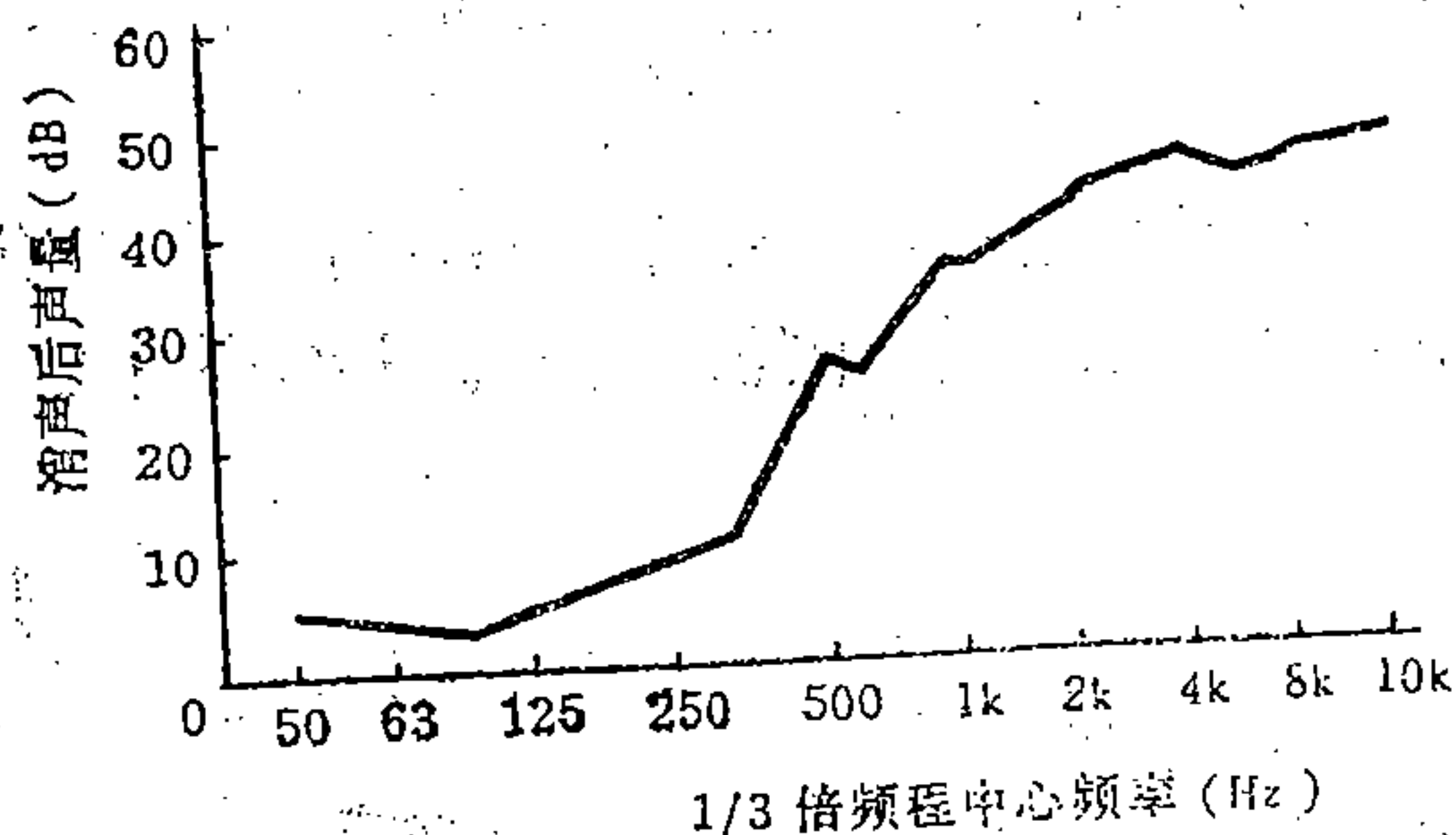


图13-4 保护头盔消除噪音的效果

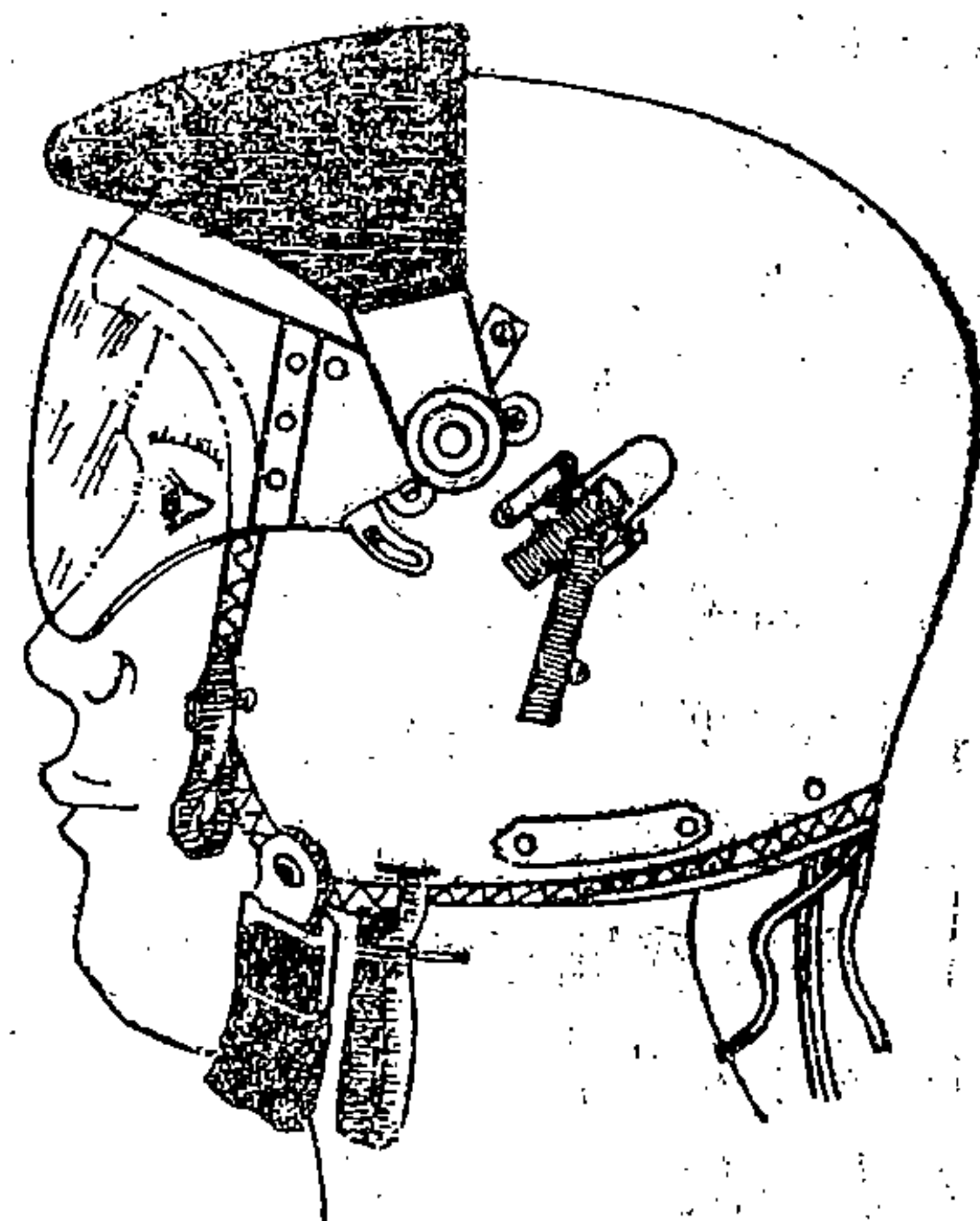


图13-5 英国MK-4A联合式保护头盔

此保护头盔的外壳用浸渍了聚酸树脂的玻璃纤维层压制而成。衬垫为发泡聚苯乙烯。装有网状弧形顶架以便佩戴时调整。网架内垫以聚氨酯泡沫塑料和皮革。

为了防气流吹袭和鸟撞后座舱玻璃碎片的打击,设置了一块透明聚碳酸酯面罩。防眩

光用的滤光镜是活动的。

供氧面罩用链条固定在保护头盔上。

2. 带瞄准具的头盔

瞄准具是使武器瞄准目标的基准设备。头盔瞄准具的瞄准镜装在头盔上并悬置于飞行员的眼前，和五官科医生戴的反射镜相似。如图13-6所示。

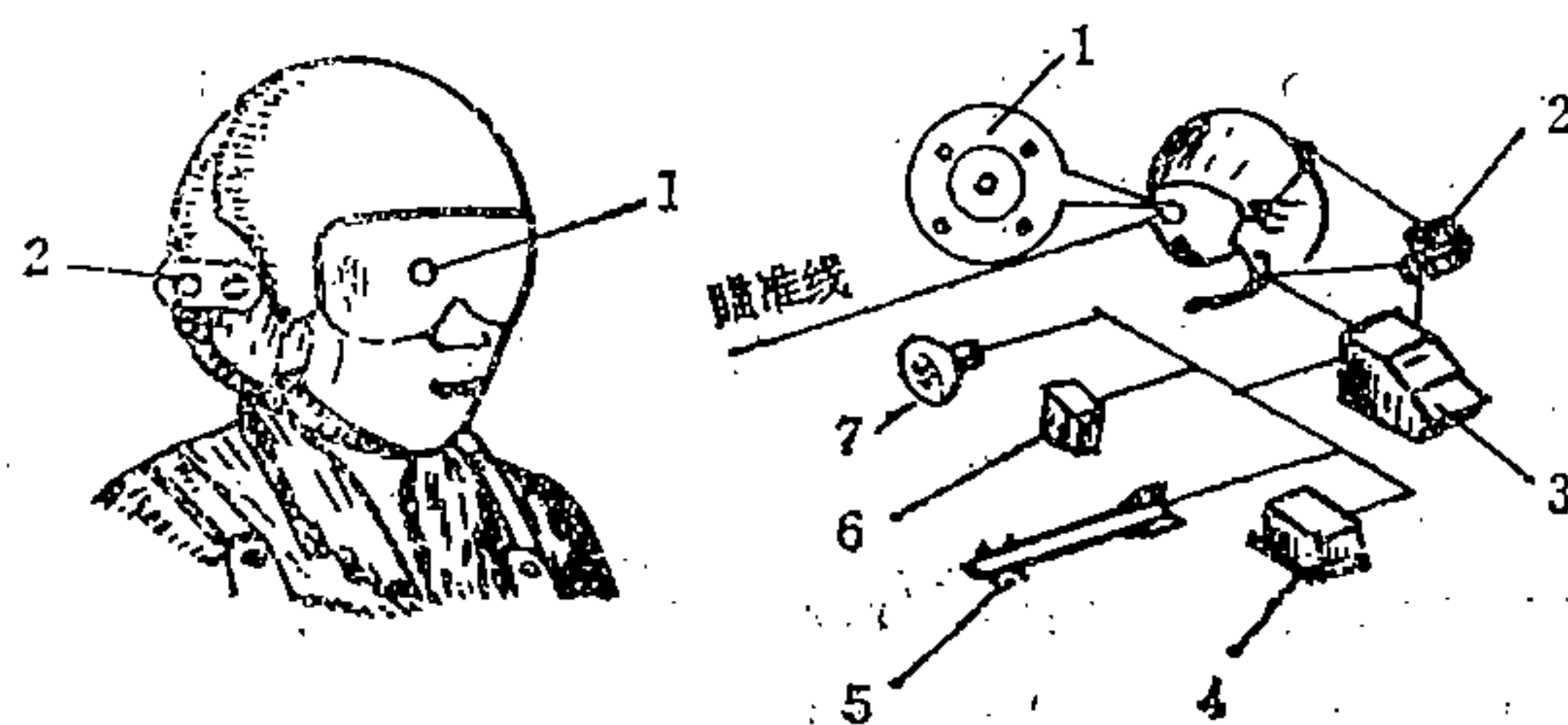


图13-6 带瞄准具的头盔

1—瞄准光环 2—头部位置探测器 3—计算机 4—中心计算机 5—导引头 6—摄像机 7—雷达

飞行员转动头部，眼睛搜索目标，一旦发现目标就能迅速通过瞄准镜跟踪瞄准。所以，头盔瞄准具是一种使用方便、瞄准迅速的头戴式瞄准具。

头盔瞄准具一般由头盔、瞄准镜、头部位置探测器和计算机器部分组成。头盔是瞄准具的支架。瞄准镜用于观察目标、显示瞄准十字线或其它目标瞄准信息；头部位置探测器通过测量头部位置获得瞄准线（视线）位置，即目标相对飞机的位置；计算机将探测器测得的目标信息转变成瞄准指令，以便控制武器和各种探测器的瞄准。

头盔瞄准具具有许多优点，是飞机上的瞄准具所无法比拟的，这些优点是：

- 1) 搜索截获目标迅速可靠，视野宽广，能充分发挥人的能动作用。
- 2) 缩短了武器瞄准发射时间，增加了击中目标的机率。
- 3) 具有平视显示特点，使用方便，减轻了飞行员的负担。在火力控制过程中，飞行员仅通过头和眼的移动，既能跟踪瞄准目标，又能继续监视座舱内外其它情况，同时不用手便能自如地操纵武器瞄准发射。
- 4) 如果和雷达、红外、激光、微光电视等探测器组合在一起，采用电子显示，便可全天候使用。
- 5) 通用性好。它既能用于多种武器和探测器的瞄准，还可用于导航、飞行控制、侦察、目标定位和通讯联络等系统上。

头盔瞄准具也有不足之处，譬如对飞行员视力造成一定的障碍，影响了一部分仪表的观察，同时增加了头盔的重量。而它实际上是一个可见光探测器，受气象条件的限制，只能在视力可及的范围内使用。

3. 防核武器爆炸闪光杀伤的头盔

核爆炸发生的光辐射对人眼的伤害：一是产生闪光盲；二是造成眼底烧伤。这能在瞬间使人丧失战斗力。防核武器爆炸闪光杀伤头盔就是为防护上述杀伤力而设计的个人防护救生装备。理想的防核闪光头盔应是在遇到核爆炸时在人眼尚未感觉到强闪光之前，就能在眼前造成一道既“隔光”又“透明”的“墙”。这道“墙”既能大大减弱闪光的强度，又能保证在必要的照明条件之下，人眼还能透过这道“墙”，在零点几秒钟内就能看清仪表板上的主要仪表，使飞行员能操纵飞机正常飞行。

初期阶段的防核闪光头盔，做成主动防护的形式，即在投掷武器之前，用手拉下具有隔光效果的防护镜。在强闪光过后，用手动将其收上到原来的位置。但在遇到核武器袭击时，宜用自动形式的防核闪光头盔，这在现代战争中是很有现实意义的。它是利用光电效应引起气缸火药打火爆炸，推动活塞将防护镜在10ms左右放下来，起着“隔光墙”的作用。

制造防核闪光头盔所用的材料应有下列严格的要求：

- 1) 应为浅茶绿色的。因为在同样隔光效果下，人眼对茶色视觉最清楚。
- 2) 材料的隔光光谱特性应与核爆炸强闪光的光谱特性一致。
- 3) 材料的隔光效能必须稳定，即在受高热和强闪光条件下无明显变化。
- 4) 材料的隔光倍数应达几千倍甚至几万倍、并将这广大的倍数范围分成若干区间，以便飞机上不同位置的空勤人员根据防护和看清仪表的要求，综合考虑分别选用。一般防护镜片用隔光倍数为1000~30000的茶绿色的有机玻璃制成。

防核闪光头盔与一般保护头盔结构大致相同。仅防护镜隔光倍数大，而且在防护镜的周边粘有黑色乳胶薄片，当放下防护镜时，则乳胶薄片紧贴脸部和眼部两角，形成一圈严密的“隔光墙”。

4. 轻型保护头盔

防护碰撞能量达到204J的头盔，重量和转动惯量比较大，这会增加飞行员的负担并且在大过载情况下，增大了飞行员颈部扭伤的可能性。而碰撞能量达到这样高的机率很小，只有在飞机发生严重事故的时候出现这种碰撞。飞行员大量遇到的碰撞为：机动飞行时在座舱中发生的碰撞、弹射离机过程的碰撞和跳伞着陆可能发生碰撞等。碰撞能量要低得多。

美国研制的DH-151和411头盔，就是防护低能量碰撞的轻型头盔。其中DH-151头盔在美国空军使用，411头盔为加拿大空军所使用。

此两种头盔防冲击能量指标为83J，头盔碰撞试验时，将头盔戴在试验头型上，使头型和头盔的组合物自1.52m高度自由落下（撞击速度为4.97m/s，头型连头盔重约66N，能量约83J），在此种撞击下，头型的加速度值最高约150~200G。

两种头盔的壳体都是用高强度玻璃布为基的玻璃钢。DH-151头盔的内层是注射成型的泡沫衬垫，衬垫外表面紧贴外壳，内表面做成符合头型并覆盖皮革。因为佩带时衬垫与头部相接触，故此种头盔被称为“接触头盔”。此头盔重量很轻，不包括面罩时，重量为6.6N。411型壳体内衬有厚0.7cm的缓恢复吸能材料。有一个尼龙网悬挂小帽装在壳体上。小帽可调节以适合头部尺寸并使头部在壳体中间保持约2cm的间隙。因为佩戴时头部与壳体不直接接触而是挂上面，故此头盔称为“悬挂头盔”。

思考题、习题

1. 人头对碰撞速度的耐受限度为多少？戴上保护头盔后可提高多少？
2. 保护头盔的工作机理是什么？
3. 一个49N重的物体以4m/s速度撞到保护头盔上，已知头盔上所受过载为150G。求头盔所受的外力多大？传到头型上的加速度是多少？
4. 对保护头盔的主要技术要求是什么？
5. 保护头盔的防护外壳的设计主要要求是哪些？

第十四章 海上及沙漠救生

第一节 海上及沙漠环境对人体的影响

地球表面约有十分之七的地方是海洋，而十分之三的陆地上又有大片寒冷的冻土地带和干旱的沙漠地区。我国幅员辽阔，有470多万平方公里领海，海岸线长达18000多公里。我国沙漠分布于北部9个省、自治区，总面积为128万平方公里。因此，当飞机发生意外，飞行员和乘客降落在这些荒无人烟的地方以后，如何维持生命，保持健康和及时获得营救，是航空救生中的一个重要环节。

海上环境的特点主要是：

1) 海上缺乏参照物，难辨方向，不易发现目标。飞行员应急落入海上，尤其在远离海岸时，周围一片汪洋，很难判断自己所处的方位。在有海雾时，能见度更差，对观察目标、辨别方向更为不利，救护飞机或舰船要寻找遇险人员也很困难。

2) 海上风大浪高。通常风力为3~4级，大风时可达10级以上。应急离机后溅落水面的飞行员必须迅速解脱降落伞，否则可能被伞缠住，甚至沉入水底不能自拔。飞行员在大风大浪中颠簸，飘泊，容易精疲力尽，产生眩晕、恶心等症状。

3) 海水温度低。海洋表面水温年平均不超过20℃，有百分之十三的海洋表面水温在4℃以下。水温越低，人在水中存活时间越短。穿着轻便服装的人浸泡在接近0℃的水中，一般只能存活几分钟。

4) 缺乏淡水。由于海水不能饮用，飞行员必须预先备有一定量的淡水或具有取得淡水的能力。必须指出，任何情况下都不要饮用海水，否则只能加速脱水的发生。

5) 动物的危害。海洋中有对人危害的动物，如鲨鱼、海蛇、水母等。它们或直接伤害人体，危及生命；或施放毒素等有害物质，使人中毒致命。其中鲨鱼是最危险的动物。

沙漠地区的特点是：

1) 雨量少，水的蒸发量大。我国沙漠地区的雨量由东向西逐渐减少，大部分地区都在400mm以下，巴丹吉林沙漠内部的雨量一般在50mm以下，塔克拉玛干沙漠中部和东部雨量更少，在10mm以下；有时多年不下雨。

2) 气温变化剧烈。我国气温最高的地区是吐鲁番。据记载，绝对最高气温为48.9℃。沙漠中夏季气温可达40℃以上，日温差10~20℃，最高达30℃，年温差达50℃，绝对年温差则达60℃。沙面温度中午可达60~80℃，而夜间又降到10℃以下。

3) 风沙大。我国沙漠地区风沙频繁，平均风速为3~4m/s，风季可达6m/s。大风日每年30~50天，有风日每年100天左右，南疆达145天。

4) 人烟少，行走难。除沙漠边缘有少数居民外，在沙漠中几乎渺无人烟。沙质松，缺乏道路，不易行走。这些恶劣的地理气候条件，给沙漠地区遇险人员造成最大的威胁是缺水，使人体很快发生急性脱水，中暑。

第二节 海上救生

一、海上救生

对降落在海上的飞行员来说，要生存就要做到以下几点。

1. 防止淹溺

飞行员被迫跳伞，不论是降落在海上还是落在江湖中，如果因意外而丢失或不按规定携带飘浮工具，均有发生淹溺的可能。此外，飞行员在跳伞时，还可能因未能及时解脱伞衣，被大风拖曳拉入水中淹溺；也可因高度判断错误，过早解脱伞衣，从高处坠入水中而致溺死。防止淹溺的主要措施有两方面：一是使用飘浮装备，如救生背心、救生船等；二是学会游泳和防淹技术。

2. 防止冷水浸泡

冷水浸泡是人水后使人致死的又一重要原因，而冷水浸泡死亡主要由于低温症（人体中心体温降到 35°C 以下时，就叫低温症）造成。陆地上和水中都可能发生低温症，但冷水浸泡时对生命的威胁更大。因为水的热传导率要比空气大25倍，热量散失要比空气中快得多。人在冷水中浸泡时的生存时间主要决定于水温。水温越低，生存时间越短。一般说来，人体浸泡在 20°C 以上的水中，可生存80个小时以上，这主要看生存者的体力情况；浸泡在 $15\sim 20^{\circ}\text{C}$ 水中，可生存12小时以上；水温 $10\sim 15^{\circ}\text{C}$ ，多数人可以生存6个小时；水温 $5\sim 10^{\circ}\text{C}$ ，有一半人可生存1小时以上；水温 $2\sim 5^{\circ}\text{C}$ ，大部分人生存时间不会超过1小时；在 2°C 以下水中，一般人只能耐几分钟（图14-1）。

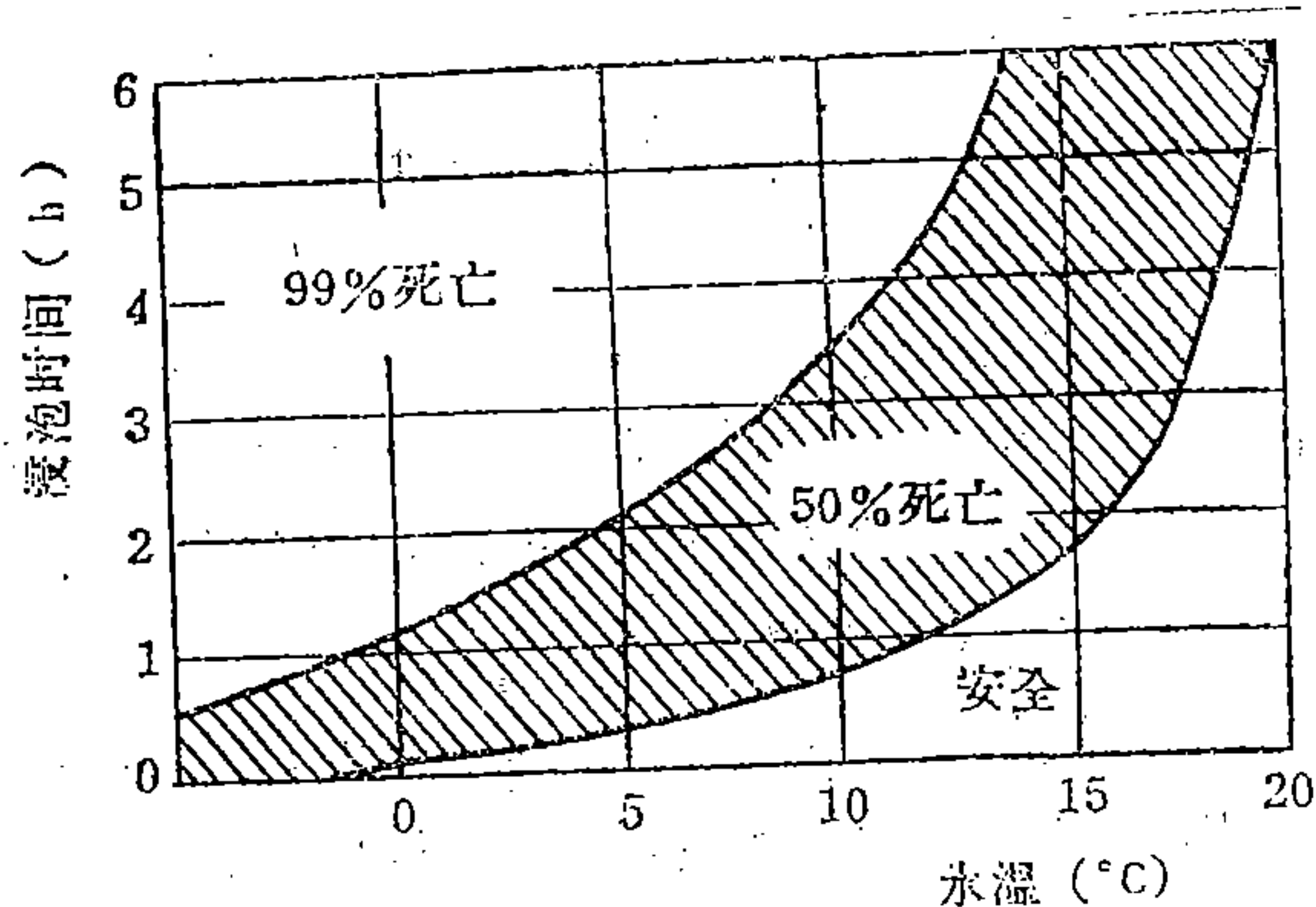


图14-1 穿普通衣服浸泡在不同水温中生存的时间

防止冷水浸泡的最好办法是爬上救生船，其次是穿上抗浸服。

抗浸服是第二次世界大战末开始研制的。当时由两种材料做成。一种材料是不防水，但在水中有相当保温能力，用它做成的抗浸服称为“湿服”。另一种材料则既能防水又能保温，它所做成的抗浸服叫“干服”。

湿服曾用氯丁泡沫橡胶制成，试验结果，0.48cm厚的抗浸服在水温 10°C 浸泡，可耐受4个小时。在 4.4°C 水温中耐受时间为2个小时。在 -1.9°C 时仅耐受1.5~1.3个小时。试验者主要因四肢冻得疼痛而停止试验。这样，在冷水中要得到适当的保温性能就需要2.54cm厚的氯丁橡胶。这种服装显然太笨重，必然使人体关节难以弯曲，行动不便。在正常飞行时穿着这么厚的衣服又太热，在空气中隔热值达6个克裸 $\ominus$ 。有人建议服装再附加

$\ominus$ 克裸是用于评价服装隔热性能的单位。1克裸 (CLO) 就是在气温为 21°C 、相对湿度为 $\sim 50\%$ 、风速不大于 1m/s 的室内，为维持一个静坐着的人感到舒适所要穿的衣服的隔热程度。

一个热源，这样结构就更为复杂，因此，这种“湿服”的方案就很快被屏弃。

“干服”分为两件衣服。外面的一件用于防水，里面的一件是保暖的。由于外面的不透水，为了使飞行中不至于太热，里面又需要有一件通风服。这种通风服往往与干服的内层衣服组合在一起。这样整套服装也是相当厚的。

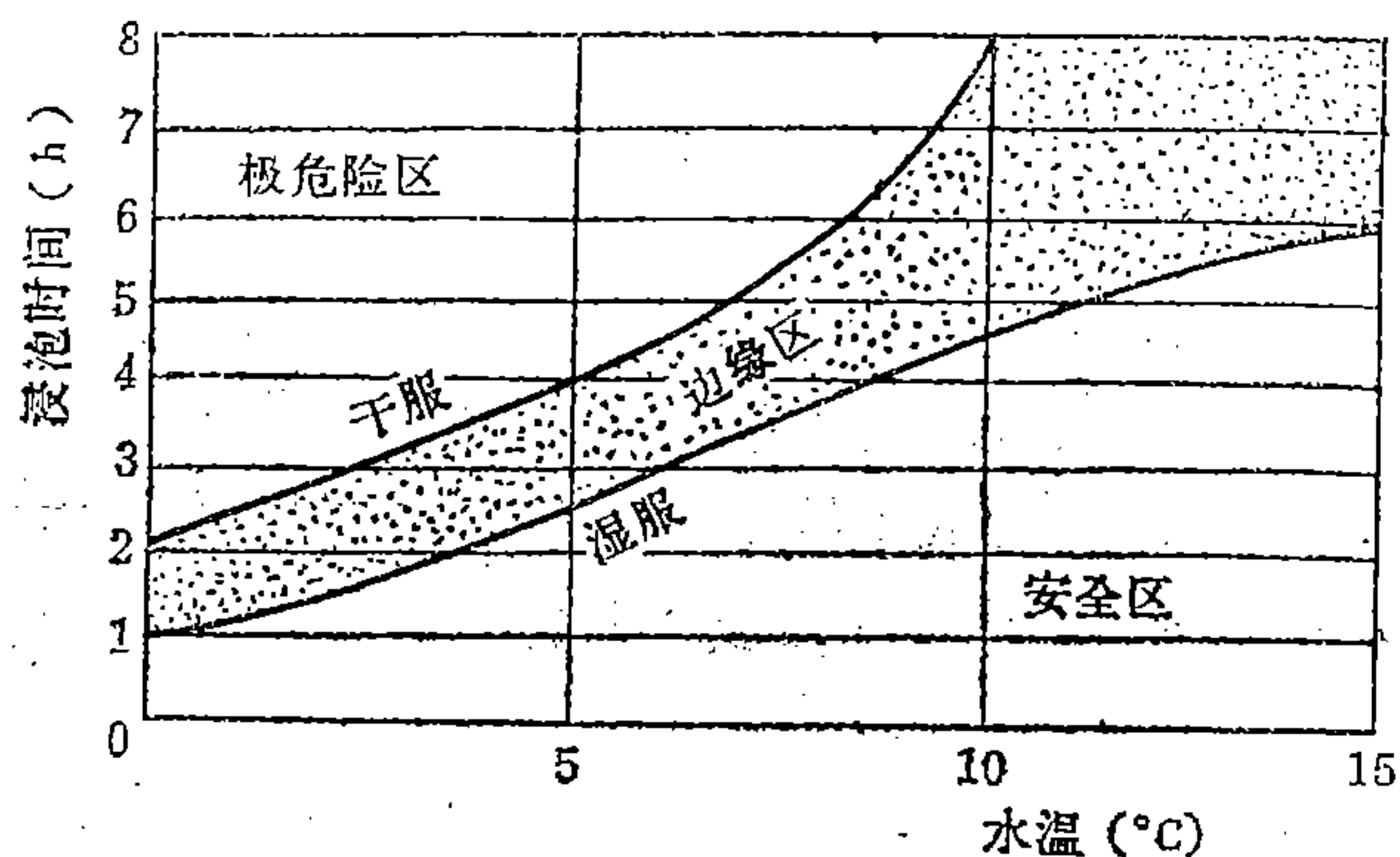


图14-2 穿着抗浸服后在冷水中的生存耐限

这些装备经试验证明，被浸者浸泡到颈部时，在4°C水中可以耐受1.5到2小时。图14-2为穿着抗浸服后在冷水中的生存耐限。

3. 防危险动物

首先是防鲨鱼咬伤，这主要有两方面：一是遇到鲨鱼保持镇定，并采取一些简单易行的防护措施（如穿好衣服，人坐在救生船里不把手臂和腿放在外边等）；二是使用驱鲨装备。此外，还要注意防海蛇、水母等的伤害。

4. 有水和食物

在海上生存，水是至关重要的，它直接影响生存时间。没有饮用水时，应尽量使身体少出汗，不吃或少吃食物，同时随时准备好下雨时接雨水。必要时，可使用携带的海水脱盐剂淡化海水来饮用。

海上生存除需要足够的淡水外，还需要食物。海洋上动物异常丰富，可以补充的食物主要有鱼类、海鸟、海龟等。

二、海上救生物品

海上救生物品通常包括救生船、救生背心（或腋下救生器）、抗浸服、通讯工具、生活用品、急救用品等。

1. 救生船

这是应急落水的飞行员落水后使用的一种充气船。船体用涂胶织物或橡胶布制成，多呈鲜艳的橙黄色，以使目标明显，便于寻找。气源为高压二氧化碳气瓶，可自动向船体充气、亦可手动充气。图14-3所示为单人救生船，其额定载重量不小于1176N。

2. 救生背心

这是用来保证空勤人员落水后头部能浮出水面的不透水的背心。一个体重686~784N的人在水中（头部露出水面）的重量约为59~64N，因此救生背心只要具有59~64N的浮力，就能确保飞行员水上安全。

救生背心（图14-4）由衣面和气囊两部分组成。气囊用涂胶布粘结而成，内装木棉以

产生浮力。为了落水后易发现目标,背心颜色为橙黄色。背心左、右各有一个气囊,气囊上装有吹气管、入水前吹气使气囊体积增大,增加浮力。若飞行员由于某种原因而不能吹气时,则气囊内木棉所产生的浮力仍能使飞行员头颈部都浮出水面。落水后,飞行员身体能在水中保持直立。

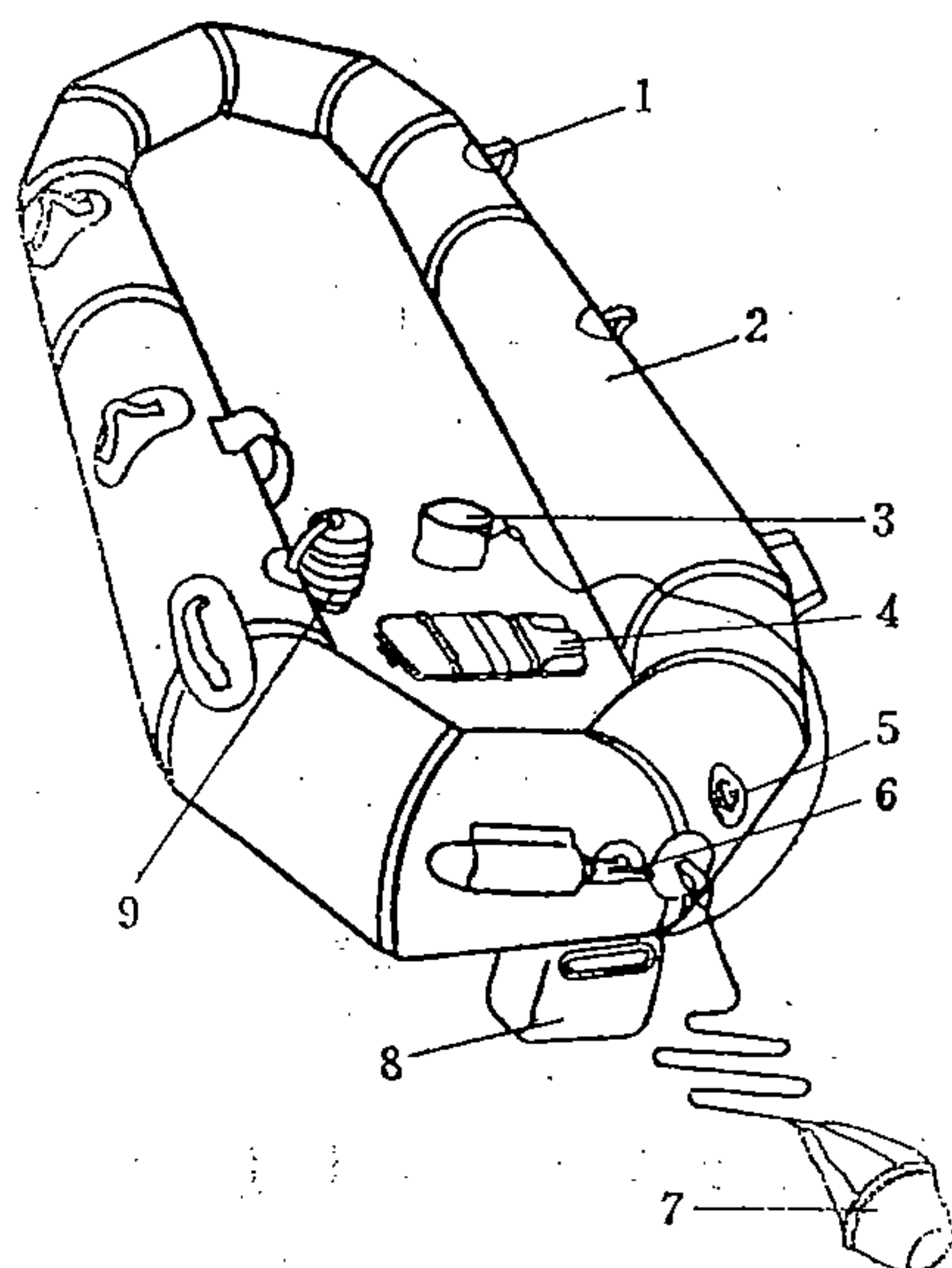


图14-3 救生船

1—把手 2—船囊 3—水勺 4—桨 5—排气阀
6—充气阀 7—浮锚 8—水囊 9—气拍子

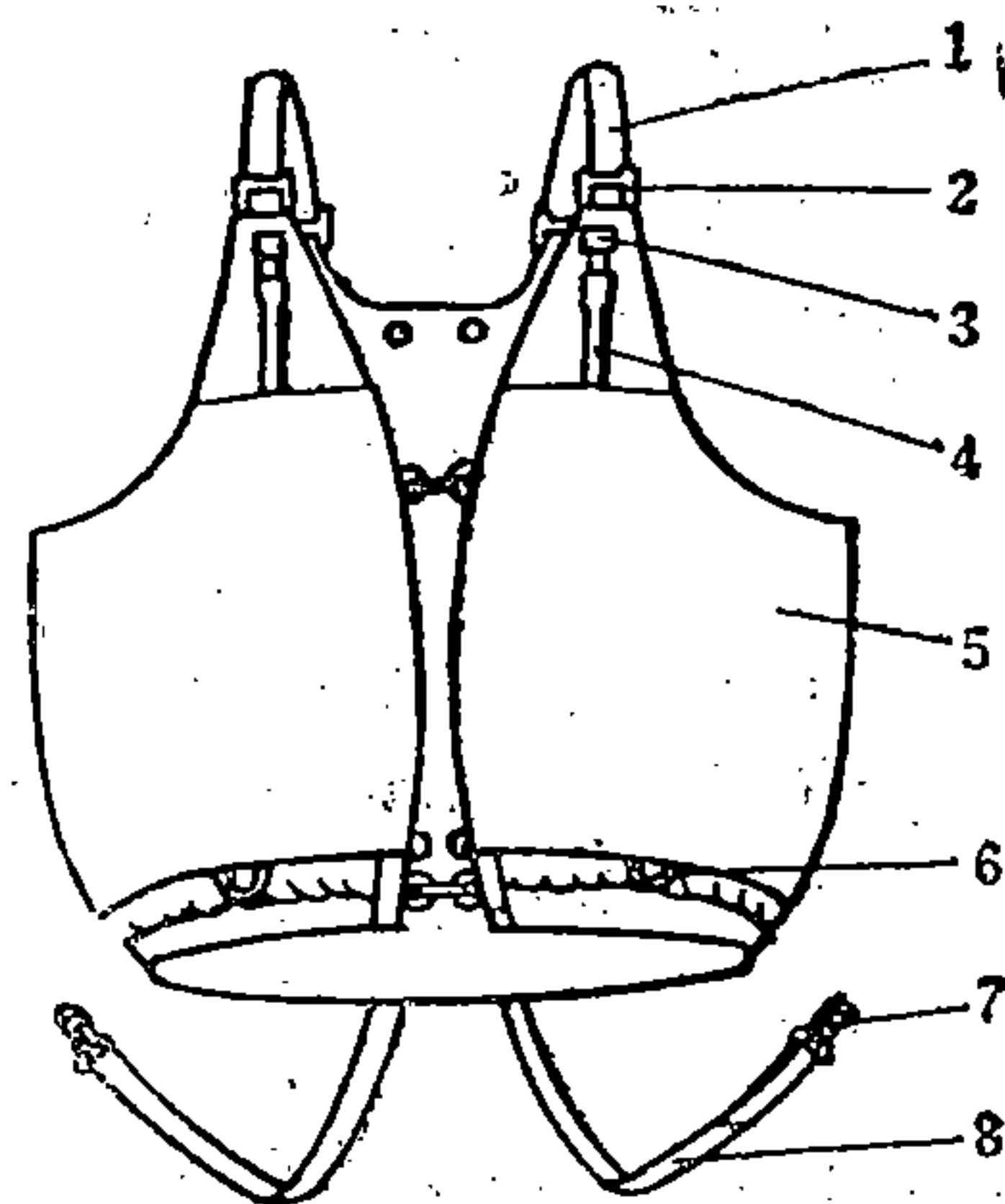


图14-4 救生背心

1—肩带 2—调节扣 3—吹气嘴 4—吹气管
5—衣面 6—半圆环 7—挂钩 8—裆带

3. 腋下救生器

腋下救生器（亦称腋下气囊或腋下救生气囊，见图14-5）与救生背心作用相同。它是由浮筒（气囊）、救生器包（囊包）、充气机构、浸水电池等部分组成。浮筒常用色泽鲜艳的桔红色涂胶织物制成哑铃形，右左各一，折叠包装配挂在背带两侧，位于飞行员腋下。浮筒应有良好的气密性，常温下24小时内浮力不小于118N，以便保证着全套装备的飞行员肩部以上浮出水面。

充气机构具有手动和自动工作两套系统。着水前可采用手动，若来不及手动，则着水后自动充气系统自动地将二氧化碳气瓶打开充气。当海水水温为 10°C 以上时，自动充气系统保证在飞行员头部入水后5s内自动工作，将飞行员肩部以上浮出水面。

4. 救生颈套

这是为了使溅落水面的飞行员能够漂浮在一个舒适的位置上，并有可能向需要的方向漂流而设计的装备。为了保持人的头高于水面需要提供不小于49~69N的附加漂浮力。实际上大多数救生设备提供98~196N的附加漂浮力。保证头部高出水面是重要的，人漂浮的姿态（垂直、倾斜或水平）也重要。在垂直的位置，因血液循环不良，身体会更快速地冷下来。现有的救生设备将人体保持与水面成 $20^{\circ}\sim 40^{\circ}$ 角的倾斜姿态。漂浮颈套重6.9~9.8N。颈套中 CO_2 的工作压力为9.8~19.6kPa。充气所需 CO_2 的体积为30~40L。救生颈

套折叠成尺寸很小的披肩形式，穿在飞行服的最外层。见图14-6。

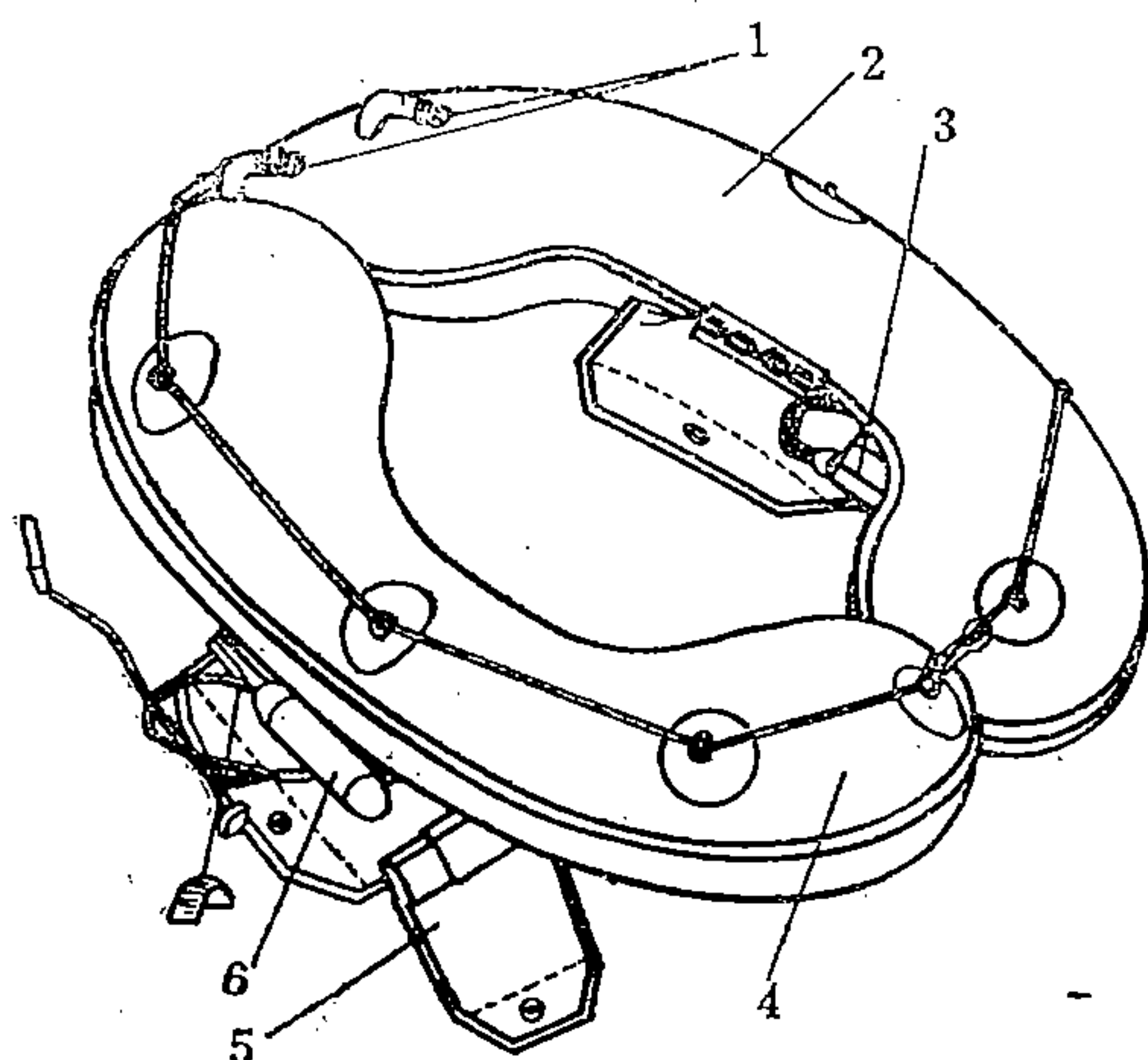


图14-5 腋下救生器

1—排气嘴 2—右浮筒 3—电池 4—左浮筒（左右浮筒共25L） 5—救生器包 6—二氧化碳瓶

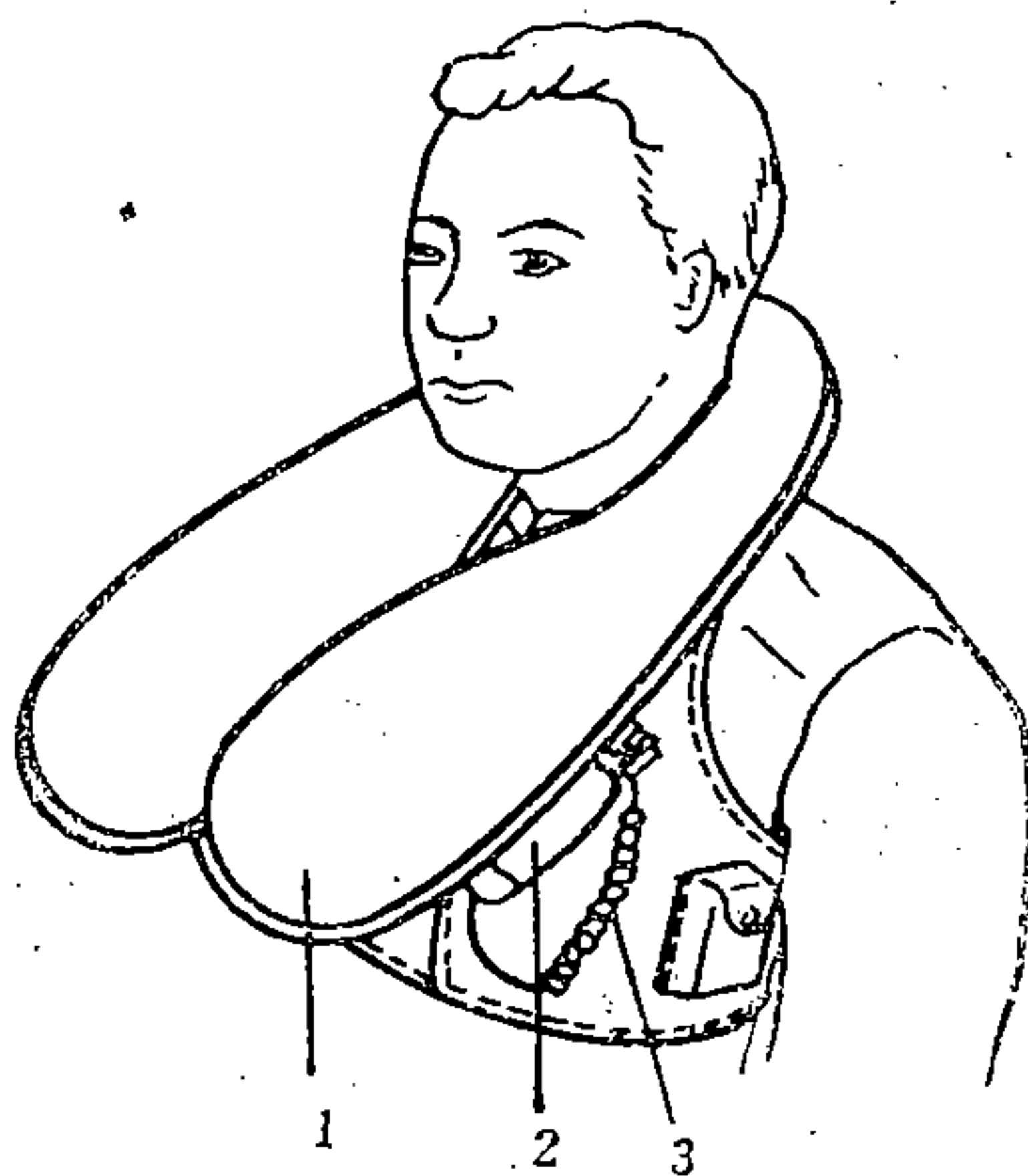


图14-6 救生颈套（已充气状态）

1—漂浮颈套 2—二氧化碳瓶 3—拉绳

5. 抗浸服

这是保证飞行人员被迫跳伞于冷水中时，防止体热在短时间内大量丧失，以延长人在水中存活时间的一种个人防护装备。

对抗浸服的主要要求：

- 1) 服装设计应与有关的防护救生装备协调一致。
- 2) 应穿脱方便、轻便合体、活动自如、不影响飞机操纵及弹射跳伞。
- 3) 应选用高强度的衣服织物材料。一般应能经受600~900km/h的飞行速度下弹射跳伞时的高速气流吹袭。
- 4) 服装应不易燃，并且有一定的漂浮力。
- 5) 服装应能防水，并且有一定的通风和透湿性能。
- 6) 保暖层既要有较好的隔热性能，又不宜太厚。服装的隔热值以2.5~3.5克裸为宜。
- 7) 服装能保证人体在冷环境中一定时间内的“热债”，最高不超过80kcal/m²，一般以40kcal/m²以下为好，或者保证肛温不低于35°C。

抗浸服的基本结构：

抗浸服是由多层服装组合而成。外层是连衣裤式的防水服，中间是一层保暖服，里层是毛衣裤及衬衣。

前面已谈到干服也相当厚，因而很笨重。此外不透气性也是尚待改进的问题。

后来，在干服的基础上研制成功了一种透气不透水的抗浸服。这种以棉织物为基础的材料允许让空气透过，容易使汗液蒸发。这样在温带地区飞行时就不用通风服了。一旦与水接触，棉纤维即膨胀，从理论上讲可以完全防水。现在世界各国大部分抗浸服都是以这一原理设计的。服装的手腕部有两层，这样既不易损坏也可避免水在静压下通过手腕部织物渗入。脚上因有防水鞋，为了防寒可以穿上一、二双毛袜子。头、腕部与皮肤紧密接触处均用防刺激的材料处理过。服装上配有从上到下各种形式的防水拉练，以便于穿脱及身

体弯曲。还有涂有涂料的披肩和手套。各国现用的抗浸服虽然式样不一,但也都大同小异,在水中都有明显的防寒效果。

6. 其 它

其它还有信号和联络设备(电台、烟火管、反光镜、标位器、信号枪、冷光管、染色剂),生活用品(淡水、口粮、渔猎用具、火柴),防护急救用品(药包、防鲨鱼剂),辨别方向用品(指北针)。

以上救生物品,除救生船、救生背心(或腋下救生器)、救生颈套、抗浸服外,均装在救生物品包中。救生物品包应不漏水且具有一定的浮力,它与救生船一起装在与降落伞背带系统相连的救生包内。用一根连接绳,末端连着救生物品包,中部系着救生船,另一端挂在飞行员腰部的挂钩上。救生包上有一根与背带相连的下降绳和两个与背带上快速释放接头相连的插头。这样,尽管救生物品重量很大(总重可达157N),但可在着水(或着陆)前,操纵任一快速释放接头从背带上放开救生包,救生包按下降绳长度下垂。这样在飞行员着水(或着陆)前可减轻负荷,从而减小着水(或着陆)时的冲击力。飞行员离水面(或陆地)200m时,操纵手柄打开救生包,使救生船或救生物品包吊在下面,由连接绳把它们挂在飞行员腰部。救生船在空中由惯性自动充气,如有故障,入水后还可由浸水电池工作而自动充气或手动充气。这样,飞行员着水后可立即登上救生船,收回救生物品包,并开始呼救。

第三节 沙 漠 救 生

一、沙漠救生

在沙漠里,对人员生存的主要危险是缺水,其次才是食物。

1. 防止脱水

人在沙漠中,不仅从空气中受热,还可从地面反射受热。人体为保持正常体温就必须散热,气温高时主要是出汗蒸发散热,天气越热出汗越多,这就容易脱水。

防止脱水的主要办法有:

- 1) 及时饮水。在有充足的饮水时,应尽可能多喝水。
- 2) 减少出汗。这主要靠减少身体受热、减少体力活动。减少受热的最好的办法是白天呆在荫影里,不要直接躺在沙面上,不可赤膊,应穿上衬衣。

图14-7为人体需水量与气温及活动强度间的关系。

图14-8表示不同气温下在沙漠中可行走的距离与时间。

2. 寻找可食用动植物

在多数沙漠里,动植物都是不多的。但也不是象一般人想像的那样,到处都是寸草不长的不毛之地。只要有水,就有动植物。新疆北部的动物较为丰富。沙漠里还有不少可食用植物,如沙拐枣、沙枣等。

必须注意的是,只有在充足的饮水供应情况下,才可进行捕捉动物和采集食用植物的活动。因为这要消耗大量的体力和汗液。在缺水时,则应避免进行这种狩猎与采集活动,而且也不易多吃食物。

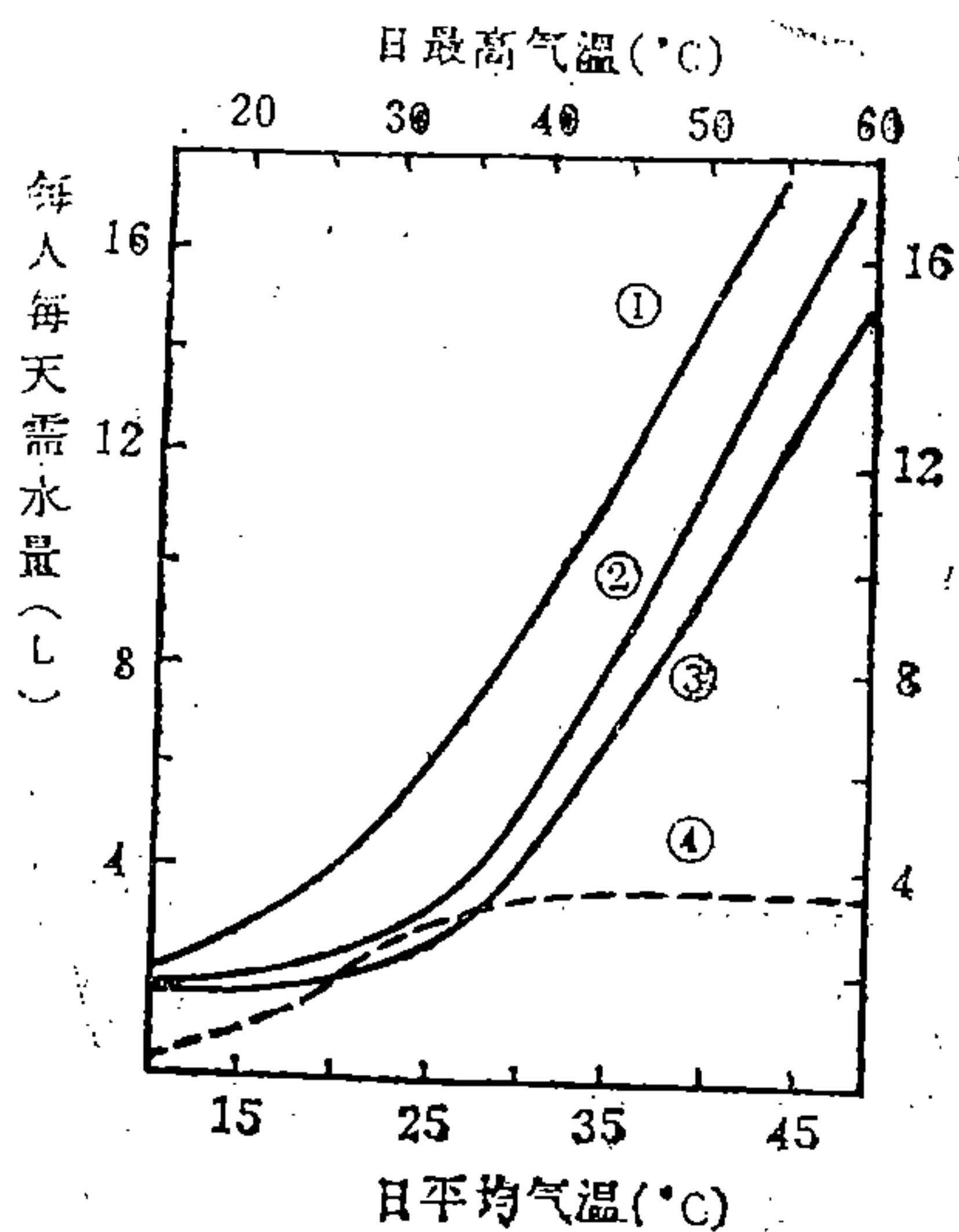


图14-7 人体需水量与气温及活动强度间的关系

①—白天8小时干重活 ②—夜间8小时干重活 ③—在阴凉处休息 ④—夜间工作所节省的水

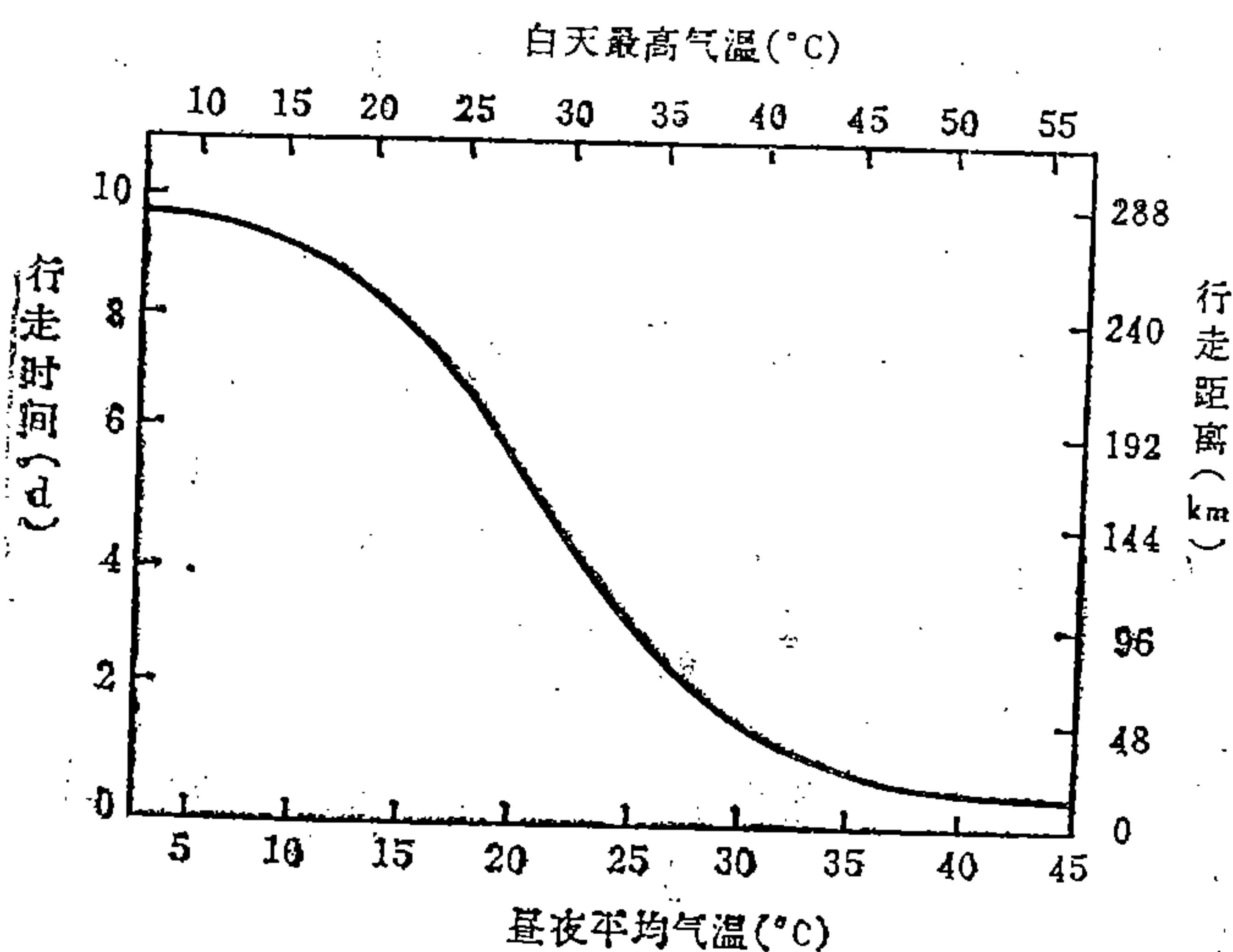


图14-8 不同气温时可在沙漠中行走的距离和时间

二、沙漠救生物品

沙漠里生存的主要问题是炎热缺水，因此除了象海上一样需要携带通讯联络工具、生活用品、急救药包外，特别要注意备有一定量的淡水饮料、止渴片、防晒防裂油膏、有色风镜等物品。

附 录

一、简要标准大气表

高 度 (m)	大 气 压 力		大气温度 (°C)	大气密度 (kg·s ² /m ⁴)
	(kPa)	(mmHg)		
-500	107.480	806.17	18.25	0.13108
0	101.325	760	15.00	0.12497
400	96.609	724.63	12.40	0.12024
600	94.319	707.45	11.10	0.11792
800	92.073	690.60	9.80	0.11564
1000	89.870	674.08	8.50	0.11340
1500	84.550	634.17	5.25	0.10793
2000	79.487	596.20	2.00	0.10267
2500	74.673	560.09	-1.25	0.097603
3000	70.098	525.77	-4.50	0.092731
3500	65.752	493.18	-7.75	0.088048
4000	61.627	462.24	-11.00	0.083548
4500	57.715	432.89	-14.25	0.079226
5000	54.005	405.07	-17.50	0.075077
5500	50.419	378.71	-20.75	0.071097
6000	47.165	353.76	-24.00	0.067280
6500	44.018	330.16	-27.25	0.063622
7000	41.044	307.85	-30.50	0.060118
7500	38.234	286.78	-33.75	0.056763
8000	35.583	266.89	-37.00	0.053554
8500	33.082	248.13	-40.25	0.050485
9000	30.725	230.46	-43.50	0.047553
9500	28.506	213.81	-46.75	0.044753
10000	26.419	198.16	-50.00	0.042081
11000	22.615	169.63	-56.50	0.037104
12000	19.314	144.87	-56.50	0.031688
13000	16.495	123.72	-56.50	0.027063
14000	14.088	105.67	-56.50	0.023112
15000	12.031	90.242	-56.50	0.019739
16000	10.275	77.07	-56.50	0.016858
17000	8.7754	65.821	-56.50	0.014397
18000	7.4945	56.213	-56.50	0.012296
19000	6.4006	48.008	-56.50	0.010501
20000	5.4664	41.001	-56.50	0.0089682
25000	2.4836	18.629	-56.50	0.0040747
30000	1.1284	8.4638	-56.50	0.0018513

二、单位换算表

物理量	国际制	米制	英制		备 注
长度 L	(m)	(m)	(ft)	(in)	
	1	1	3.2808	39.37	
	0.3048	0.3048	1	12	
	0.0254	0.0254	0.0833	1	
力 F	(N)	(kgf)	(lbf)		
	1	0.10197	0.22481		
	9.80665	1	2.2046		
	4.44822	0.45359	1		
压力 p	(Pa = N/m ²)	(kgf/m ²)	(lbf/in ²)		
	1	0.102	0.22481		1atm = 1.013×10^5 N/m ² = 1.03×10^4 kgf/m ² = 760mmHg
	9.80665	1	14.223×10^{-4}		1bar = 10^5 Pa
	6.89476×10^3	7.03×10^2	1		1mmHg = 133.3 Pa
功 (能) W	(J)	(kcal)	(Btu)		
	1	2.389×10^{-4}	9.48×10^{-4}		
	4186.8	1	3968		
	1055.06	0.252	1		
功率 P	(W)	(kW)	(HP)		
	1	1×10^{-3}	1.34×10^{-3}		1kW = 102kgf·m/s
	1000	1	1.34		1HP(工程制) = 75kgf·m/s
	745.7	0.7457	1		1HP(英制) = 76.04kgf·m/s = 550lbf·ft/s
导热系数 λ	(W/(m·K))	(kcal/(m·h·°C))	(Btu/(ft·h·°F))		
	1	0.859845	0.577789		
	1.1630	1	0.671969		
	1.73073	1.48816	1		
热流密度 q	(W/m ²)	(kcal/(m ² ·h))	(Btu/(ft ² ·h))		
	1	0.859845	0.316992		
	1.1630	1	0.368662		
	3.15465	2.71251	1		