

AN INTRODUCTION
TO MISSILES

导弹概论

钱学森 著

手稿



要分析这个弹道，我们必须把速度分成沿

着视线的和垂直于视线的这两部分：

$$\dot{r} = V_e \cos \beta - V_m \quad (4.1)$$

$$r\dot{\beta} = -V_e \sin \beta \quad (4.2)$$

在这些公式中，在恒角符号上的点代表对时间
上的微分。把(4.1)和(4.2)相除，我们得到

$$\frac{\dot{\beta}}{\dot{r}} = \frac{-\sin \beta}{\cos \beta - \beta} \quad (4.3)$$

其中 β 是导弹速度与飞机速度的比例，

$$\beta = \frac{V_m}{V_e} \quad (4.4)$$

(4.3)公式是可以积分的，

$$\begin{aligned} \int \frac{\dot{\beta}}{\dot{r}} dt &= \int \frac{d\beta}{dr} dr = \int \frac{d\beta}{\beta} = \log \beta \\ &= \int \frac{(\beta \cos \beta - \cot \beta) d\beta}{d\beta} dt = \int \frac{(\beta \cos \beta - \cot \beta) d\beta}{d\beta} \\ &= \beta \log \frac{(\sin \beta)}{(1 + \cos \beta)} - \log \sin \beta + \text{常数} \\ &= \log \frac{(\sin \beta)^{f-1}}{(1 + \cos \beta)^f} + \text{常数} \end{aligned}$$

所以可以写成

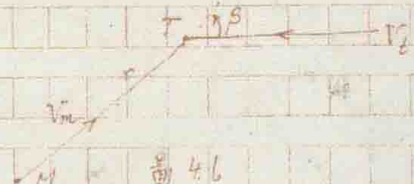
$$r = K \frac{(\sin \beta)^{f-1}}{(1 + \cos \beta)^f}$$

其中 K 可以用初始条件来决定它：

$$K = r_0 (1 + \cos \beta_0)^f (\sin \beta_0)^{f-1}$$

r_0 和 β_0 是开始时刻的 r 和 β 。

如果导弹不是从后面追上飞机而是迎头
那么情形就有些不同(图4.6)，现在 β 是一直



大的，而运动方程式就是

$$\dot{r} = -V_e \cos \beta - V_m$$

$$r\dot{\beta} = V_e \sin \beta$$

同样地把这两个方程相除，我们就得到

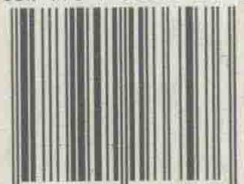
$$\frac{\dot{\beta}}{\dot{r}} = \frac{-\sin \beta}{\cos \beta + \beta}$$



中国宇航出版社

AN INDIAN INTRODUCTION TO THE
FOUR GREAT MISSILES

ISBN 978-7-80218-657-6



9 787802 186576 >

定价: 120.00元

An Introduction to Missile

导弹概论

钱学森 著



中国宇航出版社

· 北京 ·

内 容 简 介

在五十年前中国航天创建时,著名科学家钱学森亲笔撰写了导弹概论一文,向中国航天人讲授了第一堂航天技术课。本书将钱学森当年讲课的手稿和打字油印的小册子进行了整理和重新编排,并搜集了部分图片,加入了当年亲耳聆听过钱学森讲课的部分老同志的回忆,是一部具有历史意义和收藏价值的珍贵作品。

版权所有 侵权必究

图书在版编目(CIP)数据

导弹概论/钱学森著. --2版. --北京:中国宇航出版社, 2009. 12

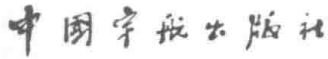
ISBN 978-7-80218-657-6

I. ①导… II. ①钱… III. ①导弹—概论 IV. ①TJ760.1

中国版本图书馆CIP数据核字(2009)第223626号

策划编辑 石磊 陈大亚 责任编辑 黄萃

装帧设计  责任校对 王妍

出 版 社 

社 址 北京市阜成路8号 邮 编 100830
(010) 68768548

网 址 www.caphbook.com/www.caphbook.com.cn

经 销 新华书店

发行部 (010) 68371900 (010) 88530478 (传真)
(010) 68768541 (010) 68767294 (传真)

零售店 读者服务部 北京宇航文苑
(010) 68371105 (010) 62529336

承 印 北京中科印刷有限公司

版 次 2006年10月第1版
2009年12月第2版第2次印刷

规 格 787×1092

开 本 1/16

印 张 5 彩 插 7.5

字 数 178千字

书 号 ISBN 978-7-80218-657-6

定 价 120.00元

本书如有印装质量问题,可与发行部联系调换



钱学森——杰出科学家，中国航天事业奠基人。中国科学院院士，中国工程院院士。1991年10月被国务院、中央军委授予“国家杰出贡献科学家”荣誉称号，被中央军委授予一级英雄模范奖章。1999年9月被党中央、国务院、中央军委授予“两弹一星功勋奖章”。2009年9月被评为“100位新中国成立以来感动中国人物”。

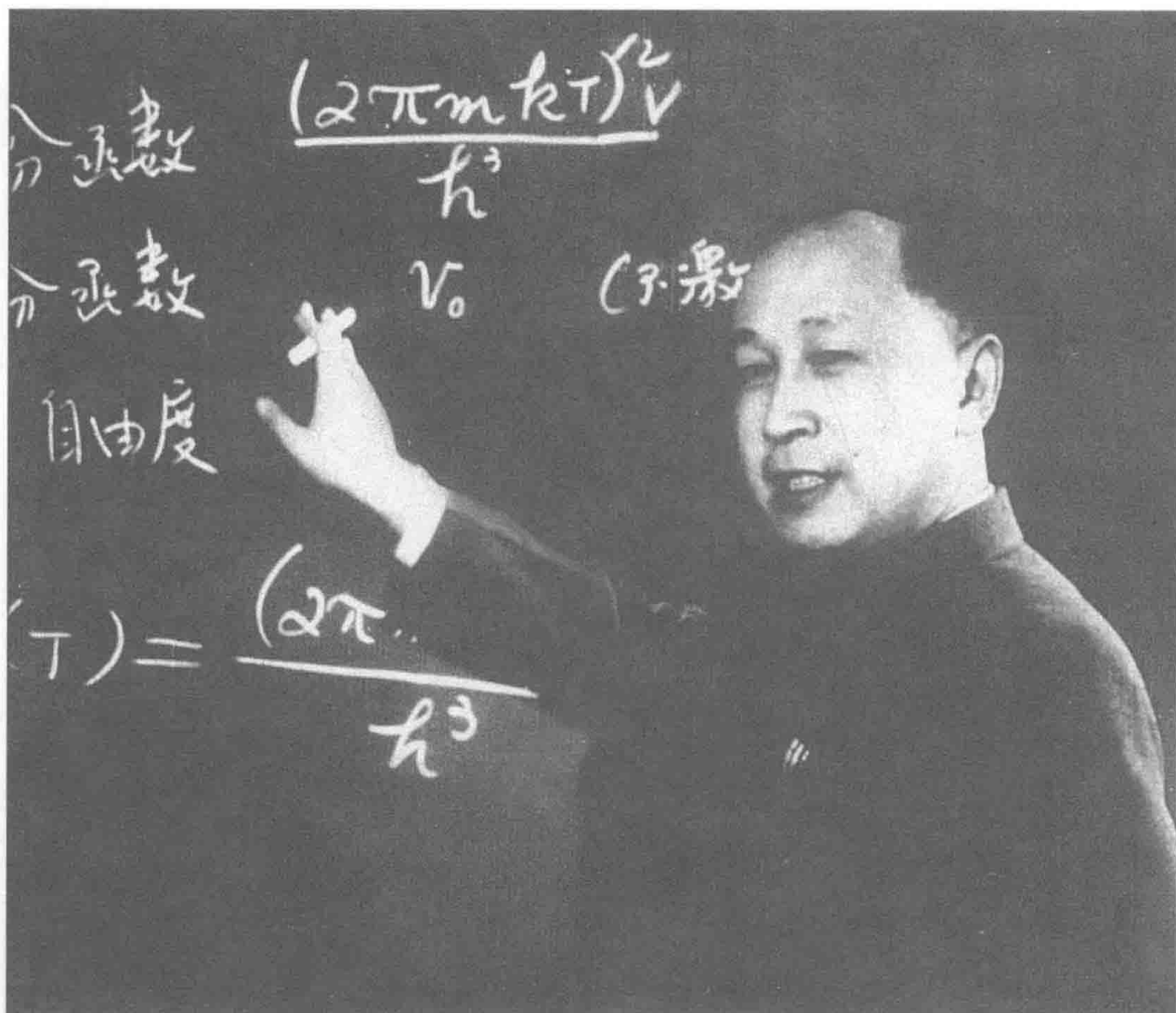
钱学森1911年12月11日出生，1934年毕业于上海交通大学，1935年赴美留学。1955年回国后的第二年向中央政府提出了《建立我国国防航空工业意见书》，最先为中国火箭导弹技术的发展提出了极为重要的实施方案。他长期担任火箭、导弹等航天器研制的技术领导职务，始终站在世界科技前沿，以自己的远见卓识从战略上思考我国科学技术发展特别是国防科技发展的重大问题，提出许多富于创造性、前瞻性的重大学术思想和有重大价值的建议，以渊博知识和超凡智慧解决了一系列关键技术难题，为我国导弹航天事业发展作出了许多具有里程碑意义的贡献。他在应用力学、喷气推进、物理力学、工程控制论、系统工程等诸多领域取得了出色的研究成果。



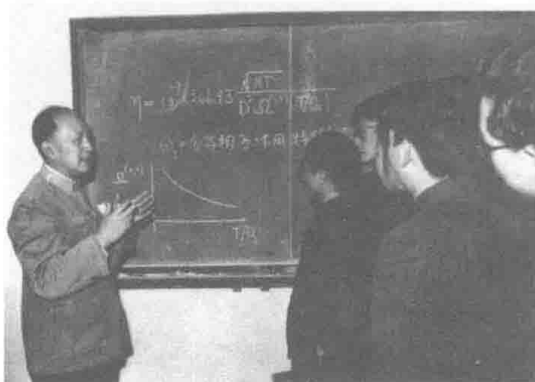
1956 年毛主席接见刚回国的钱学森



1956 年钱学森在中国科学院力学所所长办公室



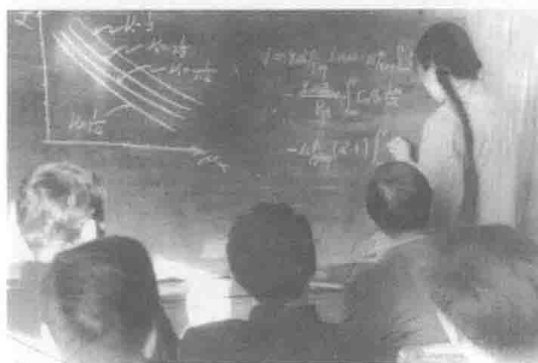
1956 年钱学森在国防部五院讲授导弹概论



钱学森为学生答疑



学员乘坐专车去听课



学员认真复习功课



国防部五院专家工作室人员合影，身后为国防部五院办公楼，是钱学森当年讲课的课堂之一



1956年12月因工程控制论的研究成果，钱学森荣获中国科学院自然科学一等奖



1960年4月钱学森在上海老港T-7M探空火箭发射场



1965年5月钱学森陪同邓小平视察



1966年10月27日聂荣臻在导弹核武器试验成功后接见参加导弹核武器试验的部分人员
(前排左三为钱学森)

目 录

《导弹概论》手稿	001
校订稿	105
第一讲 为什么要导弹	107
附录 A 世界各国导弹一览表	117
附录 B 德国在二次世界大战期间设计制造的火箭	124
第二讲 推进系统	129
第三讲 空气动力和结构	147
第四讲 制导问题	159
附录 我们见证了那一段难忘的历史	175
编后一	184
编后二	185

《导弹概论》手稿

导弹问题 (内部刊物, 注意保密)

第一讲 为什么需要导弹

要了解为什么会有导弹出现, 成为现代国防上不可缺少
的武器, 我们先要谈谈飞机的发展历史。虽然在历史
上、甚至于在神话传说上已经有不少有关航空的记载和
故事, 但是真正大力发展航空事业还是比较近来的事, 飞
机的历史只不过五十多年多一点罢了。然而在这五十多年中
, 变化是很大的, 进展是很快的。我们从飞机的童年说起
也就是本世纪的初年说起。

我们都知道, 飞机所以能飞是靠翅膀, 有翅膀才有升
力, 才能抵消重力而使飞机离地飞起。所以如果 L 是升力
而 W 是飞机的重量, 那么

$$L = W \quad (1)$$

但是我们仔细想一想, 这个升力是怎么来的? 升力是由空
气作用在翅膀上的压力得来的, 也就是空气托着翅膀而不
使翅膀被重力所拉下来。这也就是说, 空气有一股力作用
到飞机上, 这股力是垂直向上的。那么依照牛顿作用力和反
作用力的关系, 我们也知道飞机的翅膀也必定在压空气,
使空气流向下方。现在我们就来谈一谈产生向下气流所需

要的能。要进行这一个计划，我们必须先知道受^机影响的空气流量有多大。依照空气动力学的研究结果，被影响的空气质量^m可以由下式求得：

$$m = k \rho S V \quad (1.2)$$

这里 k 是一个常数， S 是翅膀的面积， ρ 是空气的密度， V 是飞机飞行的速度。如果 w 是空气被推向下而得到的速度，那么根据牛顿的运动规律，

$$L = W = m w = k \rho S V w$$

因此我们就可以求出 w 的值为

$$w = \frac{L}{k \rho S V} = \frac{W}{k \rho S V} \quad (1.3)$$

空气本来是没有什么向下的速度的，现在有了这个速度也就有相应于这个速度的动能。我们从 (1.2) 式中得到^{单位时间}空气质量 m ，从 (1.3) 式中得到速度 w ，因此每单位时间的动能 P_1 就是

$$P_1 = \frac{1}{2} m w^2 = \frac{1}{2} \frac{W^2}{k \rho S V} \quad (1.4)$$

P_1 也就是产生这股向下的气流所需要的功率。这功率终究是要由飞机的推进系统来供给的。因此，我们也可以把它看作是推进系统的功率，所以相应的推力或拉力²就是

$$D_1 = \frac{P_1}{V} = \frac{1}{2} \frac{W^2}{k \rho S V^2} \quad (1.5)$$

当然，我们也可以把这股拉力 D_1 作为因空气向下流动所产

生的阻力，推进系统就必须克服这阻力才能使飞机向前飞行。在空气动力学中，这阻力叫作感生阻力。

既然叫这种阻力为感生阻力，即也就是暗示着还有其他的阻力。另一种阻力是什么阻力？我们由上面的讨论看来就知道感生阻力是和升力密切相关的，没有升力就没有感生阻力。但是物体在空气中飞行，就是不发生升力也要搅动空气，也就是供该所谓行动必生风，这风就是空气受了物体通过时搅动所生的流动，有流动就一定有速度，有速度也就带来相应的动能，只不过这种流动基本上是飞行方向的流动，基本上是由空气和机身表面的摩擦所产生的。不像上节所说的那种搅动是垂直于飞行方向的流动。

但无论怎么样，要供给这种动能就必须靠推进系统来出力，也就是必定有相应的阻力。这种阻力在空气动力学中叫作寄生阻力，意思是这种阻力并不因升力而来，所以完全是消极的。寄生阻力 D_2 可以用下面的公式来计算，

$$D_2 = C_D S \rho V^2 \quad (1.6)$$

C_D 是寄生阻力系数。

把(1.5)和(1.6)公式加在一起，我们就得出全部阻力 D 的公式为

$$D = K \frac{W^2}{S \rho V^2} + C_D S \rho V^2 \quad (1.7)$$

在这里 K 也是一个系数。在一定的飞机形状条件下，而

且速度不太大的时候， K 和 C_D 都是常数。因此如果我们研究飞机起飞时速度所发生的阻力 D 和速度 V 的关系，我们会得出像图1.1那样的关系：在速度 V 很小时的时候，第一部分感

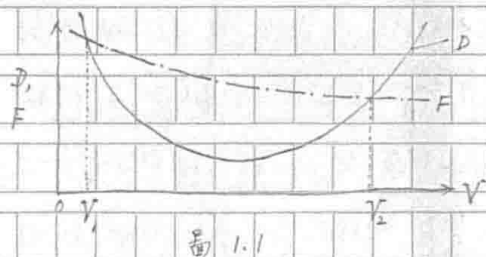


图 1.1

生阻力很大，所以 D 也是大的。在速度大的时候，虽然感生阻力小，但是寄生阻力又大了，所以全部阻力也还是很大。如果我们的推进系统所能产生的最大拉力 F 与飞行速

度有一定的关系，像图1.1所表示，那么显然飞行只能在 V_1 和 V_2 之间的速度才可能， V_1 是最小速度， V_2 是最大速度。

比 V_1 小的速度是不可能的，因为推进系统的拉力不够大，不能完全抵消阻力，所以飞机会掉下来。同样，比 V_2 大的速度也是不可能的。所以飞机有一个最大速度也有一个最小速度，这一个规律是一般的，任何一架飞机^是都有的。

有了这一个飞机飞行的概念，我们^{飞机早期的理论情景}可以更容易地表示出来：在飞机的早年，它的最大速度只比它的最小速度大一点点！这也就是说早年的飞机只不过刚刚能够飞起，用了最大的推进动力也只不过能飞十来尺高，二三十尺远。所

25 x 20 = 500

谓飞行是简陋之至了，比起飞鸟类的飞翔还差得远！怎么样改进呢？我们可以由(1.7)公式来分析一下：我们的目的是要把空气的阻力^{减小}。很显然我们不能把翅膀的面积 S 减小，这自然是因为翅膀是用来取得升力的，但也因为减小 S ，虽然可以减少寄生阻力，但是同时又增加了感生阻力。有效的办法是减少寄生阻力的系数 C_{D0} ，也就是说翅膀面积不变，但是要减小阻力。这初听起来，似乎是不容易办的；但其实早年的飞机机身外形复杂，翅膀分两层，甚至于三层、四层，翅膀的形状又不流线型化，翅膀之间、翅膀和机身之间又有许多支杆和拉线。这些零七碎

碎的东西并不产生什么升力，但是它们都产生阻力。所以减少寄生阻力的办法就是把飞机的外形简单化，使翅膀的形状流线型化，使用一层翅膀，也^{把外面的}把支杆和拉线一概废除不用，这也就是从多翼复杂的飞机外形做到单翼流线型的外形。这样就可以大大地减少寄生阻力，也就增加了空气动力学的效率。

另外一个增加飞行效率的办法是减少重量 W ，我们从(1.7)公式可以看到减少 W 就能减少感生阻力。这也是初初一看觉得有困难，像说重量是一定的，由飞机的负载来决定，不能自由减小。其实我们这里所说的重量是飞机结构的

重量，而结构重量是可以增加结构的效率来减少的。怎样才能增加结构效率呢？我们可以引用更好的材料，我们也可以^{改进}结构的设计，使结构更能适合于飞机的要求。早年的飞机是用木材做架子，用钢线拉紧，外面再蒙上布，布上又喷上漆。木材显然不是很坚强的材料，在第一次世界大战以后，也就是在1920年间就把木材的架子用钢管的架子来代替了，但是外面还是蒙布喷漆。我们仔细想一想就可以知道这不是合理的：蒙布只保持了飞机的外形，但它并不承担压力。换句话说，蒙布的重量并没有对飞机的强度作出任何贡献。因此更进一步的结构改进就是薄壳结

构。薄壳结构的好处就是飞机内部的支架和外皮结合在一起，外皮也就是蒙皮也^{承受}载荷，这样就提高了结构的效率。在起初，外壳还是木质的，是千层板包制的。一直到1930年以后才有全金属薄壳飞机，所用的材料是铝合金，所谓硬铝。这一连串的结构方面的改进也大大地减轻了结构的重量，因而也对减少阻力这一工作有重要的贡献。

所有在空气动力学方面和结构设计方面的这些改进，自然都对增加飞行速度和改进飞机性能有关系。但是这方面的工作是有限度的，要想把飞机的性能大大地提高，光靠这些工作是不够的，还要在增加推进系统的功率方面

7.

25.2.30-1500

努力。这也就是说要改进飞机的性能，最重要的问题除了还是增加动力的问题。但是这也显然不是单纯地增加动力问题，因为大的高功率的动力机械，像大轮船上的动力机械或火力发电站的动力机械，是不能搬到飞机上去用的，原因是它们都太重，搬到飞机上去，飞机还是飞不起来。所以光是功率大还不能解决问题，同时机器也要轻。换句话说，就是飞机的动力问题是在减少产生每单位功率的机械重量，也就是产生一匹马力要用多重的机器。这是一个最关键性的问题。在早年也有人想把蒸汽机用到飞机上去，但是因为蒸汽机太重，每一匹马力要二三十公斤重，

所以不能用。后来决定采用活塞式内燃机作为动力机械，但每一马力当时也还要有五公斤重。一直到1930年以后，经过多次的改良，引用了更好的金属材料，才把一匹马力的机械重量减到每马力半公斤重。但这还不包括一些附件和螺旋桨的重量，其实整个推进系统的重量还在每马力一公斤左右。比起飞机的始创时期这已经是非常大的进步了，再加上在空气动力学方面和材料结构方面的成就，就使得当时的飞机有了很大的进展：旅客运飞机达到时速三百多公里，军用歼击机的时速达到400公里。而当时世界速度纪录是每小时600公里左右。以后的进展就比较慢

到第二次世界大战的前夕，1937年德国的一架改造了的军用飞机得了速度的锦标，但也只达到每小时700公里的速度。

也就在这个时候，在空气动力学的试验中发现了新的现象，这新现象就是空气阻力因速度的加大而增加的规律不能完全用前面所讲的(1.7)公式来表明：但速度 V 接近于声波在空气中传播的速度 a 的时候，(1.7)公式中的系数 K 和 C_D 都很快地增加，因此飞行的阻力远比~~我们能用~~^{我们能用}公式低速经验所估计得大。这也就是说(1.7)公式里的 K 和 C_D 虽然在低速情况下是近于常数，可是实际上它们都是马赫数 M 的函数。什么是马赫数呢？马赫数就是飞行速度 V 和声速 a 的

比，也就是说

$$M = \frac{V}{a}$$

(1.8)

当 M 小的时候

K 和 C_D 都接近于常数，但是当 M 近于1的时候， K 和 C_D 都骤然地加大。由此可见可见要把飞机速度提高过每小时700公里是多么困难了，因为声速是^{每小时}1200公里，而 K 和 C_D 当 $M=0.6$ 的时候就开始上升。这一种情况就引起了当时在航空界一个悲观看法，认为声速就像是一堵墙，飞行是不能通过的。

自然，实际上并没有什么墙，只不过要到达声速作所谓跨声速飞行，或更进一步来超越声速作超音速飞行，那

歼击机每小时达到近2000公里的速度，人能受得住呢？当然，人对速度本身并没有什么反应，例如地球绕太阳的速度是每小时107,000公里，这样大的速度而我们在地球上毫不觉得。自然这是因为速度本身对人没有影响，有影响的是加速度，人对加速度^量很有限制的，只要加速度超过几倍重力加速度，我们生理上的限制就会暴露出来。例如歼击机飞得很快，转弯就得转大弯，如果转小弯，驾驶员就要脑失血，晕过去，看不见东西。因此歼击机的速度再提高，因为驾驶员的限制就得转大弯，也就使歼击机失去它的灵活性能，变成只走直线的笨武器。再说飞得太快了，

两个飞机相遇的时间也就大大地短缩，一眨眼就过去了，人的脑经反应就显得不够快，无法瞄准开枪。所以把歼击机的速度提高到超声速就出现了可能因为人的生理限制而使它失去战斗能力。在轰炸机方面也有因为速度提高而发生的困难：这就是因为高速所需的动力很大，因此燃料的消耗也很大。例如10,000公斤拉力的喷气机，一秒钟就要烧了2公斤左右的煤油。如果轰炸机要飞4000公里去达到目标，来回就是8000公里，所需要的燃料量就大得无法全都一次装进飞机里去。这就要用中途加油等困难的操作方法，或者轰炸机可以用核子燃料来解决这个问题。但就目前，

11

35 x 20 - 500

要设计超音速的远程轰炸机是非常困难的。也就是因为军用飞机有了这些因高速而带来的困难，所以有人就甚至到了说：^{战斗用的}军用飞机现在已经到了它们的末日了，至多不过再有一代，然后它们就会像其他一些陈旧的武器^即被淘汰。这话虽然未免有点言之过甚，但也有它的道理。因为问题的关键都在驾驶人，对战斗机来说，如果没有驾驶人就可以不考虑加速度的限制，飞得再快也还能转小弯，运用自如。对轰炸机来讲，没有人就不需要飞个来回，单程就可以了，燃料问题也就减轻一半。

但是怎么样才能免除驾驶人呢？什么是没有人的飞行器

呢？那自然是导弹了。所以从飞机发展的历史来看，虽然它只有短短的五十多年的过程，但由于近十年来因喷气推进机的创造而得到飞跃的进展，也就暴露了它内在的矛盾造成消灭它自己的条件。我们可以肯定战斗用的飞机终了是要完全被导弹所代替的，只不过时间的问题罢了。到那时飞机在国防上的作用就将限于运输这一个范围内，自然飞机就是这样也仍然不^{完全地}是国防军事^{上的}需要。

导弹的分类

导弹可以依照它的^{发射}点和目标所在来分类。发射点

可以在地面(海面),也可以在空中;目标可以在地面(海面),也可以在空中。因此我们就可以把导弹分作四类:

1. 空空导弹。这是一种由飞机发射来攻击另一个飞机的。我们可以说它是歼击机的武器,也可以是轰炸机自卫的武器,但也可以是运输机在战时自卫的武器。用导弹来作这方面的武器是因为枪炮火力不足,瞄准难,而导弹可以远远地放,让它自动找目标。这一种导弹自然是短射程的,十或二十公里左右。

2. 空地导弹。这是由飞机发射,用来攻击地面或海面目标的。在这类里面有比较简单的一种是一架小飞机,飞机

头装有一架电视机,把导弹对目标的情况传给发射母机,母机就依此情况用无线电信号来控制导弹的飞行,使导弹命中目标。这一种空地导弹,因为是要先由飞机飞到空中,所以弹体不能过重,射程也就不大,大约几十公里。

3. 防空导弹。这是由地面或海面发射,打敌人飞机或导弹的,所以这也就是防空导弹。因为目标在空中移动得很快,所以这一种导弹的控制系统就必须有连续地测定目标的机构。要用防空导弹而不用高射炮的原因是高射炮只能打到一万多公尺的高度,而就是在这个高度也是不容易打准;何况现在的喷气飞机已经飞到一万八千公尺的高

13

空，最近的将来还要飞到两万公里以上，高射炮是只有“望洋兴叹”了。而且将来敌人会用导弹来打我们，我们必须自己发出更精确的导弹来把它打下来，这一个任务更不是高射炮所能担当的了。这美导弹的射程可以达到几十公里。^{以一百多里}

4. 地地导弹。这是由地面或海面发射，打地面或海面的目标的。这一类导弹又有中射程导弹和远射程导弹之分。中射程就是几百公里到两千公里的射程；远射程就是几千公里到一万公里的射程。中射程导弹是用来代替重型轰炸机的，远射程导弹是用来代替重型轰炸机的。远射程导弹比重型轰炸机的优点，前面已经说过了，^{因为它射程大，可以从一个洲射到另一个洲，所以又叫洲际导弹。}中射程导弹比重型轰炸机好的

地方是速度快，准确度高，而且使用方便。不像重型轰炸机需要飞行场，导弹是随地可放的；这样就增加了机动性。

导弹也可以从它的有没有翅膀来分类，没有翅膀的导弹^在飞行的时候没有多少升力，它的^{运动}轨迹就和炮弹一样；所以又叫弹道式导弹。因此洲际导弹中就有所谓弹道式导弹，其实这是一个多级“接力式”的大火箭。一个大箭顶一个中^级火箭，中^级火箭再顶一个小^级火箭，这就是三级的火箭，大火箭先点着，当它^烧完了的时候，大火箭的空壳就脱落，这时中^级火箭就点着，继续增加飞行速度，当中^级火箭烧完了的时候，中^级火箭的空壳再脱落，小火^箭点着，小火^箭就能达

是接了两次力的，

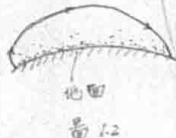


图 1.2



图 1.3

它大部份的弹道也就在空气层之外的高空(图1.2)

很高的速度，时速到 20,000 至 30,000 公里。不用说这样的洲际弹道式导弹的起飞重量是很大的，可以有一二百吨重。

此外洲际导弹中也有一种有翅膀的，它的^{飞行}过程就像飞机一样，是平行于地面的，^(图1.3) 过程也完全在空气层之内。就是因为这个缘故，这一类洲际导弹就可以^{使用}利用空气的推进机，像喷气机。当然其余类型的导弹，^{譬如}空导弹、空地导弹和防空导弹，因为必须要在空气中灵活地飞行，它们一定是有翅膀，利用空气动力来控制过程。

我们在这里也要说明火箭和导弹的分别。自然火箭可以是一个推进机，像把火箭推进机用来推动飞机。火箭一

般来说是指利用火箭推进机的武器，像火箭炮，像德国在第二次世界大战中所使用的 V-2 型火箭。但是^{这种}火箭不一定是导弹，因为导弹的定义是一个发射出去以后还能控制和改变过程的飞行武器。火箭炮是不能发射出去以后再加控制的。V-2 火箭也是如此。所以火箭炮和 V-2 火箭虽然是火箭，但是它们都不是导弹。反过来说，导弹不一定用火箭推进机来推进，所以导弹也不一定是火箭。当然像前面所说的洲际弹道式导弹，可就是又是火箭，又是导弹了。

从航空的历史来看，导弹是逐步来飞机发展的自然

500

15.

200-18x58

结果，它也是^{几十年来}航空科学技术^{的总结}。当然，导弹还包含了
几十年来无线电电子学的发展和成就，自动控制^和遥远控
制的光辉创造，电子计算机技术的成功。所以导弹也就是今
代科学技术中最先进部份的总汇，它是需要高度技术水平的
，是最困难的发展和研究工作。但是导弹已经是近代国
防上不可缺少^的武器，没有导弹也就没有完备的国防。所
以虽然我国科学技术离世界先进水平还远，但是在这一个
方面我们一定要迎头赶上。

资料集之一。

世界各国导弹一览表

这表似请任新民主任修订，请向任主任要!!!

美国陆军导弹一览表

P. 1.

项次	厂别	用途	名称	型号	年份	推进装置	推力 (公斤·秒)	射程 (公里)	速度 (马赫)	直径 (厘米)	重量 (公斤)	控制方式	制导	备注
1	通用电气	防空	Nike Ajax	56-100-1	50	液体火箭 (固体) 周程火箭 (57-1)	~10000	16-25	1.5	61	1700	命令制导		已装备, 射程100公里, 射高20000米
2	"	"	Nike Hercules	"	53	液体火箭 + 固体火箭 (57-1)	~10000	11-2	1.5	83	4000	命令制导		已装备, 射程100公里, 射高20000米
3	通用电气/休斯	"	Hawk	"	55	固体火箭	~10000	2-4	1.5	50	1000	雷达制导		已装备, 射程100公里, 射高20000米
4	通用电气/休斯	地对地	Jersey	"	55	液体火箭	~10000	2-4	1.5	50	1000	雷达制导		已装备, 射程100公里, 射高20000米
5	通用电气/休斯	"	Lucifer	"	56	液体火箭	~10000	2-4	1.5	50	1000	雷达制导		已装备, 射程100公里, 射高20000米
6	通用电气/休斯	"	Little John	"	56	液体火箭	~10000	2-4	1.5	50	1000	雷达制导		已装备, 射程100公里, 射高20000米
7	"	"	Honest John	"	53	液体火箭	~10000	2-4	1.5	50	1000	雷达制导		已装备, 射程100公里, 射高20000米
8	通用电气	"	Corporal	"	52	液体火箭	~10000	2-4	1.5	50	1000	雷达制导		已装备, 射程100公里, 射高20000米
9	通用电气	"	Sagebrush	"	52	液体火箭	~10000	2-4	1.5	50	1000	雷达制导		已装备, 射程100公里, 射高20000米
10	通用电气	"	Redstone	"	52	液体火箭	~10000	2-4	1.5	50	1000	雷达制导		已装备, 射程100公里, 射高20000米
11	"	"	Jupiter	"	52	液体火箭	~10000	2-4	1.5	50	1000	雷达制导		已装备, 射程100公里, 射高20000米
12	通用电气	地对地	Aerobee	"	52	液体火箭	~10000	2-4	1.5	50	1000	雷达制导		已装备, 射程100公里, 射高20000米
13	"	"	Altair	"	52	液体火箭	~10000	2-4	1.5	50	1000	雷达制导		已装备, 射程100公里, 射高20000米
14	"	"	Aerobee-140	"	52	液体火箭	~10000	2-4	1.5	50	1000	雷达制导		已装备, 射程100公里, 射高20000米

美国海军军事情报-简表

P.2

项次	舰名	用途	名称	型号	年份	建造	吨位 (公吨)	射程 (海里)	速度 (节)	高度 (英尺)	直径 (英寸)	重量 (磅)	燃料 (加仑)	续航力 (海里)	编制	备注
1	新泽西	防空	Spartan 防空	AAH-N-2	52	美国海军	8	143	127	2.5	0.15	0.67	已装备, 作防 1000 英里			
2	"	"	Spartan 防空	AAH-N-3	"	"	8	143	127	2.5	0.15	0.67	已装备, 作防 1000 英里			
3	"	"	"	AAH-N-4	"	"	"	"	"	"	"	"	"			
4	通用电气	"	Schneider 防空	AAH-N-7	53	美国海军	8.5	145	140	2.7	0.11	"	已装备, 作防 1000 英里			
5	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	已装备, 作防 1000 英里			
6	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	已装备, 作防 1000 英里			
7	马丁	防空	Bullseye 防空	AAH-N-7	54	美国海军	2.8	146	146	2.3	0.3	"	已装备, 作防 1000 英里			
8	"	防空	Bullseye 防空	AAH-N-7	54	美国海军	2.8	146	146	2.3	0.3	"	已装备, 作防 1000 英里			
9	特海	"	Corvus 防空	"	"	"	"	"	"	"	"	"	已装备, 作防 1000 英里			
10	海军部	防空	Corvus 防空	AAH-N-7	54	美国海军	2.8	146	146	2.3	0.3	"	已装备, 作防 1000 英里			
11	海军部	防空	Corvus 防空	AAH-N-7	54	美国海军	2.8	146	146	2.3	0.3	"	已装备, 作防 1000 英里			
12	海军部	防空	Corvus 防空	AAH-N-7	54	美国海军	2.8	146	146	2.3	0.3	"	已装备, 作防 1000 英里			
13	海军部	防空	Corvus 防空	AAH-N-7	54	美国海军	2.8	146	146	2.3	0.3	"	已装备, 作防 1000 英里			
14	海军部	防空	Corvus 防空	AAH-N-7	54	美国海军	2.8	146	146	2.3	0.3	"	已装备, 作防 1000 英里			
15	海军部	防空	Corvus 防空	AAH-N-7	54	美国海军	2.8	146	146	2.3	0.3	"	已装备, 作防 1000 英里			
16	海军部	防空	Corvus 防空	AAH-N-7	54	美国海军	2.8	146	146	2.3	0.3	"	已装备, 作防 1000 英里			
17	海军部	防空	Corvus 防空	AAH-N-7	54	美国海军	2.8	146	146	2.3	0.3	"	已装备, 作防 1000 英里			
18	海军部	防空	Corvus 防空	AAH-N-7	54	美国海军	2.8	146	146	2.3	0.3	"	已装备, 作防 1000 英里			
19	海军部	防空	Corvus 防空	AAH-N-7	54	美国海军	2.8	146	146	2.3	0.3	"	已装备, 作防 1000 英里			
20	海军部	防空	Corvus 防空	AAH-N-7	54	美国海军	2.8	146	146	2.3	0.3	"	已装备, 作防 1000 英里			
21	海军部	防空	Corvus 防空	AAH-N-7	54	美国海军	2.8	146	146	2.3	0.3	"	已装备, 作防 1000 英里			

美國空軍導彈一覽表

项次	厂	类别	名称	型号	年份	推进装置	推力 (公斤×秒)	射程 (公里)	射程 (海里)	速度 (马/分)	全重 (公斤)	长度 (公尺)	直径 (公尺)	翼展 (公尺)	发动机 (台)	控制方式	引信	备注
1	美国通用公司	空地	Mighty Mouse 大力鼠			双套火箭助推器	400×1.5			M12.7	8.4	1.2	0.07	1.6	1.6	遥控	无线电	备有F-84D飞机已装备100架, 每架130发,共6.5万发
2	休斯	空地	Falcon 鹰	GR-1	50	2000磅火箭	2700×1	8		M12	50	2.0	0.05	0.5	0.5	遥控	无线电	F-84H, F-102A, F-105, G-102, G-103, G-104, G-105, G-106, G-107, G-108, G-109, G-110, G-111, G-112, G-113, G-114, G-115, G-116, G-117, G-118, G-119, G-120, G-121, G-122, G-123, G-124, G-125, G-126, G-127, G-128, G-129, G-130, G-131, G-132, G-133, G-134, G-135, G-136, G-137, G-138, G-139, G-140, G-141, G-142, G-143, G-144, G-145, G-146, G-147, G-148, G-149, G-150, G-151, G-152, G-153, G-154, G-155, G-156, G-157, G-158, G-159, G-160, G-161, G-162, G-163, G-164, G-165, G-166, G-167, G-168, G-169, G-170, G-171, G-172, G-173, G-174, G-175, G-176, G-177, G-178, G-179, G-180, G-181, G-182, G-183, G-184, G-185, G-186, G-187, G-188, G-189, G-190, G-191, G-192, G-193, G-194, G-195, G-196, G-197, G-198, G-199, G-200, G-201, G-202, G-203, G-204, G-205, G-206, G-207, G-208, G-209, G-210, G-211, G-212, G-213, G-214, G-215, G-216, G-217, G-218, G-219, G-220, G-221, G-222, G-223, G-224, G-225, G-226, G-227, G-228, G-229, G-230, G-231, G-232, G-233, G-234, G-235, G-236, G-237, G-238, G-239, G-240, G-241, G-242, G-243, G-244, G-245, G-246, G-247, G-248, G-249, G-250, G-251, G-252, G-253, G-254, G-255, G-256, G-257, G-258, G-259, G-260, G-261, G-262, G-263, G-264, G-265, G-266, G-267, G-268, G-269, G-270, G-271, G-272, G-273, G-274, G-275, G-276, G-277, G-278, G-279, G-280, G-281, G-282, G-283, G-284, G-285, G-286, G-287, G-288, G-289, G-290, G-291, G-292, G-293, G-294, G-295, G-296, G-297, G-298, G-299, G-300, G-301, G-302, G-303, G-304, G-305, G-306, G-307, G-308, G-309, G-310, G-311, G-312, G-313, G-314, G-315, G-316, G-317, G-318, G-319, G-320, G-321, G-322, G-323, G-324, G-325, G-326, G-327, G-328, G-329, G-330, G-331, G-332, G-333, G-334, G-335, G-336, G-337, G-338, G-339, G-340, G-341, G-342, G-343, G-344, G-345, G-346, G-347, G-348, G-349, G-350, G-351, G-352, G-353, G-354, G-355, G-356, G-357, G-358, G-359, G-360, G-361, G-362, G-363, G-364, G-365, G-366, G-367, G-368, G-369, G-370, G-371, G-372, G-373, G-374, G-375, G-376, G-377, G-378, G-379, G-380, G-381, G-382, G-383, G-384, G-385, G-386, G-387, G-388, G-389, G-390, G-391, G-392, G-393, G-394, G-395, G-396, G-397, G-398, G-399, G-400, G-401, G-402, G-403, G-404, G-405, G-406, G-407, G-408, G-409, G-410, G-411, G-412, G-413, G-414, G-415, G-416, G-417, G-418, G-419, G-420, G-421, G-422, G-423, G-424, G-425, G-426, G-427, G-428, G-429, G-430, G-431, G-432, G-433, G-434, G-435, G-436, G-437, G-438, G-439, G-440, G-441, G-442, G-443, G-444, G-445, G-446, G-447, G-448, G-449, G-450, G-451, G-452, G-453, G-454, G-455, G-456, G-457, G-458, G-459, G-460, G-461, G-462, G-463, G-464, G-465, G-466, G-467, G-468, G-469, G-470, G-471, G-472, G-473, G-474, G-475, G-476, G-477, G-478, G-479, G-480, G-481, G-482, G-483, G-484, G-485, G-486, G-487, G-488, G-489, G-490, G-491, G-492, G-493, G-494, G-495, G-496, G-497, G-498, G-499, G-500, G-501, G-502, G-503, G-504, G-505, G-506, G-507, G-508, G-509, G-510, G-511, G-512, G-513, G-514, G-515, G-516, G-517, G-518, G-519, G-520, G-521, G-522, G-523, G-524, G-525, G-526, G-527, G-528, G-529, G-530, G-531, G-532, G-533, G-534, G-535, G-536, G-537, G-538, G-539, G-540, G-541, G-542, G-543, G-544, G-545, G-546, G-547, G-548, G-549, G-550, G-551, G-552, G-553, G-554, G-555, G-556, G-557, G-558, G-559, G-560, G-561, G-562, G-563, G-564, G-565, G-566, G-567, G-568, G-569, G-570, G-571, G-572, G-573, G-574, G-575, G-576, G-577, G-578, G-579, G-580, G-581, G-582, G-583, G-584, G-585, G-586, G-587, G-588, G-589, G-590, G-591, G-592, G-593, G-594, G-595, G-596, G-597, G-598, G-599, G-600, G-601, G-602, G-603, G-604, G-605, G-606, G-607, G-608, G-609, G-610, G-611, G-612, G-613, G-614, G-615, G-616, G-617, G-618, G-619, G-620, G-621, G-622, G-623, G-624, G-625, G-626, G-627, G-628, G-629, G-630, G-631, G-632, G-633, G-634, G-635, G-636, G-637, G-638, G-639, G-640, G-641, G-642, G-643, G-644, G-645, G-646, G-647, G-648, G-649, G-650, G-651, G-652, G-653, G-654, G-655, G-656, G-657, G-658, G-659, G-660, G-661, G-662, G-663, G-664, G-665, G-666, G-667, G-668, G-669, G-670, G-671, G-672, G-673, G-674, G-675, G-676, G-677, G-678, G-679, G-680, G-681, G-682, G-683, G-684, G-685, G-686, G-687, G-688, G-689, G-690, G-691, G-692, G-693, G-694, G-695, G-696, G-697, G-698, G-

德国导弹一览表 (摘自苏联“火箭技术”1956.1)

项次	厂	制	用途	名称	型号	年份	推进装置	推力 (公斤)	射程 (公里)	速度 (马赫)	全长 (公尺)	直径 (公尺)	尾展面积 (公尺 ²)	控制方式	引信	备注
1	俄歇尔		空		H5298	44	固体火箭	220/503	4.5	—	250	120	2.0	0.23	1.25	有线电
2	德施坦		空		X-4	—	—	121/136	4.9	—	250	60	1.99	0.23	0.72	—
3	—		空		X-7	—	—	69	2.4	—	98	9	0.76	0.15	0.60	—
4	德歇尔		空地		H5293	43	液体火箭	644	48-80	—	201	784	3.58	0.49	3.15	—
5	—		空		H5294	44	—	119.2	64-86	—	259	2173	6.70	—	3.99	—
6	—		空		H5295	45	—	119.2	44-86	—	201	2077	5.41	—	4.22	—
7	戴丁合作		空		A-1	33	—	300	—	—	—	150	1.40	0.3	—	—
8	—		空		A-2	34	—	300	—	—	—	150	1.40	0.3	—	—
9	—		空		A-3	38	—	149.7	12.6	12.12	—	748	7.62	0.76	—	—
10	—		空		A-5	38	—	149.7	17.6	—	—	748	7.62	0.76	—	—
11	—		空		A-6	39	—	149.7	—	—	—	—	—	—	—	—
12	玻利安德		空		A-7	41	—	149.7	—	—	—	749.7	7.62	0.76	—	—
13	莱茵金属厂		空	火箭25	—	41	固体火箭	499	—	—	220	120	2.07	0.23	1.13	—
14	—		空	火箭55	—	45	—	399.1	7.4	9.14	445	654	4.8	0.39	2.29	—
15	—		空	液体火箭	—	41	—	54.9	—	—	280	140	2.00	0.24	0.86	—
16	德歇尔		空地	火箭	H5-117	44	—	379	32	9.104	140.7	455	3.85	0.33	2.0	—
17	德歇尔		空地	火箭	E-4	44	—	2000	24.5	13.106	140.9	1420	3.62	0.91	4.25	—
18	—		空	火箭	E-5	44	—	2800	—	—	—	—	—	—	—	—
19	玻利安德		空	液体火箭	—	43	液体火箭 (铝酸+铝酸)	7000	50	17.983	660	3530	7.8	0.79	2.5	307
20	莱茵金属厂		空	液体火箭	R-1	44	—	4000	16.4	8.534	363	1760	4.0	0.58	3.0	—
21	—		空	液体火箭	R-3	44	—	1200	18.3	14.935	498	1560	5.0	0.58	3.0	—
22	玻利安德		空地	V-2	A-4	40	—	25400	290	28000	1580	12700	14.0	1.68	3.57	1000
23	—		空	液体火箭	A-8	44	—	34200	480	—	—	22300	16.5	1.65	3.57	—
24	—		空	液体火箭	A-16	44	—	25400	590	—	—	13000	14.0	1.68	6.1	—
25	—		空	液体火箭	A-9/A-10	42	—	20000	5000	16000	3660	10000	30.5	4.10	9.0	—
26	莱茵金属厂		空	液体火箭	—	43	—	5600	218	—	1420	1720	11.4	0.27	—	—

美、法、苏导弹一览表

P. 5.

项次	厂	制	用途	名称	型号	年份	推进装置	推力 (公斤·秒)	射程 (公里)	速度 (马赫)	重量 (公斤)	高度 (公里)	射程 (公里)	控制方式	备注
1	美国		地对地			55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
2	美国	新泽西州	地对地			55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
3	美国	新泽西州	地对地	JV-1		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
4	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
5	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
6	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
7	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
8	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
9	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
10	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
11	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
12	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
13	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
14	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
15	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
16	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
17	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
18	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
19	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
20	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
21	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
22	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”
23	美国	新泽西州	地对地	Firestone		55	可燃气原子弹		中程						可燃气原子弹，制导系统为“通用电线”

意大利、日本、瑞典、加拿大等国导弹一览表

项次	厂	副	用途	名称	型号	年份	推进装置	推力 (公斤)	射程 (公里)	射程 (海里)	重量 (公斤)	长度 (米)	直径 (厘米)	控制方式	引信	备注
1				POBTH	AR-4	54	液体火箭									意
2	康宁大学		防空	K (Te)			液体火箭									日
3	"			Z (鲁格马)			液体火箭									"
4	"			baby T												"
5	"			baby R												"
6	依斯巴诺		防空	8000		54	固体火箭	1200	14	1.2	8	1.07				"
7	奥利原		防空		8000	49	"				10	2.1		遥控式		瑞士
8	"		防空		56		液体火箭	1000x30	15-20	1.8	375	6		遥控式		"
9	"		防空		54			1000x30	25	1.5	350	6	3.82			"
10	国防研究所		防空	天城成手套		53								光学		加拿大

P.7

苏联导弹一览表 (摘自日本“空界航空” 1957.5)

项次	厂别	用途	名称	型号	年份	推进装置	推力 (kgf)	射程 (km)	速度 (马赫)	全长 (m)	直径 (cm)	重量 (kg)	控制方式	备注
1		地对地	T-1	M-101		单级液体火箭	34962	664		75000	19.8			由 A-4 研究
2		"	T-2	M-103		2级 "	2956	2956		~85000				
3		"	T-3			3级 "	8107	8107		112387				
4		人造卫星	T-3A			3级 "		77000		~226746	30-49			由 A-4b 研究
5		(有翼)	T-4	M-102		单级液体火箭	805	~1609		15	1.6			
6		惯性制导	T-4A			多级 "	27000±37	6437		100	20			
7		火箭制导	AA-17			液体火箭		~16093		7.256	148			由 Me-163 研究
8		"	9K-21			"				5.442	6.4			
9		"	1-1			"		30480 2733(400)		106				
10		"	1-2			液体火箭		106		106				由 V-1 研究
11		地对地	J-1			脉冲喷气发动机	403	403		要音				
12		地对地	J-2			"		1126		要音				
13		地对地	J-3			"		2413		超音				由 "城市" 研究
14		地对地	T-7			单级液体火箭	7982	15240		3000				
15		地对地	T-7A			" 固体火箭	7982 (2040) ~965	~21836		~4000				
16		地对地	M-1			液体火箭+固体火箭 (固体火箭)		9144 14		9090 6.9	0.78	997		由 B-36 研究
17		地对地	T-5			固体火箭	1315x(8~15)	~15740 0.1~0.3		1096	0.4	0.56		
18		地对地	T-5A			"								
19		地对地	25KCAT			"				4.2	0.13			由 B-36 研究
20		地对地	T-6			"								
21		地对地	GVA-1			"								
22		地对地	M-100			"	1350x8			M 0.8~1.3	4485	0.25		由 R-4M 研究
23		地对地	RS-82			"				6.7	0.08			
24		"	RS-132			"				23	0.13			
25		"	RS-132A			"				42	0.13			

資料集之二。
中國科學院力學研究所

V-2 火箭的技术条件：(二次世界大戰期間)

尺寸		公尺數
全長		14.300
彈頭部分		2.285
控制部分		1.400
推進劑箱部分		6.225
尾部		4.375
尾鰭長		3.735
彈身直徑		1.650
連尾鰭的直徑		3.558
重量		
彈頭, 外殼	250 公斤	
Amotol	750 公斤	
總重		1000 公斤
控制箱		480 "
推進劑箱 (空的)		742
火箭機		931
尾部 (連尾鰭)		855
推進劑 (共)		8796
總空重		4008
起飛重		12,804

地址：北京西郊中關村 電話：二七局二三四號

中国科学院力学研究所

性能

涡轮

叶轮的直径 18.5 吋

汽压 21 atm.

转数 5000 rpm., 功率 675 马力

耗汽量, 1.68 公升/秒

液氧泵

转子直径 10.55 吋

转数 5000 rpm., 功率 320 马力

输量 75 公升/秒

输压 24 atm.

酒精泵

转子直径 13.45 吋

5000 rpm., 功率 355 马力

输量 50 公升/秒

输压 25 atm.

地址: 北京西郊中關村 電話: 二七局二三四號

中国科学院力学研究所

推进机	
全长	1.725 公尺
燃烧室直径	0.940 吋
喉直径	0.405 吋
喷管出口直径	0.735 吋
推进剂耗量	125 公斤/秒
使用时间	68 秒
喷气速度	2000 公尺/秒
燃烧室温度	2000°C
" " " 压力	14.5 atm.
推力, 海面	27 吨
" " " 40 公里高	31.8 吨
全火箭 加速度	1 → 6 g.
最大速度	1700 公尺/秒
射程	290-306 公里
最高速	97 公里
直上最高度	186.7 公里

地址：北京西郊中關村 電話：二七局二三四號

中国科学院力学研究所

德国 A9 加 A10 火箭 (二次世界大战期间设计, 未制成。)		
	A9	A10
长, 公尺 (每级)	14.27	20
直径, 公尺	1.65	4.15
直径, 连接处, 公尺		9
起飞重, 公斤 (每级)	16,260	69,060
空重, 公斤	3,000	17,000
推进剂, 公斤	11,910	50,560
H ₂ O ₂ + 过锰酸钙, 公斤	350	1500
推进剂耗量, 公斤/秒	125	1012
拉力 (每面) 公斤	25,400	200,000
燃烧完时的速度, 公尺/秒	2800	1200
燃烧完时的高度, 公尺	160	24
质量比	4.07	2.56
射程, 公里	5000	
总起飞重量, 85,320 公斤		
总质量比 10.42:1		

地址: 北京西郊中关村 电话: 二七局二三四号

中国科学院力学研究所

德国防空导弹“瀑布”(二次世界大战期间设计,未完成)	
全长,公尺	7.80
直径,“”	0.885
直径,翼鳍处,公尺	2.50
起飞重,公斤	3810
空重,“”	1756
燃料(Visol),公斤	350
氧化剂(Salbei),公斤	1500
弹头里的炸药,公斤	150
推进剂耗量,公斤/秒	31.6
推力,公斤 { 设计	7950
{ 实际	7780
推力时间,秒 { 设计	45
{ 实际	40-42
起飞加速度(约数)	1g
最大“”“(“”)	2.4g
最大速度,公尺/秒	760
喷气“”,“”	1768
最大高度,公里	18.3
“”射程,“”	26.4

地址:北京西郊中关村 电话:二七局二三四号

6

中国科学院力学研究所

德国三级固体火箭, "莱茵船" (二次世界大战期间设计, 未完成)		
尺寸	起飞火箭, 长, 直径	190.0, 55.5
	一级 " ", " "	350.0; 26.8
	二级 " ", " "	350.0; 26.8
	三级 " ", " "	400.0; 19.0
	总火箭长	1140.0 (11.40公尺)
		公斤
重量	起飞火箭, 总, 推进剂	695; 245
	一级 " ", " "	425; 140
	二级 " ", " "	395; 140
	三 " ", " "	160; 60
	总推进剂	585
	总起飞重	1,715
	弹头炸药	40 公斤
最大射程	220 公里	

地址: 北京西郊中关村 电话: 二七局二三四号

导弹问题

第一讲

推进系统

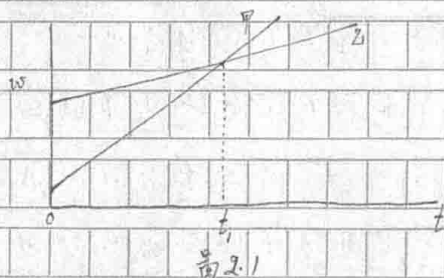
推进系统的选择

在没讲推进系统的构造和性能以前，我们先讲一讲选择^{选择}各种推进系统中选出最适合于导弹用的推进系统。当然我们首先要记住导弹的推进系统使用时间是很短的，一般从十几秒钟到几分钟，而且用一次就破坏了，所以寿命和耐用问题根本不存在。由这一点看来，导弹的推进系统最好要成本低，要简单，要能大量生产。我们也可以把

这是问题更仔细地分析一下：我们说过了，航空推进系统最主要的指标是重量小。但我们再一想，光是重量小还不够具体，因为如果一架推进机重量很小，可是燃料消耗量很大，那么它就得多耗燃料，因而总重量还是不小。所以最具体的指标是：产生单位拉力，在一定使用时间，机本身重量和燃料消耗量的总和要越小越好。我们由这个观点出发就可以画一张图：(图1)横坐标轴是使用时间 t ，纵坐标轴是每单位拉力的机重和所需燃料重的总和 W 。使用时间 t 是零的时候，自然没有任何燃料消耗量可说，自然那时的 W 就等于每单位拉力的机重。时间 t 越长，燃料消

2.

耗量也就越大，所以 w 与 t 的关系是以直线上升的；燃料消耗量越大，上升的梯度也就越急。图中甲是一种很轻的



推进机，但是燃料消耗量大；乙是一种比较重的推进机，但是燃料消耗量小。从这个图看来，甲推进机的总重量在使用时间小于 t_1 的时候才真正比轻于乙推进机；当使用时间大于 t_1 的时候，本身较重的乙推进机反较轻。所以为导

弹用，因为 t 短，所以甲推进机一定比乙推进机好。这也就是说，我们不能把飞机的、使用时间仅几小时的推进机搬来用到导弹上去，那一定是不适合的。自然，因为推进机的性能与飞行速度和飞行高度有密切关系，所以两种不同推进机使用的分界时间 t_1 也和速度 V 和高度 H 有关，也就是说 t_1 是 V 和 H 的函数。

现在让我们来看一看几种推进系统的性能。推进机可以分为两类，一类是用空气来帮助燃料燃烧的，一类是不靠空气的。靠空气的自然要受空气密度的影响，在高空空气密度小，吸入到推进机里面的空气价值仅管可一样，可

25 × 20 = 500

是空气的质量又被他减少了；所以可以帮助燃烧的氧气质量也少了，燃烧的热量也自然少了。热能减少会自然减少动能，功率变小，拉力也就变小。火箭就不同，它自带氧气或氧化剂，发热量就不受外界空气的密度影响。而其实外界空气压力越低，火箭排气越痛快，拉力反而能够大为提高；在真空中火箭的拉力就最大。在表2.1中我们列示

表 2.1

高度, 公尺	0	5000	10,000	15,000	20,000	25,000
火箭拉力比	1	1.060	1.100	1.111	1.140	1.146
用空气的推进机 (拉力比)	1	0.713	0.450	0.338	0.190	0.038

了拉力比，也就是在高空中的拉力与地面上的拉力比。在二万公尺的高空，用空气的推进机它的拉力只有地面上的十分之一，而火箭的拉力反加了14%。由此看来，火箭显然是一个高空或真空的推进机了。

火箭还有另一个优点，那就是它轻。我们在前一讲里已经指出喷气推进机比起活塞式推进机要轻得多，可是火箭还要轻。举个例子罢，飞机用的喷气推进机在飞行速度近音速的时候，每一公斤拉力约半公斤重的机壳，但是火箭呢？火箭每一公斤拉力只要1/12公斤重的机壳。也就是火箭要比喷气推进机轻10倍；而这还是地面上的情况，

到高空，喷气机拉力下降，火箭拉力还叫升高，火箭就相对也更轻了。可是火箭也有它的缺点，那就是它的燃料消耗量太大。一般说来，每一公斤拉力火箭每小时要耗14公斤的燃料。把上面所说的火箭^{推进机}本身重量，那么只12秒钟火箭就消耗去等于它自身机重的燃料，这不能不说是胃口大了。

和火箭推进机相反，喷^{喷气}气的推进机比较重，但是它的燃料消耗量要低得多；当然，这也是因为空气的推进机只烧燃料而空气是从空气来的。一般说来，在马赫数是3的时候，也就是飞行速度是3倍声速的时候，喷气推进机

的耗油量每公斤拉力每小时2.5公斤。这就是喷气推进机的优点。不但如此，因为导弹飞行的速度高，比飞机要高，所以推进机的结构也可以大大的简化。我们知道飞机用的喷气推进机是所谓涡轮式喷气机，它有比较复杂的组成。

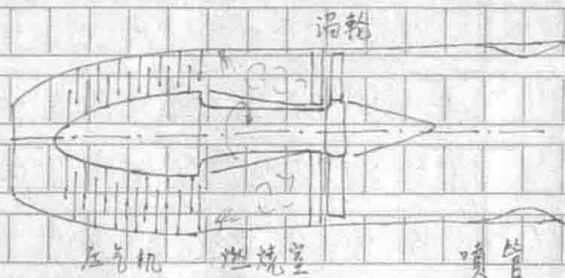


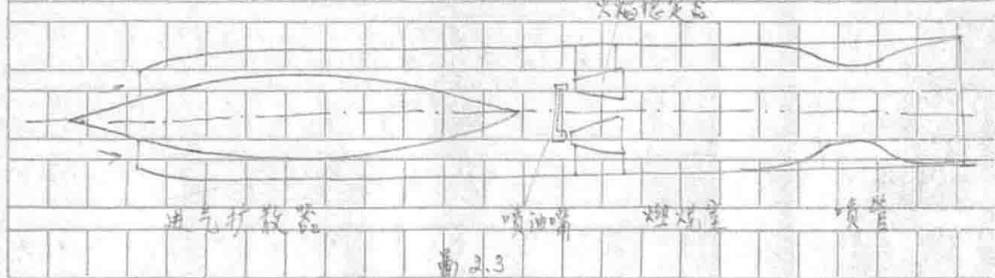
图 2.2

空气进入机然后先通过空气压缩机增加压力，压缩了的空

气进入燃烧室与喷到燃烧室里面的煤油燃烧。这样产生出来的高压燃气(温度大约是 800°C)先经过涡轮,局部地膨胀,而所产生的动力则足够来转动空气压缩机。离开了涡轮的燃气仍然有相当的压强,再在喷管中膨胀,以高速度喷出。

我们从上面的描述看来一个关键点:这就是要产生推力。我们必须先把空气的压力提高,不提高压力喷管中就没有力量把气体用高速度喷出,也就不会有反冲推进的力量。但是要提高空气的压力并不一定要用压气机,只要飞行的速度大,空气的速度就很高,有速度我们就有办法得到压力;这也就利用了导弹飞行速度高的特点。其中原理是这样的:

高速气流自然包含着很大的动能。如果我们把气流的断面改变,把气流逐渐慢下来,那也就是减少它的动能,这样失去的动能一定是变成另外一种能。在气体中这另外一种能就是气体的压力了。所以把气流的速度减低必然同时增加它的压力,这就是一种非简单的喷气推进机,冲压式喷气机的原理(图2.3)。进气经扩散器头后,速度减低,压力就



自然会升高。在燃烧室里，高压气体就和喷进来的燃油或其他燃料混合而燃烧起来。但是因为发动机断面可能缩小，避免过大的外部空气阻力，气流在燃烧室里的速度还是相当大的；虽不是什么3倍于声速的^{马赫}数，但也有每秒几十公尺的速度，这就需要火焰稳定器来把火焰固定住不要吹灭。燃烧室后面就是喷管了，热气在这里膨胀以高速喷出。我们不难看出冲压式喷气机的优点，它既没有压气机也没有涡轮，^留是西部份是涡轮式喷气机是最复杂，^{制造起来}最费事的，完全没有^四转机的冲压式喷气机比涡轮式喷气机就便宜得多，而且也轻得多。有人估计^在飞行马赫数是

3的时候，发一公斤拉力，涡轮式喷气机要重1公斤，而冲压式喷气机只要1/4公斤。这是非常有利的。自然，冲压式喷气机^既靠速度来得到压力，没有速度也就没有压力，也就没有拉力了。因此，比起涡轮式喷气机，冲压式喷气机有一个缺点：它不能够起飞。用冲压式喷气机推进的导弹要起飞还得装上辅助推进机像起飞火箭。但这不过是美国中不足，^为导弹冲压式喷气机是远胜于涡轮式喷气机。

由此看来，我们可以选定火箭推进机和冲压式^{喷气}推进机为两种导弹用的推进系统。在下面我们就分别对这两种推进系统给以进一步的探讨。

Doc-30-500

制造起来

火箭推进机

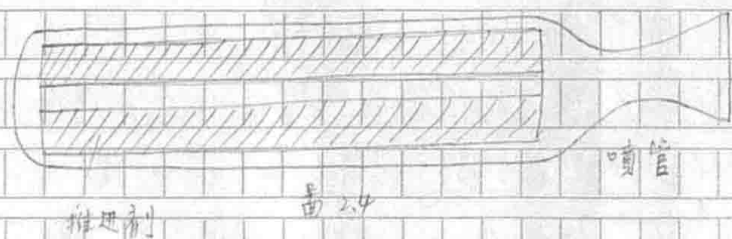
火箭推进机是非常简单的，它主要的部分是一个燃烧室和连在燃烧室上的一个喷管。在燃烧室里因燃烧而产生的热气，因为要从喷管喷出去有一定的阻力，燃烧室就产生了一定的压力。自然要维持燃烧我们可以先把固体的火药放在燃烧室里，让火药逐渐从它的表面燃烧。一面烧，一面火药的体积就逐渐减小，最后烧完，火箭的作用也就停止了。
 因为火药里既有燃料也有氧化剂，有时是混合物，像蔗糖和过氧酸钾的混合物，有时是化合物，像巴里斯太火药。不论混合物也好，化合物也好，我们统称为推进剂。

（1）固体是燃料而过氧酸钾就是氧化剂

燃料和氧化剂混合物

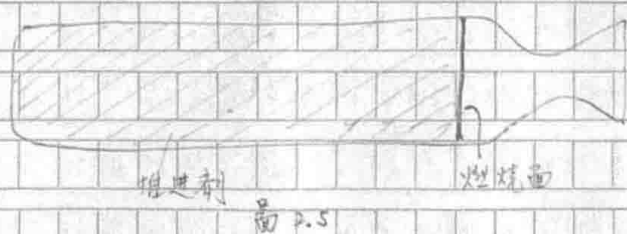
因此我们在上面所说的这种火箭就叫做固体推进剂火箭，或简称作固体火箭。这种火箭除了燃烧室和喷管外再没有什么，是再简单也没有了。

以表面燃烧的方法来区别，固体火箭又可以分为两类。一类是推进剂并不把燃烧室装满（图2.4），所以推进剂可以



四面通风，燃烧就可以从外面进行。因为燃烧面大，所以

8. 这类火箭的燃烧的时间也就很短，也就是火箭作用时间短。作用时间有短到 $\frac{1}{5}$ 秒的。另一类固体火箭的推进剂装满了燃烧室（图2.5），因此只能从一个断面燃烧，燃烧面积就小了，所以



燃烧时间就长些，一般有15秒以至30秒。所以我们就可以根据作用时间的要求来设计不同的固体火箭。它们都是用火花来点着的。

固体火箭结构简单，成本低，常用来作启动导弹用，或是起飞火箭。但是固体火箭有些缺点：第一、推进剂燃烧的速度是与推进剂在燃烧时的温度有关，温度高就烧得快些，温度低就烧得慢些。因此我们无法固定作用时间，也无法固定作用时的推力。第二、推进剂的物理性质也与温度有联系，温度高有熔化或软化的危险；而温度低又有变脆的可能，脆了就易裂；裂了就增加燃烧面积，因此就有燃烧过快，热气产生太多而会把燃烧室炸坏。所以一般固体火箭都有一定的储存温度极限，太冷了不行，太热了也不行。第三、这也是固体火箭弱点的一点，就是既

32 x 20 = 500

然把推进剂都放在燃烧室里，而燃烧室又必须能承受得了高温高压，所以推进剂就不能多放。多放了燃烧室就太大，太重。这就是说固体火箭不能做得太大，使用时间也不能长过二三十秒钟，不然它就重量大。第四是固体推进剂不容易选择，一方面要考虑到它的稳定性，不要无故爆炸；而另一方面也要增加所含的化学能量，在单位重量的推进剂得到更高的拉力。一般说来高能量是和稳定性相互矛盾的，所以在能量方面就受了一定的限制。怎么样来克服这几处困难就是固体火箭研究的主题。当然，固体推进剂的选择范围是很大的，有千千万万的化合物可以供给我们来试验，

问题是从那里做起。一个有希望的方向是利用近代高分子化合物的组成与物理性质的理论来帮助我们来研究，推进剂也是高分子化合物的路。我们研究燃料部分和氧化剂部分的分子共聚，一些人造塑料的单体作为燃料部分，一个含氧多的分子像三硝基甲烷作为氧化剂部分。这样可能有多系统地得到最好的固体推进剂，也就能够改进固体火箭的性能。

为了避开某些使用问题，^{是有}一些缺点，^{为了在这些方面有改进}，我们就想用液体推进剂，也就是液体推进剂火箭，或简称液体火箭。自然现在不能再把推进剂先装在燃烧室里，推进剂是装在另外的箱子里，要使用火箭的时候再引入燃烧室，引入到燃

(大约在10到20大气压)

燃烧室里的压力一定高于在燃烧中的室里的压力，这个压力差是用来通过推进剂的喷嘴，使推进剂分散成细滴子，因而促进燃烧。所以把推进剂引入燃烧室是要相当大的压力的，大约是30大气压。要作这件事有三个办法：第一个办法是最简单的，这就是把装液体推进剂的瓶子通上高压的惰性气体，像氮气，利用气压把液体压入燃烧室。惰性气体是装在另一个高压气瓶，经过减压活门到推进剂箱。这个办法的好处是简单，没有什么容易出毛病的部件。但是有许多高压容器，所以推进剂引入系统相当重。

第二个办法是免除高压惰性气体的储藏瓶；用一种能逐渐燃烧的大药产生高压气体，而这燃气中要有大量的惰性气体，所以也可以用来把推进剂瓶加压。这个办法虽然可以省去高压气瓶的重量，但是这不是推进剂系统中最大的重量，最大的重量还是有相当压力的推进剂瓶子。所以火箭越大，使用时间越长，推进剂也必定用得更多，推进剂瓶子的重量就大成问题。

第三个引入推进剂的办法就完全免除推进剂瓶子的压力；我们不用气压把推进剂打入燃烧室，我们用离心泵把它打入燃烧室。自然现在的问题是怎么样来转动离心泵了。为导弹用，最轻的动力来源是汽轮机，涡轮可以直挂离心泵。

32 x 21 = 500

心原的轴。涡轮的汽可以化分解得来：像过氧化氢， H_2O_2 ，由过硫酸钙接触媒质能分解成水汽和氧气，分解的热就把这气体混合物加热到相当温度。60%过氧化氢和水的混合物，分解后就产生 $465^{\circ}C$ 的温度，正好用来吹动涡轮。当然过氧化氢液体化了还是要压入分解室的，但是每个二休可以用高压惰性气体来休了，因为所需的过氧化氢量不多。我们所说的方法也是德国V-2火箭用的方法，是很成功的方法。

现在我们来讲一讲液体推进剂到底是什么东西。液体推进剂可以是单推进剂，也可以是双推进剂。单推进剂是一个化合物，自含氧化剂部份和燃料部份，像过氧化氢或

硝基甲烷 CH_3NO_2 。双推进剂有两部份液体，一个是氧化剂，像液体氧，发烟硝酸(N_2O_4 和 HNO_3 的混合物)；一个是燃料，像液体氢，汽油，液体氧。所以双推进剂就得把氧化剂和燃料分开，各装一箱，分别引入燃烧室，在燃烧室里才会合起来。所以双推进剂比单推进剂使用起来要麻烦一些；但是单推进剂其实是火药，要它具有稳定性、不易易炸就限制了其他方面性能，像点火困难，能量小等等。

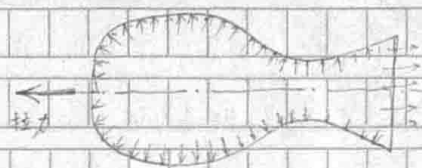
双推进剂中又可以分两种，一种是自着火的，一种是不自着火的。自着火的意思是推进剂的氧化剂部份和燃料部份一接触就会自己着火，像发烟硝酸和肼($C_2H_5NH_2$)或糖

因此不需要点火装置。

酸就是如此。不自着火的就不能这样，必须点火装置。
像液体氧和乙醇(酒精)，液体氧和液体氢。自着火的双推进剂在使用上有它的方便处，但是我們也可以在不^自着火的二元推进剂的氧化剂部分或燃料部分加入^{适当}其他化合物，使它变成自着火的。

火箭的性能

火箭推进机的推动力量显然是^{等于}作用在燃烧室的内部表面、和喷管内表面上的燃气压力的总和。(图2.6)这个力也就是火箭推进机的拉力，也就是气体对火箭机的作用力。



依照牛顿的作用反作用定律，火箭对气体也就有相等的反作用，是向拉力方向相反的，把气体向后推的力量。这个反作用力是用来把气体从静止加速到喷出速度 c ，因此，如果 w 是每秒钟喷出气体的^{质量}，也就是每秒钟推进剂的流量，那么拉力 F 就等于每秒钟喷出气体的动量，也就是

$$F = \frac{dw}{dt} c \quad (2.1)$$

这里的 g 是重力常数。如果我们把燃气当作理想气体，它

13.

25 x 30 = 500

的平均分子量是 M ，它的比热比（定压比热和定容比热的比率）是 κ ， R 是普适气体常数， T 是燃烧室中气体的绝对温度，那么

$$c = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \frac{RT}{M}} f\left(\frac{p_0}{p_c}, \kappa\right) \quad (12.2)$$

这里的 f 是 κ 和燃烧室压力 p_c 同外界压力 p_0 比的函数。如果 p_0 是零的话 f 的值就等于 1。一般情形下，只要燃烧室的压力超过外界压力的 10 倍， f 的数值是比 1 差不多的。由此看来，火箭的性能是不难计算的：（我们第一要用化学，变化是很大的，进展是很快快的，^{然后}我们从飞机的童年说起）个计算只要选定了燃烧室压力就能进行。知道燃气成份

和温度，我们就能依热力学的表格资料，计算 M 和 κ 。这样我们就能算出 c 。经验告诉我们这个计算是十分可靠的。

当然，我们最关心的还不是 c ，而是每单位推力每单位时间的推进剂消耗量。也就是 w 和 F 的比，这从 (12.1) 公式表示为

$$\frac{w}{F} = \frac{g}{c}$$

但是我们一般用的时间单位是一小时，也就是 3600 秒。所以如果以 s 代表每公斤推力每小时消耗推进剂的公斤数，那么 s 是 9.807 公斤/秒²， c 是以 公尺/秒计算，那么

$$s = \frac{3600}{c} = \frac{35,300}{c} \quad (12.3)$$

14

从(2.3)公式我們可以看出：要减少推进剂的消耗率 s ，我們必須加大噴气速度 c 。从(2.2)公式看来，因为 γ 的数值总是近于1的，要增加 c 主要是靠提高温度 T ，减少分子量 M ， x 是变小（但 x 的变动不大，最小是 $\frac{1}{2}$ ，最大是 $\frac{1}{3}$ ）。这几个要求也就是火箭性能的理论基础了。表2.1是几个不同种类的推进剂的计算结果。

表 2.1

推进剂	氧化剂/燃料	噴气速度, m/s	燃烧温度, °C	s	平均分子量
液氧+汽油	2.5	2,370	3,150	14.9	22.7
液氧+25%水+75%酒精	1.3	2,340	2,810	15.03	22

液氧+10%酒精	1.5	2,380	2,900	14.81	22.9
液氧+液氮	1.4	2,510	2,740	14.12	17.7
发烟硝酸+苯胺	$\frac{3.0}{5.33}$	$\frac{2,160}{3,240}$	$\frac{2,770}{3,000}$	$\frac{16.35}{11.3}$	25
液氧+液氮	5.33	3,290	3,000	11.5	11.7

注：以上计算根据燃烧室压力为20大气压，外界压力1大气压。

我們从表2.1里可以证实我們在上面讲的一般性原则：液氧和酒精的推进剂有两种，一种酒精里加水，一种不加水。加水的种虽然燃烧温度低了些，但是因为它的平均分子量也小了些，推进剂消耗率 s 反而低一些。可差的不多。自然加水的一种所用的燃料便宜些，所以V-2火箭用的就

25 x 20 = 500

15

88-12-15

是这种。再看另外两种推进剂：液氧和液氢、发烟硝酸和苯胺，后者的燃气温度较高，但是推进剂消耗率 γ 反而高，完全是因为平均分子量大的缘故。从平均分子量的观点来看，燃料中多含氢比含碳要好，因为碳和氧大概^{化合}成一氧化碳 CO，分子量是 28，而氢和氧化合成水，分子量是 18，所以含碳的燃料产生比热大分子量的燃气，而含氢的燃料产生比较小分子量的燃气。由这里也就了解为什么液氧和液氢这一^个推进剂的优越性，它的消耗率 γ 是表中最底的，我们也要注意它的燃气平均分子量只有 11.7，比水的分子量 18 要低，这是我们已经用了过多的氧，使燃气中除了水

汽之外又有低分子量的氢气。如果我们不这样办，用^最少的氧化剂^最少的氧氢比，氧化剂和燃料比是 9，那么燃气的温度当然会高一点，可是因为平均分子量也要增加， γ 反而会加大。

液氧和液氢^{推进剂}的消耗率 γ 虽然低，但是它也有缺点。这就是液氢的比重太低，是 0.07，比水轻 14 倍。因此用这种推进剂就^要一个特别大的液氢箱子，这就增加了导弹筒的体积，结构会加重，空气阻力也要加大。所以推进剂的 γ 固然要低，而它的比重也要大才好。就因为这个缘故，有人就提议用液氟来代替液氧，成液氟和液氢的推进剂，

这里化学数量的氧化剂和燃料比是19, ~~不用~~液氧液氢推进剂^{化学数量比是}的^了, 因为可以大大减少液氢的需要量, 减少推进剂容器的体积。

化合物,
1, B₃N₃H₆等

也有人~~因为~~想增加^{化学}反应的能量, 提高燃气温度, 因而改进火箭性能, ~~所以~~提议用金属的氢化物作燃料, 像氢硅化合物, SiH₄, Si₂H₆, Si₃H₈等; 氢硼化合物, B₂H₆, B₄H₁₀, B₅H₉等^{用液氧作氧化剂}; 自然这些燃料都会产生代国作氧化物(SO₂, B₂O₃)的燃气, 所以火箭喷出燃气。也有人提议^{液体}在燃料中加入金属粉末, 也可以提高化学反应的能量。但是这些办法都不在化学的范围, 不会把推进剂消耗^完; 减小多少, 大概是不

会小于每公斤^重每小时10公斤以下的。在化学推进剂中, 小改进是会有^{远程}的, 也是对^{远程}导弹重要的, 可是我们不能期望惊天动地的改进; 即是不可能的。

要有大改进我们必须跳出化学的范围, 研究如何利用核能。这里有两个方向可以走: 一个是到聚变的这条路, 一个是裂变的这条路。聚变现象^{远程}现在外国是正在研究, 也还没有成功, 所以我们无法臆测。裂变已经在原子^弹和原子利用中广泛地应用, 我们也可以用比较有依据地来讨论它。我们如果不去考虑一些不切实际的、空想的原子火箭建议, 我们就只有一个方式来利用核能; 这就是利用铀-²³⁵~~238~~、钍

17

001-02 x 28

-215、或铀-239 的裂变来做一个反应堆，反应堆里产生大量的热，问题是怎样利用这热能。我们必须考虑到反应堆是固体，固体的温度是有限制的，太高了就会熔化或升华，因此最高温度是一定的。要取出反应堆的热自然是可以利用较冷的液体或气体吸取热能，但是为了能直接利用热能，最好是气体。这样通过了反应堆我们就得到热的气体，这热气就可以从喷管喷出，作用是和燃烧得来的燃气一样的。但是我们想一想：热气的温度最高是等于反应堆固体的温度，^{（固体的温度是有限制的）}所以热气的温度也是有一定限制的。假如反应堆用碳石墨作中子减速剂，最高温度可以到 3000°C 。温度是一定了，

要得到最好的火箭性能，由 (12.2) 公式说就得使气体的分子重量降低，所以我們提议用氢，设想液体氢用泵打入反应堆，在反应堆里吸收热，先气化，然后加热到 3000°C 。这样据计算可以达到每秒 7,800 公尺的喷气速度。所以由 (12.3) 公式这样一个核子火箭的推进剂（液氢）消耗率是每公斤推力每秒 4.83 公斤。这还不到最好的化学推进剂^{（液氢和液氧）}消耗率的一半，确是很大的改进；而且这是建立在已有的原子技术之上的，是确切可行的。至于导弹上是不是用核能的热火箭，又要看核燃料是不是丰富，导弹性能是不是非提到无限不可等^{（等）}因素。但先论如何只有远程导弹才有考虑用核能

靠的。

的必要。

在我们结束我们对火箭推进机的讨论之前，我们也要提一下现在火箭设计中的一个问题：这就是大型火箭（拉力在20吨以上）的燃烧稳定问题。^{美国的}经验是这样的，如果我们做好了一个拉力为一吨的火箭，试验好了它的推进剂喷射系统，得到了稳定燃烧，这是并不难的。但是我们如果以这个成就为基础，想用放大的办法来设计一个20吨或50吨^{拉力}的火箭，把喷管放大，利用一吨火箭的喷嘴，把20个或50个同样的喷嘴装到20吨或50吨火箭的燃烧室上去，我们就会发现大火箭的燃烧不稳定，发生强烈的振动

也常常把燃烧室炸坏。换句话说，我们不知道怎样利用小火箭的经验来设计大火箭，也就是说我们还没有掌握火箭燃烧室的相似律。现在外国都在注意远程火箭的研究，而远程火箭又一定很大，拉力到100吨以上，因而燃烧稳定问题就成为火箭推进机研究中的一个迫切问题。

冲压式喷气机

如果 G 是每秒钟喷出喷管的气体重量， v 是喷出气体的速度，我们在讨论火箭的一节里已经说明因为反作用的原因，机头受到一股推进的力量，这力量是 Gv ，是重力常

19.

005-21-500

数。现在我们把情形反过来，不说气体从后面喷出去，我们说有一股重量是 w 的气流，以 V 的速度进入机头中，被机头吸收了。这情形就和前面的情形正相反，机头受到的不是相斥的推力，而是相斥的推力（图 27），这股力量是

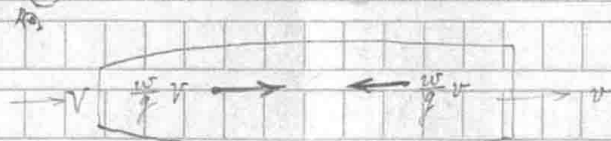


图 27

$\frac{w}{g}V$ 。所以如果每秒钟有重量为 w 的气体以 V 的速度被吸进，然后又以更大的速度 v 喷出去；这样真正作用在机头上的力量就是这股力量的总和，也就是说拉力 F 是

$$F = \frac{w}{g}(v - V) \quad (2.4)$$

这个公式就可以用来计算冲压式喷气机的拉力， w 就是每秒钟进入机器的空气重量， V 就是飞行的速度：朝前飞也就造成相对速度为 V 的气流冲到机头上来。当然，在冲压喷气机的燃烧室里，还是燃料喷出，所以从喷管喷出去的数量还不只是进来的空气重量，更严密的说来应该是空气重量加上燃料重量。可是因为燃料重量一般远远小于空气重量，像烧油，油的重量只空气重量的 $1/5$ 以下。因此燃料重量就可以略去不计了。

现在让我们对喷气速度作一个粗略的估计：假如它是

燃烧室的^{绝对}温度, T_0 是空气的静温度, γ 的空气的比热比(等于 1.4), M 是飞行的马赫数, 那么我们知道

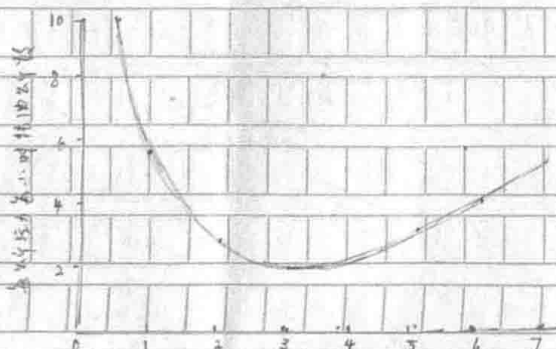
$$v < V \sqrt{\frac{T_0}{T_0(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2)}} \quad (2.5)$$

所以如果 v 是每秒钟燃料消耗的重量, 那么由公式(2.4)和(2.5), 我们就能求出每公斤推力每小时消耗燃料的公斤数, 这也就是冲压喷气机的 s ,

$$s = \frac{v}{F} \rightarrow \frac{3600}{F} \sqrt{\frac{T_0}{T_0(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2)}} - 1 \quad (2.6)$$

从这个公式里我们立刻可以看出冲压喷气机在低飞行速度中是很不经济的, s 值很大。在另一种情况下, 如果 V 很

大, 那么吸进到机器里的空气有很大的动能, 燃烧所放出的化学能反而相比之下变小了,^{也就是说不加入多少能量,} 因此喷出去的速度 v 并不能比进来的速度 V 大多少, 速度差 $v-V$ 也就很小。因此冲压喷气机在非常高的飞行速度下也是会变成不经济的。这是大致的情況, 仔细的计算给出图 2.8 所表示的资料:



高2.8的升限是假定用的^是汽油。我們看云冲压喷气机最
好的飞行速度^是马赫数2和4之間，而這個速度域也^是正
现代^是导弹的飞行速度，所以冲压喷气机对导弹的重要也就
可以了解。

汽油是一个比较优越的燃料，它的每单位重量含能量
大，比较便宜，能大量生产。但是也有其他^{液体}化合物，当它
和空气中的氧燃烧起来，能^{产生}更大的能量。如果用这种
高能燃料，每公斤燃烧时的燃料消耗量更可以减少，对
导弹的性能是有利的。这种燃料也就是前面已经提过的^{高能}
火箭燃料，^是硅化合物^或硼化合物。自然这种燃料燃

烧以后产生固体的氧化物，所以喷出的是烟气，会在空
中留下一道^黑踪跡。

当时比高能燃料更进一步的^是核能了。虽然我們
用核子反应堆来代替冲压喷气机里面的燃烧室，利用反应
堆所产生的^热来把空气加热；这是很自然的而且是可行的，
对导弹来说，它利用核能的可能性要比飞机利用核子能
的可能性要大；原因是反应堆的一个特点就是产生强烈的
放射线和中子流，这些对生物有极大的破坏性，要保护生
物就得把反应堆的周围加上很厚很重的^铅。导弹上没有生
物，所以也就没有这方面的顾虑，反应堆的隔热层不需要

了,重量也就减轻,结构也就简单了。虽然如此,也不是所有的冲压喷气机都要用核能,这个道理正和并不是所有的火箭都要用核能一样。但是其中关键在哪里呢?关键还是在重量问题:如果用核反应堆来代替了烧油室,自然我们就省去了液体燃料的重量,但是我们也加上了反应堆的重量。反应堆和化学燃料不同的地方是核燃料的单位重量含能量比化学燃料大一百万倍,所以我们可以说一个反应堆里面所含的核燃料是烧也烧不完的,可是是一个反应堆必须含有一定量的核燃料才能^{和其他物质}启动,才能引起核链^{反应}反应,一旦启动了就可以使用很久的时间。所以不管使

用十秒钟也好,使用十分钟也好,反应堆的重量是一样的。相反地,化学燃料的消耗量是与^{使用}时间成正比例的,使用时间^{越长}越长,消耗量就越多。因此如果我们只打算把冲压喷气机用十秒钟,那么还是用化学燃料比较轻;如果要十分钟以上,那才有考虑核反应堆的必要。我们可以把这个计算精确化:如果反应堆单位重量单位时间所产的热量是 q ,也就是每公斤重量每秒所产的大卡数,而反应堆是用来代替石油的,石油的热量燃烧效率估计在内,作为每公斤10,000大卡,那么如果使用时间 $t > \frac{10,000}{q}$,反应堆就比油轻;如果使用时间 $t < \frac{10,000}{q}$,反应堆就比烧油重。所以看来只有远程导

弹才值得用核能。

冲压式喷气机是一个新型的推进机，它是设计问题还很多。所以比起火箭推进机，冲压式喷气机是~~更不成熟~~。我们可以提出几个问题来讲一讲：第一个问题是如何设计高效率的扩散器，也就是怎样才能在同一飞行速度 V 之下得到更高的燃烧室压力。其它情况固定，燃烧室压力愈高，~~推力的~~推力也就愈大。而最困难的是我们不能只为一个固定的飞行马赫数来设计，我们还必须考虑到导弹速度是有变化的，所以扩散器的效率要能在一个~~使用速度~~^{使用速度}范围内，都能达到高的水平。要能如此现在有两个办法：一个是

使扩散器的中央隔板能前后移动，这样就能改变进口的宽度，适应速度的变化。(图 2.9) 还有一个办法是把扩散器前

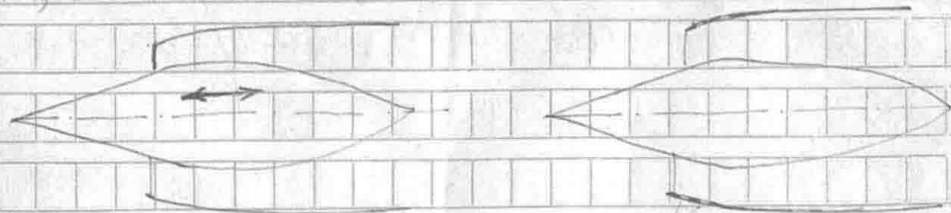


图 2.9

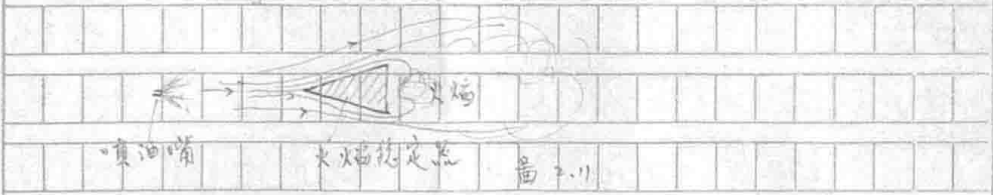
进气孔

图 2.10

打上洞，能透气^(图 2.10)，这也是给扩散器有自动调节气流的能力，因而可以适应速度的改变。

冲压式喷气机的第二个设计问题是燃烧稳定的问题。这个问题我们在描述冲压式喷气机的时候也已经提过，

现在我们补充一些。在燃烧室里的气流速度有时高达每秒60公尺，火焰稳定器的作用就是挡风，把气流在稳定器的前面向下方向的空间里慢下来，火焰就能在这里停留，作为连续点火用。(图2.11) 我们立刻就可以看出问题的中心



在哪里了：这样的火焰稳定器一定是前头尖，后头宽，也就必定产生相当大的阻力，也就是产生燃烧室里的压力损耗，我们要研究怎样可把火焰稳定下来，而又仅可能减少

压力的损耗。有时燃烧室和扩散器里的扩散作用连合起来而产生燃烧振荡现象，振荡太强了就会把火焰熄灭。所以燃烧稳定的确是一个难题，现在各国都在努力研究解决的办法，但是看来谁也没有得到完全满意的照答。

冲压式喷气机的第三个设计问题是燃料的流量调节问题。进入机器的空气量是与飞行速度和飞行高度有关的，所以因速度和高度的改变，燃料的流量也要随着有适当的调节，这就需要一套自动控制流量的装置。这流量调节装置就是喷射系统是冲压喷气机中唯一的精密密封的零件。

导弹问题

第三讲

空气动力和结构

风洞实验

要知道导弹在飞行中所受到的力量，我们一般是靠模型试验；有时我们也用导弹直接在飞行中测量各部承受的负载，但这不过是少数实验，绝大多数的实验是用模型在风洞中测定各种空气动力的力量。自然我们必须首先说明：我们说用实验方法来解决空气动力的问题并不等于说我们可以忽略空气动力学的理论。相反地，空气动力学的理论

正是指导我们如何进行实验，也是告诉我们如何利用实验结果的学问，因此空气动力学和更基本的流体力学、气体力学是导弹科学中非常重要的部门。但是尽管如此，设计导弹的资料，还是最后从风洞实验得来的；所以对导弹的设计来说，风洞是非常重要的、万不可缺的工具。

风洞是什么东西呢？风洞的原理是把导弹在飞行中、弹体和空气相对运动反过来：飞行中是弹体动、空气不动，在风洞里是弹体不动，空气动。弹体固定住了，我们就可以用各式各样的测量方法直接把测量的东西很精确地显示出来，我们也很容易直接进行观察，看看空气与弹体的相互作用，

像有没有振动等等。风洞有各式各样，有小的、有大的。^{也就是做模型的地方}有的是为小模型或局部模型用的，实验段的尺寸可以只10公分左右。^{直径}大的是为整个导弹用的，像冲压式^喷气机推进的导弹，有时还得加上燃烧，看看真实在喷气情况下的空气动力作用，这样大风洞的实验段断面就可以有几公尺宽和高。风洞的速度也可以很不同，有的是低速的，代表导弹起飞时的情况；有的高速的，代表导弹正常飞行时的情况。风洞不是一个小巧的实验工具，它有时需要很大的动力，是一个又大而又精密的仪器。我们

我们可以估计一下风洞所需要的动力：如果A是风洞

实验段的断面， ρ 是在实验段里空气的密度，V是气流的速度，那么每单位时间流过实验段的空气质量是 ρAV 。因此实验段里这股空气流每单位时间的动能W就是

$$W = \frac{1}{2} \rho AV^3 \quad (3.1)$$

这动能是靠风洞的驱动系统来供给的，所以W也就表示了风洞驱动系统的功率。让我们来试一算一个2公尺的方实验段在每秒1000公尺速度下的功率；我们假设 ρ 是地面空气的标称值 $(\frac{1}{8} \text{ 公吨/公呎}^3)$ 的 $\frac{1}{10}$ ，

$$W = \frac{1}{2} \times \frac{1}{80} \times 2^3 \times 1000^3 / 75 \text{ 马力} = 3,330,000 \text{ 马力}$$

由此可见大风洞所需要的动力是很可观的，这也就说明了

25 x 20 = 500

为什么大风洞必须建立在电力资源丰富的地方。

自然风洞的动力都是用风产生高速的气流，这股气流可以是直接用鼓风机产生，那就需要像(11)公式那样大的动力。但是我們也可以先把鼓风机或压气机得到的压缩空气储存在大的压缩空气桶里，等足够了再一齐放出来，吹过风洞的实验段。这也就是长期积蓄，短期使用。例如我們用30分钟压气，只吹了3分钟，那么压气机的动力就只有风洞功率的 $\frac{1}{10}$ ；也就是说前面所说的风洞，不用33万马力的了，3万马力的就够了。当然，我們如果把压缩时间再延长，使用风洞的时间再缩短，动力的需要可以更减轻；可是使用

时间太短就给测量带来了困难，压气时间太长就等于一天中作不了几次实验，所以我們也不宜于过度地向这方面发展。这种类型的风洞，因为不能连续地长期使用，所以叫做暂时式风洞；相反地，前面所说的风洞，因为可以连续使用就叫做连续式风洞。

无论暂时式也好，连续式也好，把测量模型性能的时间缩短，使在一定时间中能多测些测量，这是增加风洞使用效率的办法。在大风洞这尤其重要。为了满足这个需求，近代新型风洞都引用许多自动装置，一按电钮就能自动地做出一连串于定的测量。有时还把必要的计算自动作好，

中國科學院力學研究所

除了这两种比较常见的风洞以外,现在也还正在发展两种新型的风洞,一种是为了要达到超音速飞行所发生的高温,这就是所谓脉冲式风洞。脉冲式风洞的原理是利用激波管,也就是一根管子用一块金属片分隔成两部分,一部分装上高压气体,而另一部分装上低压气体。如果忽然把金属片拿开,高压气体就会压向低压气体,在低压气体中形成压力波,也就是激波。我们知道:气体受压就会发热,这样得到高压高温的气体。实验证明,就是一万度以上的高温也不难得到。有了高压高温气体,我们就能利用它来吹风洞;但是,因为这样制造出来的高压高温气体总量也不超过原来在管子里的低压气体,所以为量不多,风洞的运用时间一般只是千分之几秒,所以叫做脉冲风洞。这种短的试验时间自然给测量带来了困难,需要发展新的仪器,可是直到现在我们还不不知是有什么比这更好的方法来模仿超音速飞行,而其实就是脉冲风洞也不完全能达到洲际弹道式导弹的进入空气层时度的情况,风洞技术还要更进一步才行。

自动地画出工程师们所要的图表和曲线。

空气动力学中的领域

我们在第一讲中已经提过空气动力学中的一个最重要的因素：马赫数，或者也就是空气流动速度和声速的比率，什么是声速？声速就是空气中微小干扰，或者微小压力波的传播速度。我们可以试一下这一个速度和其他空气性质的关系：如果我们随着压力波的传播速度走，那么在我們的坐标系统里，压力波不动，而且空气流动了，设想空气从左面向右面以 a 的速度流入压力波。因为是压力波，所

以过了压力波压力就较大，从 p 加到 $p+dp$ 。同时流动速度也从 a 加到 $a+da$ 。如果在压力波前面的密度是 ρ ，压力波后面的密度就是 $\rho+dp$ 。(图 3.1) 我们有两个关系可以利用：第一

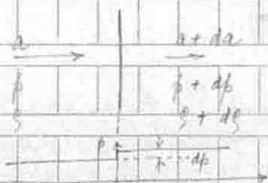


图 3.1

关系是所谓物质守恒规律：也就是流入压力波的物质也必然从压力波流出去。每单位波面宽每秒钟有 ρa 质量流入，而相应流出的质量是 $(\rho+dp)(a+da)$ 。所以

$$\rho a = (\rho + d\rho)(a + da) \quad (1.2)$$

我们说的是微小压力差, 也就是说 $\frac{d\rho}{\rho}$, $\frac{da}{a}$, $\frac{dp}{p}$ 这三个数都是很小很小的, 因此在 (1.2) 公式中我们就可以略去二次乘积 $d\rho \cdot da$, 只留下一次乘积 ρda 和 $a d\rho$ 。所以

$$\rho da + a d\rho = 0 \quad (1.3)$$

另段!

第二个可以利用的关系就是牛顿的定律: 在压力波右面的动量如果比压力波左面的动量大, 那必然是因为右面的压力比左面的压力低, 因而物质受了向右推的力。每单位波面每秒在左面的动量是 ρa^2 , 在右面的动量是 $(\rho + d\rho)(a + da)^2$, 因此

$$(\rho + d\rho)(a + da)^2 - (\rho a^2) = p - (p + dp) = -dp \quad (1.4)$$

如果我们仍然略去高次乘积, 那么由 (1.4) 公式就得下式的关系:

$$a^2 d\rho + 2a\rho da = -dp \quad (1.5)$$

现在我们可以利用 (1.3) 公式把 (1.5) 公式里面的 da 消去, 因而得

$$a^2 = \frac{dp}{d\rho} \quad (1.6)$$

因为在我們固定了压力波的坐标系统中, a 是流入压力波的速度的, 所以其实 a 也就是压力波向左向右传播的速度, a 也就是声速。1.6 公式就是声速的一般公式, 只要我們知道压力 p 与密度 ρ 的关系, 我們就能用 1.6 公式计算声速。

25 x 20 = 500

6.

我们可以把空气看做是理想气体，而这就是声波传播情况下，气体里面的过程是等熵过程，所以如果 γ 是空气的比热比，那么

$$p/\rho^\gamma = \text{常数} \quad (3.7)$$

(3.7) 公式也可以写作

$$\ln p = \gamma \ln \rho = \text{常数} \quad (3.8)$$

把 (3.8) 式微分，我们得到

$$\frac{1}{p} \frac{dp}{d\rho} = \gamma \frac{1}{\rho}, \text{ 或 } \frac{dp}{d\rho} = \gamma \frac{p}{\rho} \quad (3.9)$$

用此声速 a 在空气中的公式是

$$a^2 = \gamma \frac{p}{\rho} \quad (3.10)$$

又因为理想气体的物态方程是 $p = \rho R T$ (T 是气体的绝对温度)

$$\frac{p}{\rho} = R T \quad (3.11)$$

所以声速 a 的又一个公式是

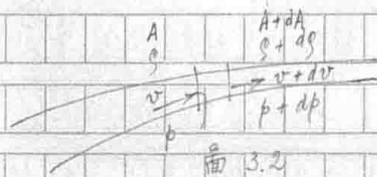
$$a^2 = \gamma R T \quad (3.12)$$

这也明显地表示声速是和绝对温度的平方根成正比例的。

在高空的同温层里，空气的温度较低，所以声速也低些，大约是 1040 呎/秒。

现在我们要说明一下，为什么声速在空气动力学里有这样大的重要性。我们首先考虑一束气流，这束气流是很细小的，因而我们可以假设在每一断面里各点速度的不均

匀，则每一断面里的流速都是一样的。如果在某一断面中



的流速、压力和密度分别用 v , p 和 ρ 来代表，而在紧靠着的另一断面中的相应数量分别用 $v+\Delta v$, $p+\Delta p$ 和 $\rho+\Delta \rho$ 来代表。

两个断面的面积用 A 和 $A+\Delta A$ 来代表。那么依照物质守恒规律，我们可以写出

$$\rho A v = \text{常数} \quad (3.13)$$

写微分式就是

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dA}{A} + \frac{dv}{v} = 0 \quad (3.14)$$

此外依照牛顿的运动规律，从第一个断面到第二个断面速度有所增加，增加的是 dv ，这必然是因为第二个断面上作用的气体压力比第一个断面上作用的气体压力要小些，因而气体被向前推。由上可见

$$\rho v dv = -dp = -\frac{d\rho}{\rho} ds \quad (3.15)$$

由这个公式我们可以写出 $\frac{d\rho}{\rho}$ 的值为

$$\frac{d\rho}{\rho} = -\frac{v^2}{\frac{dp}{d\rho}} \frac{dv}{v} \quad (3.16)$$

把 (3.16) 代入 (3.14) 公式，我们就得

$$\frac{dA}{A} = -\left(1 - \frac{v^2}{\frac{dp}{d\rho}}\right) \frac{dv}{v} \quad (3.17)$$

但是由(13.1)公式, a 是声速 a 的平方, 而 M 又是马赫数 M ,

所以(13.17)公式又可以写成

$$\frac{dA}{A} = -(1-M^2) \frac{dM}{M} \quad (13.18)$$

这个公式说明了一件非常重要的事: 如果流速小于声速, 也就是马赫数 M 小于 1, 那么要增加流速 M 必须相应地减小流管的断面。这和我们日常经验似乎是符合的, 要流得快, 就得缩小流管。但是(13.18)公式也指出: 如果流速大于声速, 也就是马赫数 M 大于 1, 那么要增加流速 M 就得相应地放大流管的断面。这就是超声速气流的特点。

我们现在想一想, 气流流过一个固体(物体)什么是控制

流动情况的因素呢? 主要的因素有两个: 一个是运动学的,

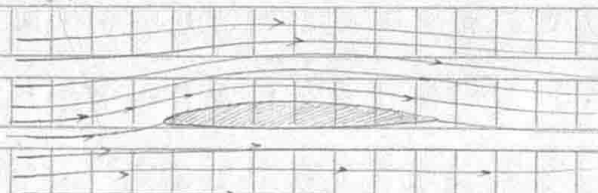


图 3.3

也就是流管分布得适合, 每一流管都能通过一定的流量。

第二个因素是动力学的, 也就是(13.17)所表示的关系, 这里包含了牛顿的运动规律。不但如此, 流管与流管间的压力也要相互连接得上, 也要适合流管弯曲所产生的离心力关系。我们从这一点就可以看出为什么马赫数是重要的,

因为它控制了气流里两个主要因素里的一个因素。如果某一个流型是适合于低速的气流的，即就是说在这个流型中运动学的因素和动力学的因素得到协调。现在同一流型在高速情况下，在超音速情况下，动力学的因素根本改变了性质，自然就得不到协调，因此流型也就非完全更改不可。

上面的讨论说明了亚声速气流与超声速气流的分别。但是此外还有跨声速气流，这又是什么呢？原来我们平常所说亚声速或超声速的标准是物体远处的气流情形，运用到导弹问题上，即就是导弹飞行速度和空气中声速的相比情况。物体附近或导弹附近的情况就有些不同：气流因为

受了物体的干扰而有所变更，当飞行速度还是亚声速的时候，物体附近局部地方可以出现超声速。当飞行速度只超过声速不多，物体附近局部地方也可以出现亚声速。即也就是说在这样情况下，气流中有亚声速部份也有超声速部份，两种气流同时存在，相互影响，这就是跨声速气流了。

(3.18) 公式也可改写或

$$\frac{dA}{A} = - \frac{1}{M^2 - 1} \frac{dA}{A} = \frac{1}{M^2 - 1} \frac{dA}{A} \quad (3.19)$$

所以当 M 非常大的时候，也就是 M 大于 10 的时候，流速断面面积的变化就非常小，无论流速~~截面面积~~可以变，而流速断面~~面积~~是几乎不变的。这也是一种特别性质，所以当马赫数 M 很

大的时候，气流性质又一次起了变化，我们叫这种气流做高超声速气流。所以总的看来，如果导弹的速度从起飞逐渐增加，它就依次进入下列空气动力学的各个领域：亚声速气流、跨声速气流、超声速气流而最后到高超声速气流。

上面所提到的几个空气动力学领域还不是全套，我们也必须考虑到在高空空气稀薄时候的特殊情形。我们都知道空气其实是由各个分子所组成的，只不过在一般情况下每一单位体积有亿万个分子，它们间的距离平均只有百万分之一厘米，所以我们可以看空气为一个连续体，不去考虑分子间的空隙。但是在高空情况就变了，在100公里

的高空中，分子间的平均距离就会大到几公分，所以我们就不再能把空气看作是连续体。我们对稀薄气体的运动必须另作主张，从分子运动理论的观点来研究它。所以空气动力学中又有稀薄气体动力学这一分枝。

此外当飞行速度非常大的时候，空气和固体表面摩擦就产生大量的热，把表面附近的空气温度提到几千度以至一万度。这样空气的分子就会分离成原子，而原子又会失去一个或几个电子而变成离子。这样离子化了的气体是能导电的，因此它就能受电场和磁场的影响。这又是一个新因素，所以也就有另一个空气动力学的分枝：电磁流体力

学。这门学问和上半部提出的稀薄气体动力学都是新兴的学科，现在外国正因为导弹的缘故在努力发展它们，也就是空气动力学里面的最新领域了。

导弹的结构问题

我们在上半部已经提过导弹表面附近会因高速而达到高温。现在把这一关系明确一下：我们知道气流中所含的能量有两种，一种是动能，一种是热能。动能是与速度 v 的平方成正比，每单位质量的动能是 $\frac{1}{2}v^2$ 。热能是焓，在理想气体里就等于定压比热 c_p 乘绝对温度 T 。因为每单位

质量的总能量是

$$H = \frac{1}{2}v^2 + c_p T \quad (3.2)$$

如果气流在固体表面上因为摩擦而静止下来，失去了动能，那么依照能量守恒定律，这消失了的动能必然转变成热能，也就是提高气体的温度。让这个表面气体、静止了的气体的绝对温度为 T_0 ，相应的热能或焓就是 $c_p T_0$ 。照我们上面所说的，

$$c_p T_0 = \frac{1}{2}v^2 + c_p T \quad (3.3)$$

这也就是说

$$T_0 = T \left(1 + \frac{1}{2} \frac{v^2}{c_p T} \right)$$

可是依照热工学的定律, $R = C_p - C_v = C_v(\gamma - 1) = \frac{C_p}{\gamma}(\gamma - 1)$, 而 (3.12) 公式又给出 RT 与声速 a 的关系。所以我们得画出下列公式:

$$T_0 = T \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \frac{v^2}{C_p(\gamma-1)T} \right) = T \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \frac{v^2}{\gamma R T} \right) = T \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \frac{M^2}{\gamma} \right) \quad (3.22)$$

这是一个非常重要的公式, 它给我们从空气温度 T 和它的流动马赫数 M 计算表面温度的方法。

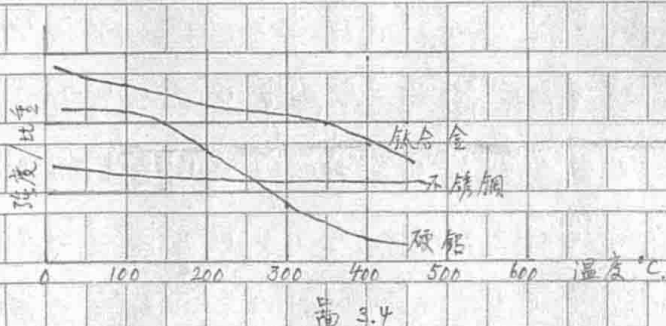
现在让我们用 (3.22) 公式来求一弹导弹表面附近的温度。空气的 γ 是 1.40, 空气的标准温度是 15°C 或 288°K , 那么各个 M 数之下的温度如表 3.1 所列出的。我们立刻可以看出当飞行速度达到两倍声速的时候, 导弹表面^的表面温度是很高的, 一般飞机材料像硬铝就会失去它的强度, 而必须

表 3.1

马赫数	表面温度, $T_0, ^\circ\text{K}$	表面温度, $T_0, ^\circ\text{C}$
1	346	73
2	519	246
3	805	532
4	1210	937
10	6050	5780
20	23350	23080

引用其他材料。表 3.4 中表示的就是三种结构材料硬铝、不锈钢和钛合金的比较, 我们用的准则是强度和单位重量

量的比。我們可以看出在高温时钛合金的优点——是轻而耐的材料；但是就是钛合金在 500°C 以上也不^不如^不钢。所以这也



就是说长时间以三倍声速以上的速度飞行，我們就得用些不平常的办法；像人工来冷却导弹的表面，用一层绝缘物质来保^护全^部等等。由此看来，我們虽然^发明了噴

气推进机，突破了声速这一关，可是才一个困难是高温問題，这也要^求我們採用新方法，引用以前所未用的设计。所以在英美工程界里，也^有人把这个问题叫做“热的障^碍”。

其实导弹的结构問題^也不是如此，我們必須注意到其^地要的现象。例如因为在超声速飞行中空气的阻力与翅膀和^{空气动力}的^{控制}面(像尾翼舵)的厚度有密切关系，要减少空气的阻力就得把厚度减小，越薄越好。但是薄的翅膀是容易弯曲的，在负载容易变形；而翅膀的变形又为引起空气动力^变载的变化，这种结构弹性和空气动力的相互作用，我們叫做空气弹性力^学的作用，^{空气弹性力学}也就是一門同时要引用弹性力学和空

25 x 20 = 500

28 × 20 — 500

气动力学知识的边缘科学。空气弹性力学的一个重要研究
 题目就是颤动，这是薄翼在高速飞行中的振动，^{一开始}振幅就很
 快地加大，把结构破坏。越是翅膀薄，颤动就越容易发生。
 结构的弹性和空气动力学的作用还可以改变空气动力的控
 制面的控制效能，这是因为导弹弹身受了控制的负载就要
 变形，而变形就会改变控制面和空气流的相对角度，也就
 影响了控制面所产生的力量。这指出空气弹性力学的作用
 是和导弹的控制有关系的。

自然，当结构受了表面高温的影响，在结构里一定产
 生温度的不均匀，也就引起了结构内部不协调的膨胀，这

也会产生结构内部的负载、内部的应力。这负载和应力也
 会使结构变形，而变形又改变了空气^{加到}结构上的力量。
 所以导弹的高速飞行会带来三个因素相互作用：一个是热
 负载或热应力，一个是结构的弹性性质，一个是（的）空气动
 力的性质。其中更复杂的相互作用也就是导弹结构问题的本
 质的研究对象，我们研究的还不仅仅是空气弹性力学，
 而是空气热弹性力学。

导弹问题

第四讲

制导问题

控制导弹的问题就是发现目标、测定目标、^引制导导弹使导弹接近目标的问题。我们可以把问题分大范围的问题和小范围的问题来讨论。大范围的问题是一个收集情报，^像如敌人^船军舰的活动，敌人飞机的飞航方向和速度，然后根据这些情报在一个中央指挥站、^{完全}用人或是^制用一架自动计算机^{助手}来拟定打击敌人的方案，在什么时候，用什么导弹，在什么地方打击敌人。我们提出了自动计算机的原故是因为这一种战术计算机现在变得很复杂，中间要估计到许许多多的因素，要使用概率的运算；而这一切又必须在很短的时间内做好，慢了就失去打击敌人的好

5

10

15

20

机会，甚而至于“兵临城下”，“措手不及”。我们只
 要想一想：超声速的飞机，每小时可以飞 1500
 公里以上，就是我们的雷达系统能看 500 公里，
 从发现敌人飞机到敌人飞机飞到自己头上只有
 20 分钟。如果我们要防卫的是洲际导弹，它以
 每小时 15,000 公里^{以上}的速度飞行，那更是“迫不及
 待”的了。因此这一个問題，也许就叫作指挥系
 统的問題，是一定要机械化、自动化，里面包
 含了远程雷达网，雷达情报输送系统，中央指
 挥站，指挥命令的输送系统等设备，是一个全
 国范围的系统，是包括成千成万个单位的复杂
 体系。这个体系要做到灵敏，可靠、非常可靠
 的要求，其困难情形可以想见；所以这指挥系
 统的問題是各国正在苦心研究的问题，谁也不
 会满足于他们现有的设备，谁都在研究改进。

25

30

35

40

40×15=600

制导问题

控制导弹的小范围问题就是在导弹发射站收到指挥系统的命令以后，怎样发射导弹，并且控制它使它能飞到目标附近的问题，我们也可以把这个问题叫做制导问题。（控制和导向）。其实制导问题并不是有了导弹才开始研究，在没有导弹的时候，我们已经有了飞行打靶机和模型小飞机，它们都是用无线电信号在远距离来操纵它们的控制面，因而能使它们飞行自如。这一个用无线电信号的方法也曾用到一些改装的旧轰炸机，作为导弹；也曾用到一些试验性的导弹。但是因为在这样一个方法里，我们是靠在地面上控制人员的眼力来测定控制物的行动，是靠控制人员的脑筋来运算，来决定怎样来控制，这自然就有了两方面的限制。一方

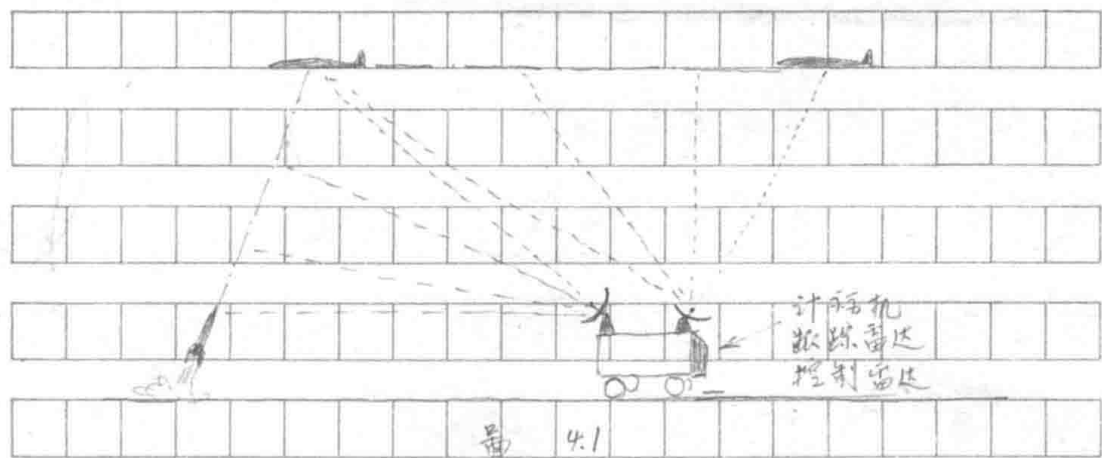
5

10

15

20

面是人力目光有限，既看不了多远，又非晴天不可。又一方面人的头脑是不能运转得太快的，而且人脑也不能作太复杂的心算。要补救这两方面的缺点，我们就自然地想到用雷达来代替人的眼睛，用雷达或无线电来^发传送控制的信号。图4.1就是这样的一个司令式的制导系统，用在防空导弹上的情况。图里有二个雷达，



一个是为跟踪目标飞机用的，一个是为跟踪导弹用的。雷达所得到的情报送到在陆地上的计算机，计算机发出正确的控制^号令，这号令由

25 30 35 40

40x15=600

雷达^的环节来传信导弹，导弹^{接收}了这制导信号就能把它自己指向敌人飞机，直^达目标。我们可以看得出来：导弹本身必定要有一个固定的坐标系，要能分得^出前后左右，不要把接收的信号加到^到俯仰操纵上去。这就需要^在导弹上有一个控制转动的系统，或者有一个能换^转坐标轴的环节。我们可以^{想像}得到，这一连串的计^划是如此地复杂，人的头脑是难以胜任的，一定要一架电子计算机。

在^{多段弹道中}实际的导弹制导系统中，由于任务的不同，也有分工：分成初^段制导、中^段制导和^末段制导。初^段制导从发射信号起，把导弹导入正^常弹道中为止，只限于弹道中开始的一段。这一段制导，^{距离}范围小，但是^{因为}导弹还没有入^轨，控制的灵活性大，而准^确度小。中^段制导

5

10

15

20

是从导弹纳入正常弹道起，到接近目标为止，
 是控制距离最大的部份，也是弹道的主要部分，
 它的准确度要求高。但是当导弹接近目标的时候，
 到底离控制站^远了些，要把导弹控制^到能
 命中目标是有困难的，所以就再加上一段^末终^点 5
 制导，^末终^点制导一般也就是自动跟踪目标的制
 导，可以是一个小型的^{短程}跟踪雷达，装在导弹的
 前面；也可以是一个对声音或热敏感的装置，
 由于敌人飞机的声音或热而自动地转向目标。
 所以^末终^点制导是^{短程}的，是代在导弹上的装备 10
 ，也就是导弹自己的眼睛。
 当然也还有其他的^{中程}制导方式；图4.2表
 示的就是^跨束式的制导系统。在这个系统里，
 导弹是沿着一道雷达束上升，而雷达束又是指
 定了敌人飞机的；自然终了导弹必然会碰到飞 15

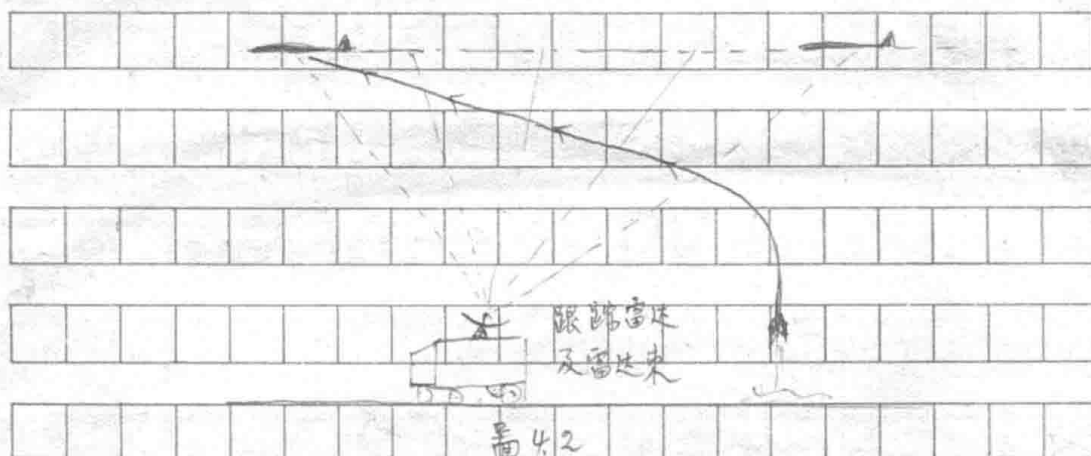
25

30

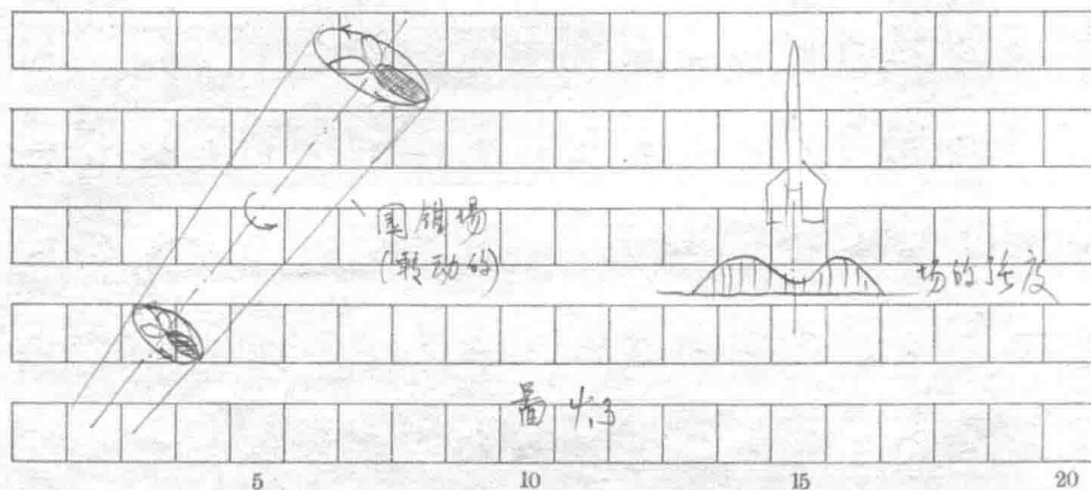
35

40

40x15=600



机。雷达束可以用一个旋转的喇叭天线，放在一个抛物线形的反射^镜里；我们可以使波束形成一个很^窄的圆锥^形场，^{圆锥}场的轴上，强度小，轴的两面强度大(图 4.3)。这样我们就可以使导弹的控制系统自动地寻找强度最小的地方；如



果导弹不在轴上，那么^装在导弹尾鳍上的天线就收到不同位置的信号，因此为可以辨别导弹的位置，可以自动地回到轴上来。这个系统的好处是它简单，不需要什么装在导弹上的计算装置。可是它也有缺点：在接近目标的时候，
5
加速度大，尤其是当敌人飞机用快速变向变速的方法进行逃避运动的时候。一旦导弹失去波束，再要回来是很不容易的。

弹道的^{分析}
当然我们在上面所讲的一些^导导系统也不限于用在防空导弹上面，其实只要控制站装备的重量不太重，我们也可以把它们应用到空空导弹上去。防空导弹和空空导弹的共同点是：它们都是用来打击一个^运运动很快的目标的。所以线
15

25

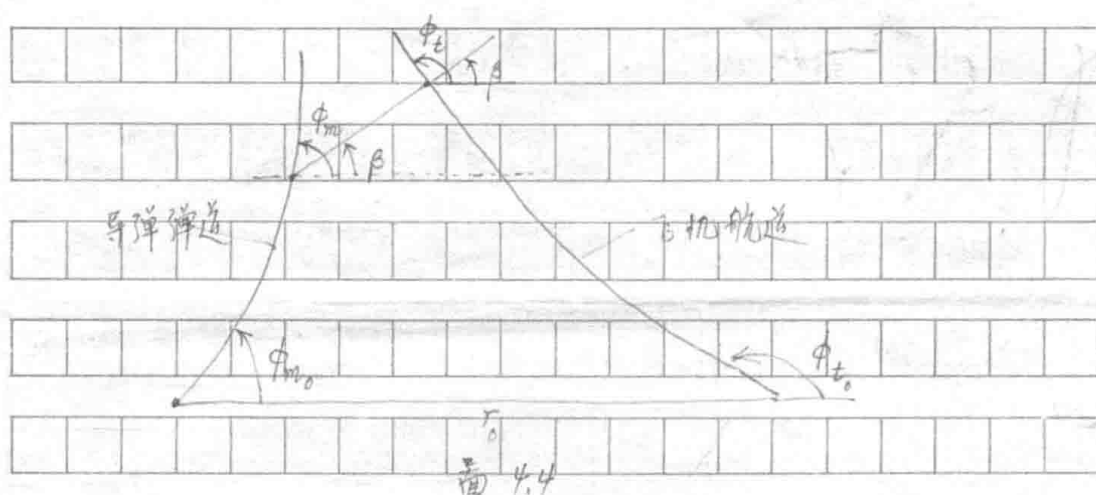
30

35

40

40x15=600

們應該來分析一下导弹彈道。為了把情況簡單化一點使計算容易些，我們只考慮二元的運動（圖 4.4）。我們假設导弹的速度是 V_m ，飛機或目標的速度是 V_t ，目標發現的時候，兩者間的距離



是 r_0 ，导弹對飛機視綫的角度是 β ，而兩者的軌跡的角度是 ϕ_m 和 ϕ_t 。我們一般是設想导弹和飛機的速度 V_m ， V_t 都是常數，這是一個初步計算用的粗略數值。不同的制導系統其實就是對 ϕ_m 和 β 之間的關係作出一定的規定，所以當我們把飛機航行的性質定下來之後，我們就可以

5

10

15

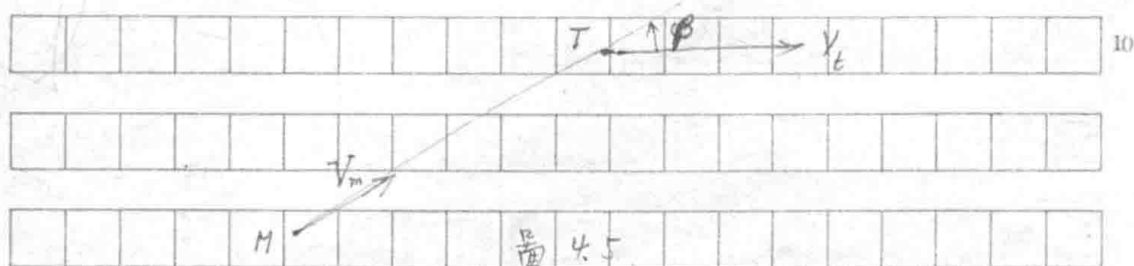
20

分析导弹的弹道了。我们在分析中所特别注意的是导弹的飞行时间，它在飞行中的加速度，加速度变化的情形，这些都是设计导弹推进和控制系统所必须知道的。

现在让我们来分析一个最简单的弹道：简单

追踪弹道，也就是说我们让导弹的速度向量 V_m 与导弹对飞机的视线相合。这种弹道可能是一个简单终点制导的弹道。

图 4.5 是表示在飞机后面追上它的情况，其中我们假设飞机是的速度和方向都不变的， β 是视线和飞机飞行



方向间的角度。我们很容易看出在这种情况下，导弹对飞机的攻击是从飞机的尾部去的，也就是说当导弹打着飞机的时候， $\beta = 0$ 。

25

30

35

40

40x15=600

要分析这个弹道，我们必须把速度分成沿着视线的和垂直于视线的这两部分：

$$\dot{r} = V_t \cos \beta - V_m \quad (14.1)$$

$$r\dot{\beta} = -V_t \sin \beta \quad (14.2)$$

在这些公式中，在恒¹³符号上的点代表对时间 t 的微分。把(14.1)和(14.2)相除，我们^就得到

$$\frac{\dot{r}}{r} = (\beta \csc \beta - \cot \beta) \dot{\beta} \quad (14.3)$$

其中 β 是导弹速度与飞机速度的比例，

$$\beta = \frac{V_m}{V_t} \quad (14.4)$$

(4.3) 公式是可以积分的，

$$\begin{aligned} \int \frac{\dot{r}}{r} dt &= \int \frac{dr}{r} dt = \int \frac{dr}{r} = \log r \\ &= \int (\beta \csc \beta - \cot \beta) \frac{d\beta}{dt} dt = \int (\beta \csc \beta - \cot \beta) d\beta \\ &= \beta \log \frac{\sin \beta}{1 + \cos \beta} - \log \sin \beta + \text{常数} \\ &= \log K \frac{(\sin \beta)^{\beta-1}}{(1 + \cos \beta)^{\beta}} + \text{常数} \end{aligned}$$

所以可以^把结果写作

$$r = K \frac{(\sin \beta)^{p-1}}{(1 + \cos \beta)^p} \quad (4.5)$$

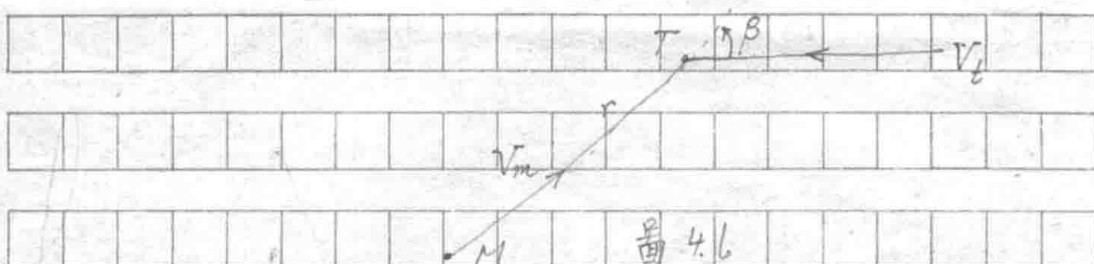
其中的K可以用初始条件来决定它:

$$K = r_0 (1 + \cos \beta_0)^p / (\sin \beta_0)^{p-1} \quad (4.6)$$

r_0 和 β_0 是开始时的 r 和 β 。

如果导弹不是从后面追上去而是迎头打,

那么情形就有些不同(图4.6), 现在 β 是一直要加



大的, 而运动方程式就是

$$\dot{r} = -V_t \cos \beta - V_m \quad (4.7)$$

$$r\dot{\beta} = V_t \sin \beta \quad (4.8)$$

同样地把这两个方程相除, 我们就得到

$$\frac{\dot{r}}{r} = -(\beta \cos \beta + \cot \beta) \dot{\beta} \quad (4.9)$$

(4.9) 公式可以很轻易地积分出来, 结果是

$$r = K' \frac{(1 + \cos \beta)^p}{(\sin \beta)^{p+1}} \quad (4.10)$$

其中的 K' 是由初始条件所决定的:

$$K' = \frac{r_0 (\sin \beta_0)^{p+1}}{(1 + \cos \beta_0)^p} \quad (4.11)$$

我们也可以来研究一下弹道和弹体的转向

速度 $\dot{\beta}$; 如果是从后面追上去的, 那么由 (4.2)

和 (4.5) 公式, 我们得到

$$\begin{aligned} \dot{\beta} &= -\frac{V_t}{r} \sin \beta = -\frac{V_t (1 + \cos \beta)^p}{K (\sin \beta)^{p+2}} \\ &= -\frac{V_t}{K} \sin^2 \beta \left(\frac{1 + \cos \beta}{\sin \beta} \right)^p = -\frac{V_t}{K} \sin^2 \beta (\cot \frac{\beta}{2})^p \quad (4.11) \end{aligned}$$

如果是近头打, 那么由 (4.8) 和 (4.10) 公式, 我们得到

$$\dot{\beta} = \frac{V_t}{r} \sin \beta = \frac{V_t (\sin \beta)^{p+2}}{K' (1 + \cos \beta)^p} = \frac{V_t}{K'} \sin^2 \beta (\tan \frac{\beta}{2})^p \quad (4.13)$$

由这两个公式我们可以求出导弹在打着目标

的时候的转向速度, 这也就标出了导弹的横向

加速度。我们先要知道在打着目标时候的 β 是

5

10

15

20

什么：从后面追上走的情况，我们一定得到 $\beta=0$ ；
 从迎头打的情况， $\beta=\pi$ 。这也就是说，无论如
 何我们都在打敌人飞机的尾巴。用(4.1)和(4.3)两个
 公式，我们得到表(4.1)的结果：由这个表我们看

表 4.1

简单追踪弹道终点的转向速度(弧度/秒)

种类	$1 < k < 2$	$k = 2$	$k > 2$
----	-------------	---------	---------

从后面追($\beta=0$)	0	$-\frac{4V_c}{K}$	$-\infty$
-------------------	---	-------------------	-----------

从迎头打($\beta=\pi$)	0	$\frac{4V_c}{K}$	∞
---------------------	---	------------------	----------

出来一个^{特殊}点，这就是当导弹速度大于目标速¹⁰

度两倍的时候，在终点的导弹横向加速度非常

大，这^给对导弹^{控制}系统的设计带来了困难。

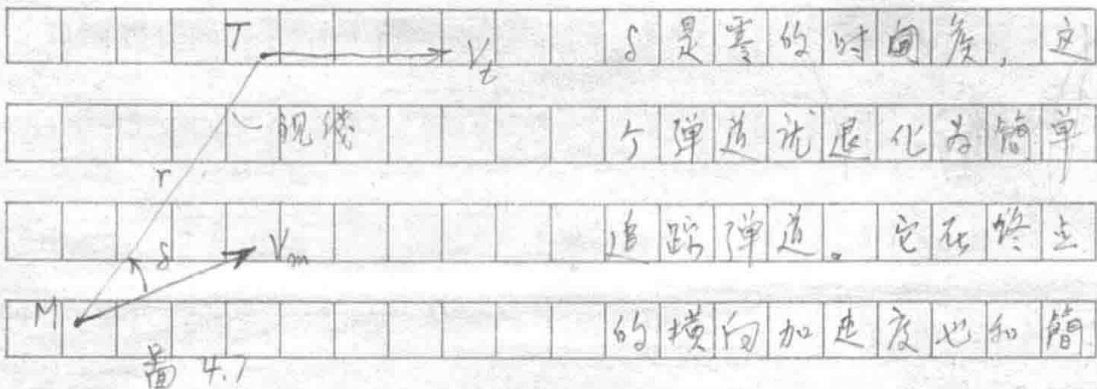
当然我们也不一定用这个简单的追踪弹道

，我们可以选用其他的³种弹道。这方面我们

可以提^来出像上面说¹⁵到过的³⁰跨³⁵度⁴⁰式弹道，这个弹

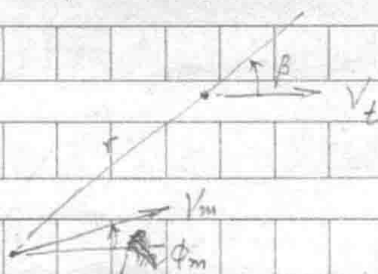
但是我们从图4.7可以看得出来,有这么一个角度 δ 是聪明的,它使~~弹的~~导弹的弹道有配合目标速度的性质,向前一步;所以这个弹道比简单追踪弹道可行一些。

道上的导弹^{永远}在连接发射点和目标的这一条直线上。我们也可以採用所谓偏向追踪弹道,在这(图4.7)个弹道上的导弹,它的速度向量和从导弹到目标的视线永远保持一定的角度 δ 。当 δ 是零的时候,这个弹道就退化为简单追踪弹道。它在终点的横向加速度也和简单追踪弹道一样,如果速度比 λ 大于2,加速度非常大。此外也还有所谓定角弹道,这里的角是从导弹到目标的视线对空间的角度;因此在这个弹道上,这视线的方向^是固定不变的,它只在空间平行地移动。这个弹道的好处是导弹的^横向加速度不会比目标的大,对控制设计上有利。最后还^有一种叫比例导航弹道,这



个弹道的特点是：导弹速度向量的转向速度是
与从导弹到目标的视线的转向速度成比例的，
也就是量4.8里面的 β_m 和 β 有下列关系：

$$\dot{\phi}_m = a\dot{\beta} \quad (4.14)$$



量 4.8

其中 a 是一个常数，一般在 3 和 5 之间。这个
弹道的好处是横向加速度比较小，对控制的问题
容易一些。

此处加上从11页移来的资料

防空导弹控制设计的步骤

我们在上面只不过对弹道作了一个简单的
介绍，其实在导弹设计工作中，一切以弹道的

25

30

35

40

40x15=600

选择作开始。弹道的种类选好了就要^体分析工作；假设敌人飞机的飞行速度，飞行高度，作出导弹弹道的各种特性的计算。先算横向加速度，这就给我们设计导弹控制翼面的依据，也就是让我们能开始空气动力学的设计工作。这时自然也不免要作一些风洞的实验，帮助决定导弹的^形外型。这一个阶段的工作完了以后，我们就可以画出推进系统的拉力要求，因而就可以开始推进系统的设计。在设计过程中，也要进行些实验，才能把设计定下来。有了导弹弹道的大致特性，我们就可以分析^制制导系统的要求，像时间常数，伺服机件的设计条件等等。有了这些，我们就可以进行制导系统的设计工作。当然，这里也免不了一连串的实验工作，比较各个具作方案的优劣。这些设计还只不过

5

10

15

20

一个粗枝大叶的设计，是设计工作的第一阶段。
 我们有实还不知道在使用^中，导弹^对各种实际
 情况中的性能是不是好，像敌人飞机作逃避
 运动的时候，导弹能不能命中。

第二阶段的工作，是把导弹的设计更提高⁵
 一步，要更仔细地分析导弹^个整个制
 导、控制体系的运转情况。做这一个工作的最
 主要工具是一个大型的电子计算机，我们用它
 来模拟一切导弹和敌人飞机的行动，也就是说
 我们用电子计算机来试放我们的导弹：我们把¹⁰
 敌人飞机的速度、高度以及^还逃避^运运动放到计算机
 里去，把初步设计中所决定的导弹性能也放到
 计算机里去。现在^也不像初步设计工作那样局限
 于二^度空间了，让导弹和敌人飞机在电子计算
 机里面打一个三度空间的^仗，看看谁胜谁败。¹⁵

25

30

35

40

40×15=600

自然这是一个非常复杂的计算，我们无法设想用人工来算，这是非用电子计算机不可的，而且是要用大型电子计算机。举个例子：英国皇家飞行器研究站（Royal Aircraft Establishment）的这样一个模拟计算机（"Tridac"）就要佔600平方公尺的地面，有8千个电子管，其中包含的机械部分要400马来转动它，而一共要用650瓩的电力。

其实这样一个围绕着一架电子计算机的设计工作也不是一下子就结束的。初期的设计工作一定发现原来设计里的一些缺点，就要对原来的设计进行修正。当这一阶段的工作的进行中也合几个控制部件也在试制，当一个部件试好，我们自然要作些对它性能的测定。性能如果满意，我们就把实物接到电子计算机上去

5

10

15

20

，代替原来用计算机来模拟^它的部分。这样也逐步
把实物加到计算机系统上去，就使得计算机系统更
能精确地代表真实的导弹体系。到最后差不多
整个^导制系统都用实物来代替了，只剩下空气
动力的性质和弹体结构的性质还是用计算机来模
拟，这也就是第三批段的最后一步工作，这时
度导弹的设计也可以肯定下来。

第三批段的工作是一个试验工作，把导弹
的制导系统装到一架有人驾驶的飞机上去，让
飞机来模拟导弹的动作。这时度有人看看制导
系统的实际运行情况，容易发现系统中的缺点
，再于是有机会修正设计。自然最后我们还得
做许多试放用的导弹，在弹头上^{不装炸药，}装上了遥测装
置，用来自动地把导弹飞行中的情况传到地
面上的接收站来。这是最后一次修正设计的机

25

30

35

40

40×15=600

会，做好这步工作，导弹的设计才能完成。

我们在这里必须指出：在所有的上面谈到的

弹道，制导系统要知道的情报只是视线的角度

，而不需要知道导弹到目标的距离。视线可以

用雷达，用热敏的跟踪器或其他的跟踪器来定

义来，我们可以有多种的选择。所以不需要知

道目标的距离对我们设计制导系统是方便的。

当然，为了能直接地测出视线转向的角度

，我们还得使制导系统里用上陀螺仪。

↓移到前面去，后面

地地导弹制导系统

地对地导弹的制导系统基本上的问题是一

个维持一定弹道的问题。也就是说，我们在发

射导弹以前已经决定了导弹的弹道，只不过因

为不可避免的外界干扰和偏差，像风、温度的变化、

5

10

15

20

推进系统运转情况的^{偏差}，弹体外形的^{偏差}等
 等，因而引起弹道上的^{误差}。这些^{偏差}和^{误差}
 差很难予见，我们^在制导系统中必须能自动地
 这些^{偏差}所引起的弹道误差，使导弹能^{继续}保持
 一定弹道上，直指目标。

我们可以依照制导用的依据把地地导弹的
 制导系统分作两类：第一类用人为的^{导航}依据
 ，像雷达或无线电装备。第二类用天然的导航
 依据，像地球的电场和磁场、天体的位置，或
^{加速度}
^{速度}
 运动的规律。让我们先考虑顺着地面走的导弹，这个问题简单些，
 属于第一类人为的导航依据
 的所谓罗兰 (Loran) 系统，(图4.9)，在这系统里
 地面上有三个送信站，一个是主站，两个是副
 站。三个都一齐发出连续的脉冲信号，但是
 一个导弹收到^由三个^{站来的}信号的时间不一定一样，这
 要看导弹对三个站的距离来决定。在地面上的

10 的是知道导弹在地面上的位置。

25

30

35

40

40×15=600

各点，如果它们^同主站和一个副站间的距离差是一样的，也就是说如果它们收到主站信号和收到副站信号有一定的时间差别，那么这些地面上的点一定在一条双曲线上。因此一个主站

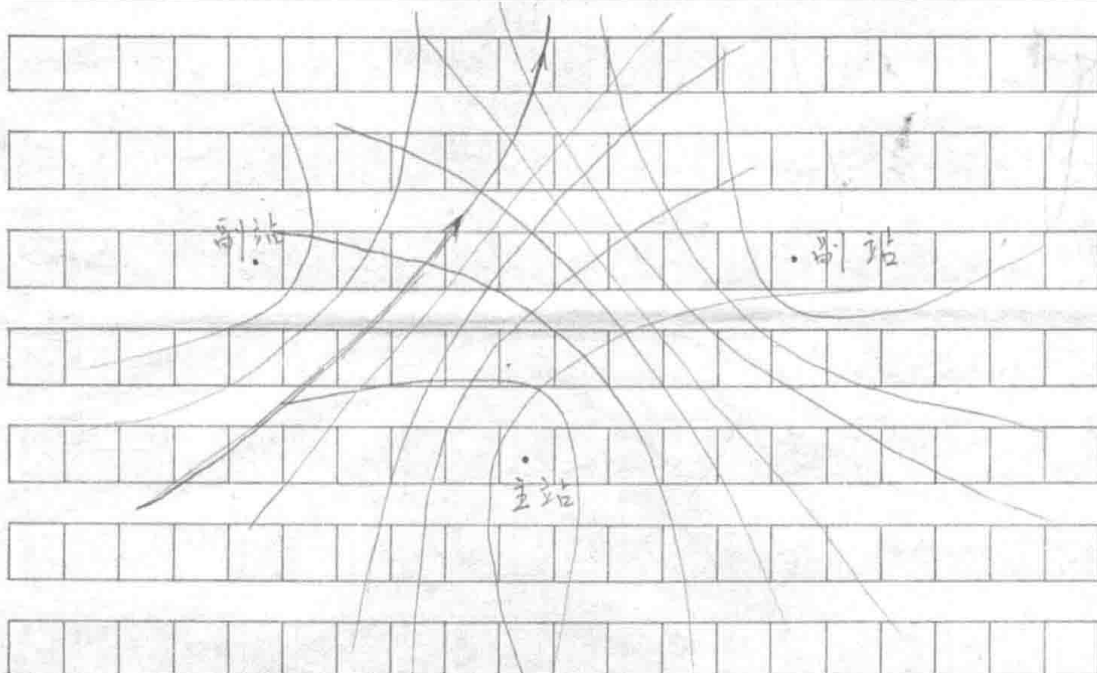


图 4.9

和两个副站就可以描出一个双曲线的网，这也就是导弹在地面的坐标系统。在简单些的^制导系统中，我们使导弹顺着一条双曲线走，这条双曲线是经过目标的，至于导弹是不是到达了目

5

10

15

20

标，这要看它对第二对站发出来的信号的收接
 时差。自然，更复杂一些的制导系统也可以更
 自由地利用两组双曲线生摆来控制导弹的位置
 ，不局限于顺着一条双曲线走。自然，这一个
 罗兰台系统用的最远射程要看我们用的波长⁵
 ，长波无线电不怕地球的曲度，而超短波和微
 波是要被地球的曲度所限制，不能控制到地平
 线以外的地方。我们也可以看过去：这样的制
 导系统是很容易因敌人的无线电干扰而失去效
 力，要能抗干扰才能实际有用。¹⁰

在利用^天自然导航依据的一类里，我们会想
 到学一学飞机驾驶员常用的办法，他可以看
 一看地形，再看一看地面，就能决定飞机是飞
 到哪里了；这是靠驾驶员认识地形的能力来导
 航的。看来导弹也能利用同一方法，可是实际¹⁵

25

30

35

40

40×15=600

困难是很大的。这是因为~~因此~~我们人的脑筋有很高的综合能力，能一下子把极其复杂的情况作一个全面的估计，而机器就没有这个能力。举个例子，我们的男同志^们和女同志们服装差别当然不大，但是还是能很快地^{一看就}决定出对面来人是男的还是女的。可是要作一架机器来做这个工作，那是万万不成的，一定^搞到男女不分！

利用天然的导航依据好处在不受^{会有}敌人^的干扰，导弹可以自给自足。^{现在提到的}做到与外界切实可行的这类制导系统都是利用天体位置或利用加速度的测量，或是把天体位置和加速度一并利用。

利用天体位置的也就是天^体制导系统^其，这确实是

一个古老的方法，在航海业里已经用了几十年了。这个方法的基本原则是测定两个^天体或星的仰角；对一个天体来说，知道了它的仰角，

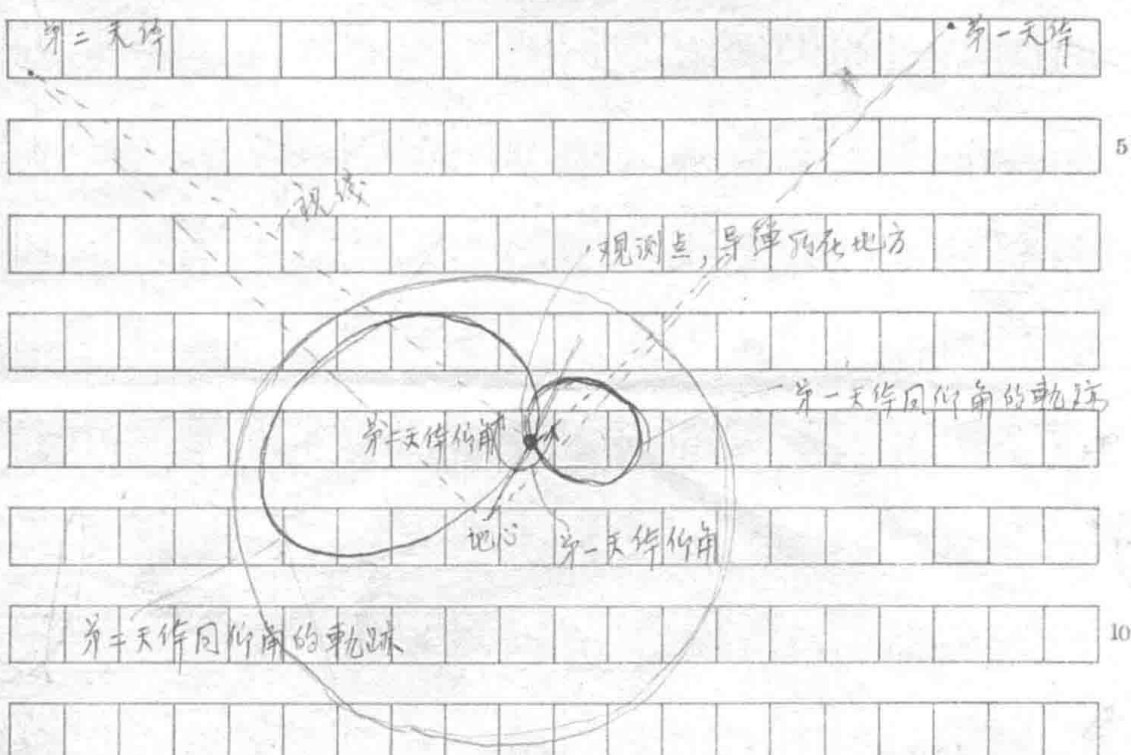
5

10

15

20

我們就可以从地球表面上描画有同一仰角的軌
跡，这是一个圆(图4.10)，对另一个^天体来说，
有同一仰角的軌跡也是地球表面上的一个圆。



这两个軌跡的相交点就是观测点了，也就是导
弹所在的地方。自然如果我們只^认知道那天体，
体仰角的^测观定，要描画軌跡还得要星曆，要时
间，这样才能确定天体在空間的^位地置。但是我

25

30

35

40

40x15=600

們也要更深入地考慮一下：仰角的測定^是靠什麼的？要測定仰角就必須知道^{導彈}飛行所在地方的垂直綫，因為仰角^的值就是到天體的視線和垂直綫所成的角度。因此天體導航法的三個基本因素是正確的垂直綫、時間和星曆。有了這三個基本因素我們才能利用仰角的測定來計算導彈在地球表面上的位置。

當然，我們也可以不用天體，我們可以直接測量^{飛行}中的垂直綫的方向和起飛時^的垂直綫方向的差別，也就是說^{導彈}垂直綫方向的改變，這樣也能決定導彈在地面表面上的位置^{偏誤}。自然也要^{注意到}因地球自轉所產生的垂直綫移動，所以在這裡時間的測定也還是十分重要的。怎麼來知道垂直方向的移動呢？要知道這就必須保持起飛時的垂直綫方向，這^{以便}比較；

5

10

15

20

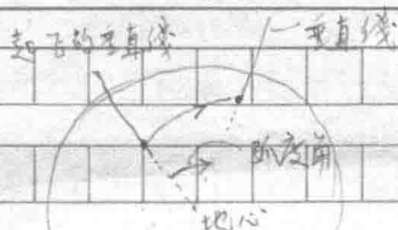


图 4.11

而起飞时的垂直线是可以用地转仪来保持的。

所以无论用天体导航~~系统~~也好，不用天体

导航也好，我们一定要有一个可靠的、精确的

垂直方向，而这是要在一个像导弹那样的弹体

里测定的，因此测定的方法就^{必须}要能不受振

动、加速度等的干扰。幸而这一方面的研究早

已经开始，垂直方向的测定为飞机也是需要的

，在飞机仪表中就是水平仪；只不过为导弹的

制导系统，准确度的要求更高，^{更需要仪表和精密机械工程师们的努力。}罢了。但这方

面也有一个新发展：这就是利用导弹在水平方

向的加速度，这加速度是可以直接用加速度计来

测定的。我们知道：把加速度积分两次就可以

25

30

35

40

40×15=600

得出在地面上飞行的距离，有了地面上的飞行距离自然本身已经解决了我们要解决的问题：测定导弹的位置。但是我们的讨论不能就在这里停止，因此我们怎样利用距离的测定来得出垂直方向呢？而垂直方向的测定又是测定水平方向所必须的，不知道它也就没法决定^什么是水平方向的加速度，因而整个系统还是空的。其实这一个缺少的环节就是把水平距离用地球的半径除一下，得出来的是飞行的弧度，用这个弧度来校正原来起飞时的垂直方向，我们就得当地的垂直方向了。像这样的一个系统，因为它利用加速度的测定，而加速仪是靠惯性的，所以这个^制导系统就叫作惯性制导系统。我们可以看出惯性制导系统是完全不依靠导弹以外的东西的，因此这个^制导系统是最不怕敌人

5

10

15

20

关系,不能只看到弹道的几何关系。这也就是说:制导弹道式导弹的问题已经超越一般导航问题范围之外,从运动学的观点转到动力学的观点。这是很重要的一点。

于援的制导系统。

弹道式导弹的制导系统

弹道式地地导弹和上面一节所说的顺地面下行的导弹是不相同的,弹道式^{导弹}的活动范围大,不限于地表面附近,它要飞入高空,它的弹道因此也就是三元空间的而不是二元球面的。所以远程弹道式导弹的制导问题也就比上一节所说的制导系统还要复杂,我们不但要控制导弹在^地球面上的运动,而且还要控制导弹在^{上下方向}的运动,而且因为弹道式导弹的速度^{垂直于球面方向}。而且因为弹道式导弹的速度

我们在前面说过德国的V-2火箭不能算是一个导弹,因为它的弹道不是能完全控制的,它只控制了火箭推进机在开动的一段弹道,火箭推进机一停就不控制了。^{但是}我们可以讨论一下V-2

25

30

35

40

40x15=600

火箭有控制的一段,作为弹道式导弹的制导系统的原始模型: V-2火箭的发射是直升的,当上升速度有^{一定时间}以后有足够大的数值,火箭就开始向先定的目标方向转动,火箭的飞行方向逐渐倾斜,但是有控制器保持火箭对准目标。因为火箭推进机的^{旋转}不能一定像设计的一样,火箭也会受风的影响,这些干扰都使V-2火箭的弹道不能和预计的弹道完全符合。可是火箭的射程大概可以用两个因素来决定:一个是拉力停止时候的速度,一个是拉力停止时候的弹道仰角。V-2火箭的控制系统就是^靠测量这个因素^靠。速度是用一个加速仪测加速度,然后积分一次;仰角是用一个回转仪测角速度,然后也积分一次;所以V-2火箭的控制系统也是一个惯性系统。当^{这两个数字组合}能命中目标的时候,也就是说当速度和仰角的关系达到预定^的规

5

10

15

20

律的时候，控制系统就发出信号，把火箭推进机停止。这以后就没有控制了，如果有风的干扰，火箭就难命中。所以V-2火箭的射程虽然只有350公里，但是^{终止}目标的误差就可能有几公里，这是不能算准确的了。

V-2火箭^{控制}的系统由此看来也是一个惯性系统。它的设计原则是其实建立在一门^{所谓}弹道摄动学上面的，这是一门专研究弹道的学问，特别

研究因为干扰而产生的弹道偏差，^{也就是所谓}弹道摄动。

要校正弹道的偏差，自然最好用这门学问；所以

V-2火箭的设计原则是正确的，只不过它的设计者没有把制导问题完全解决，没有全部控制

弹道，没有完全依照弹道摄动学的要求做，因

而不能达到高准确度。我们要把中射程弹道式

导弹如洲际弹道式导弹做好，是非利用这门学

问

25

30

35

40

40x15=600

問不可的。可是我們在這方面的研究才開始了
不久，彈道擾動的制導理論尚要繼續努力研究
，才能完成彈道式導彈的制導^{設計}任務。

導彈的使用問題

導彈是一種最新型的武器，它是非常複雜
的武器，使用它就必須有高度的技術科學知識
。不但如此，而且因為導彈新，誰也沒有累積
多少使用它的經驗。因此怎樣來儘量用理論分
析的方法，來發現最有效地使用方法就成為一個
重要的研究工作。在這部分工作我們必須要用
一門新學問：^{導彈}運籌學，這是一門綜合^{近代數學}統計數學
成就，特別是統計數學的成就和工程技術的學
問，專門研究如何發揮一定工具的^{效用}理論
。這也就是說：我們不可以把導彈的使用問題

5

10

15

20

作为一个导弹部队的问题，这里面是有挺深的

科学研究的。 5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

70

75

80

85

90

95

40x15=600

第一章 为什么要有书

第一节 为什么要读书

校订稿

導 彈 概 論

(秘 密)

No. 00001

錢 學 長

一 九 五 七 年 十 月

注：钱学森保存的《导弹概论》油印小册子封面

第一讲 为什么要导弹

要了解为什么会有导弹出现，成为现代国防上所不能缺少的武器，我们先要讲讲飞机的发展历史。虽然在历史上，甚至于在神话传说上已经有不少有关航空的记载和故事，但是真正大力发展航空事业还是比较近来的事，飞机的历史只不过五十年多一点罢了。然而在这五十多年中，变化是很大的，进展是很快的。现在我们从飞机的童年说起，也就是从20世纪的初年说起。

我们都知道：飞机所以能飞是靠翅膀，有翅膀才有升力，才能抵消重力而使飞机离地飞起。所以如果 L 是升力而 W 是飞机的重量，那么当飞机作水平平飞时

$$L = W \quad (1.1)$$

但是我们仔细想一想，这个升力是怎么来的？升力是由空气作用在翅膀上的压力得来的，也就是空气托着翅膀而不使翅膀被重力所拉下来。这也就是说，空气有一股力作用到飞机上，这股力是垂直向上的。那么依照牛顿作用和反作用的关系，我们也就知道飞机的翅膀也必定在压空气，使空气流向下方。现在我们就要算一算产生向下气流所需要的能。要进行这一个计算，我们必须先知道受翅膀作用的空气流量有多大。依照空气动力学的研究结果，单位时间被影响的空气质量 m 可以由下列公式来算：

$$m = kS\rho V \quad (1.2)$$

这里 k 是一个系数， S 是翅膀的面积， ρ 是空气的密度， V 是飞机飞行的速度。如果 w 是空气被推向下方而得到的速度，那么根

据牛顿的运动规律，

$$L = W = mw = kSpVw$$

因此我们就可以算出 w 的值为

$$w = \frac{L}{kSpV} = \frac{W}{kSpV} \quad (1.3)$$

空气本来是没有这个向下的速度的，现在有了这个速度也就有相应于这个速度的动能。

我们从(1.2)式中得到每单位时间空气质量 m ，从(1.3)式中得到速度 w ，因此每单位时间的动能 P_1 就是

$$P_1 = \frac{1}{2}mw^2 = \frac{1}{2} \frac{W^2}{kSpV} \quad (1.4)$$

P_1 也就是产生这股向下的气流所需要的功率。这功率终究是要由飞机的推进系统来供给的。因此，我们也可以把它看作是推进系统的功率，所以相应的推力 D_1 就是

$$D_1 = \frac{P_1}{V} = \frac{1}{2} \frac{W^2}{kSpV^2} \quad (1.5)$$

当然，我们也可以把这股推力 D_1 作为因空气向下流动所产生的阻力，推进系统就必须抵消这阻力才能使飞机向前飞行。在空气动力学中，这阻力叫做感生阻力^①。

既然叫这种阻力为感生阻力，那也就是暗示着还有其他的阻力。另一种阻力是什么阻力？我们由上面的计算来看就知道感生阻力是和升力密切相关的，没有升力就没有感生阻力。但是物体在空气中飞行，就是不发生升力也要扰动空气，也就是俗语所谓“行动必生风”。这风就是空气受了物体通过的扰动所生的流动，有流动就一定有速度，有速度就也要带来相应的动能，只不过这种流动基本上是飞行方向的流动，基本上是由空气和机身表面的摩擦所产生的，不像上节所说的那种扰动是垂直于飞行方向的流动。但无论怎么样，要供给这种动能

^① 现称“诱导阻力”，下文同。——校注

就必须要有推进系统来出力，也就是必定有相应的阻力。这种阻力在空气动力学中叫做“寄生阻力”，意思是这种阻力并不因升力而来，所以完全是消极的。寄生阻力 D_2 可以用下面的公式来计算，

$$D_2 = C_{D_2} S \rho V^2 \quad (1.6)$$

C_{D_2} 是寄生阻力系数。

把(1.5)和(1.6)公式加在一起，我们就得出全部阻力 D 的公式为

$$D = K \frac{W^2}{S \rho V^2} + C_{D_2} S \rho V^2 \quad (1.7)$$

在这里 K 也是一个系数。在一定的飞机形状条件之下，而且速度不太大的时候， K 和 C_{D_2} 都是常数。因此如果我们研究飞机平飞时候所发生的阻力 D 和速度 V 的关系，我们会得出像图 1.1 那样的关系：在速度 V 很小的时候，第一部分感生阻力很大，所以 D 也是大的。在速度大的时候，虽然感生阻力小，但是寄生阻力又大了，所以全部阻力也还是很大。如果我们的推进系统所能产生的最大推力 F 与飞行速度有一定的关系，像图 1.1 所表示，那么显然飞行只能在 V_1 和 V_2 之间的速度才可能， V_1 是最小速度， V_2 是最大速度。比 V_1 小的速度是不可能的，因为推进系统的推力不够大，不能完全抵消阻力，所以飞机会跌下来。同样，比 V_2 大的速度也是不可能的。所以飞机有一个最大速度也有一个最小速度，这个规律是一般

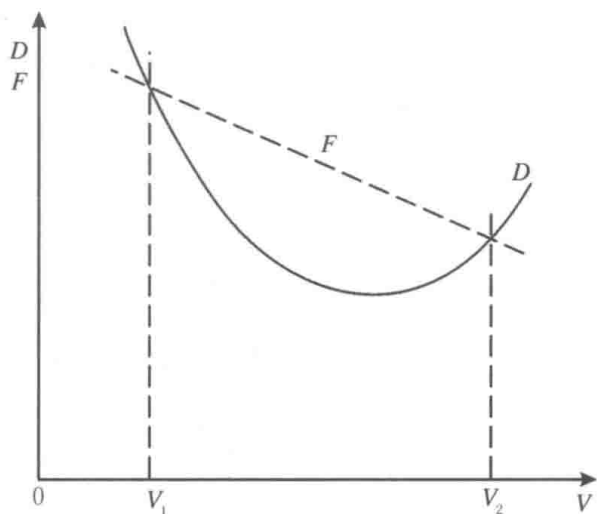


图 1.1 阻力和速度的关系

的，任何一架飞机都具有的。

有了这一个飞机飞行的概念，我们可更容易地把飞机早年的困难情景表示出来：在飞机的早年，它的最大速度只比它的最小速度大一点点；这也就是说早年的飞机只不过刚刚能够飞起，用了最大的推进动力也只不过能飞十来尺高，二三十尺远。所谓飞行是简陋至极了，比起鸟类的飞翔还差得远！怎么样改进呢？我们可以用(1.7)公式来分析一下：我们的目的是要把空气的阻力减小。很显然我们不能把翅膀的面积 S 减小，这自然是因为翅膀是用来取得升力的，但也因为减小 S ，虽然可以减少寄生阻力，可是同时又增加了感生阻力。有效的办法是减少寄生阻力的系数 C_{D_0} ，也就是说翅膀面积不变，但是要减少阻力。这初听起来，似乎是容易办的，但其实早年的飞机机身外形复杂，翅膀分两层，甚至于三层、四层，翅膀的形状又不流线型化，翅膀之间，翅膀和机身之间又有许许多多的支柱和拉线。这些零零碎碎的东西并不产生什么升力，但是它们都产生阻力。所以减少寄生阻力的办法就是把飞机的外形简单化，使翅膀的形状流线型化，使用一层翅膀，也把在外面的支柱和拉线一概废除不用，这也就是从多翼复杂的飞机外形做到单翼流线型的外形。这样就可以大大地减少寄生阻力，也就增加了空气动力学的效率。

另外一个增加飞行效率的办法是减少重量 W ，我们从(1.7)公式可以看到减少 W 就能减少感生阻力。这也是初一看觉得有困难，像说重量是一定的，由飞机的负载来决定，不能自由减少。其实我们这里所说的重量是飞机结构的重量，而结构重量是可以增加结构的效率来减少的。怎样才能增加结构效率呢？我们可以采用更好的材料，我们也可以改变结构的设计，使结构更能适合于飞机的要求。早年的飞机是用木料作架子，用钢线拉紧，外面再蒙上布，布上又喷上漆。木材显然不是很坚固的材料，在第一次世界大战以后，也就是在1920年间就把木材的架子用钢管的架子来代替了，但是外面还是蒙布喷漆。我们仔细想一想就可以知道这不是合理的：蒙布只保持了飞机的外形，但它并不承担压力。换句话说，蒙布的重量并没有对飞机的强度作出任何贡献。

因此更进一步的结构改进就是薄壳结构,薄壳结构的好处就是机身内部的支架和外皮^①结合在一起,外皮(也就是壳体)也承受负载,这样就提高了结构的效率。在起初,外壳还是木质的,是千层板包制的。一直到1930年以后才有全金属层薄壳飞机,所用的材料是铝合金,所谓硬铝。这一连串的结构方面的改进也大大地减轻了结构的重量,因而也对减少阻力这一工作有重要的贡献。

所有在空气动力学方面和结构设计方面的这些改进,自然都对增加飞行速度和改进飞机性能有关系。但是这两方面的工作是有限度的,要想把飞机的性能大大地提高,光靠这些工作还是不够的,还要在增加推进系统的功率方面努力。这也就是说要改进飞机的性能,最重要的问题终了还是增加动力的问题。但是这也显然不是单纯地增加动力问题,因为大的高功率的动力机械,像大轮船上的动力机械或大火力发电站的动力机械,是不能搬到飞机上去用的,原因是它们都太重,搬到飞机上去,飞机还是飞不起来。所以光是功率大远不能解决问题,同时机器也要轻。换句话说,就是飞机的动力问题是在减少发生每单位功率的机器重量,也就是产生一马力要用几公斤重的机器。这是一个最关键性的问题。在早年也有人想把蒸汽机用到飞机上去,但是因为蒸汽机太重,每一马力要二三十公斤重,所以不能用。后来决定采用活塞式内燃机作为动力机械,但每马力当时也还要有五公斤重。一直到1930年以后,经过逐次的改良,采用了更好的金属材料,才把动力机械重量减到每马力半公斤重。但这还不包括一些附件和螺旋桨的重量,其实整个推进系统的重量还在每马力一公斤左右。比起飞机的始创时期这已经是非常大的进步了,再加上在空气动力学方面和材料结构方面的成就,就使得当时的飞机有了很大的进展:客运飞机达到时速三百多公里,军用歼击机的时速达到400公里,而当时世界速度记录是每小时600公里左右。以后的进展就比较慢,到第二次世界大战的前夕,1939年德国的一架改造了的军用飞机得了速度的锦标,但也只达到每小时700公里的速度。

也就在这个时候,在空气动力学的试验中发现了新的现象,这新现象就是空气阻力因速度的加大而增加的规律不能完全用前面所讲

^① 现称“蒙皮”,下文同。——校注

的(1.7)公式来表明：当速度 V 接近于声波在空气中传播的速度 a 的时候，(1.7)公式中的系数 K 和 C_{D_0} 都很快地增加，因此飞行的阻力远比我们纯用低速经验所估计的要大。这也就是说(1.7)公式里的 K 和 C_{D_0} 虽然在低速情况下是近于常数，可是实际上它们都是马赫数 M 的函数。什么是马赫数呢？马赫数就是飞行速度 V 和声速 a 的比，也就是说

$$M = \frac{V}{a} \tag{1.8}$$

当 M 小的时候 K 和 C_{D_0} 都接近于常数，但是当 M 近于 1 的时候， K 和 C_{D_0} 都骤然地加大。由此可见，要把飞机速度提高到超过每小时 700 公里是多么困难了，因为声速是每小时 1 200 公里，而 K 和 C_{D_0} 当 $M=0.6$ 的时候就开始上升。这一种情况就引起了当时在航空界一个悲观看法，认为声速好像是一堵墙，飞行是不能通过的。

自然，实际上并没有什么墙，只不过要达到声速作所谓的跨声速飞行，或更进一步来超越声速作超声速飞行，都需要很大的动力，而且动力机械要轻。这一个问题就因喷气推进机^①的创造而得到解决。喷气推进机重量之轻可以从表 1.1 中看出来。所以喷气推进机一出来，飞机的时速就一跃而到每小时 800 公里，但那时的喷气机的推力只不过 500 公斤。现在的喷气机大的已经到了 10 000 公斤的最大推力，所以飞机的速度也有了飞跃的加高：军用歼击机的时速已达 1 600 公里以上，新的正在试造的歼击机时速已近 2 000 公里。客运机自然要慢一些，但它的时速也已超过 800 公里了。轰炸

表 1.1 推进机重量比较

推进机种	每马力重量/公斤
飞机喷气推进机（现有）	0.13
飞机喷气推进机（将来）	0.048
飞机活塞机和螺旋桨	0.84
火车机车	50
新式船用汽轮机	57

① 现称“发动机”，下文同。——校注

机要比客运机快些，它的时速已近声速，最新式的轰炸机也有超过声速的。所以一般说来，由于喷气推进机的出现，航空也就随之进入了一个新的阶段，超声速飞行的阶段了。

但是飞机的速度这样地迅速提高也就带来了新的问题：歼击机每小时达到近2 000公里的速度，人能不能受得住呢？当然，人对速度本身并没有什么反应，例如地球绕太阳的速度是每小时107 000公里，这样大的速度而我们在地球上毫不觉得。自然这是因为速度本身对人没有影响，有影响的是加速度，人对加速度的承受是有限度的，只要加速度超过几倍重力加速度，我们生理上的限度就会暴露出来。例如歼击机飞得很快，转弯就得转大弯，如果转小弯，驾驶员就要脑失血，晕过去，看不见东西。因此歼击机的速度再加高，因为驾驶人的限制就得转大弯，也就使歼击机失去了它的灵活性能，变成只走直线的笨武器。再说飞得太快了，两个飞机相遇的时间也就大大地缩短，一眨眼就过去了，人的脑神经反应就显得不够快，无法瞄准开枪。所以把歼击机的速度提高到超声速就出现了可能因为人的生理限制而使它失去战斗能力。在轰炸机方面也有因为速度提高而发生的困难：这就是因为高速所需的动力很大，因此燃料的消耗也很大。例如10 000公斤推力的喷气机，一秒钟就要烧3公斤左右的煤油。如果轰炸机要飞4 000公里去达到目标，来回就是8 000公里，所需要的燃料量就大得无法全都一次装进飞机里去。这就要用中途加油等困难的操作方法，或者在将来可以用核子燃料来解决这个问题。但在现在，要设计超声速的远程轰炸机是非常困难的。也就是因为军用飞机有了这些因高速而带来的困难，所以有人就说：战斗用的军用飞机现在已经到了它们的晚年了，至多不过再有一代，然后它们就会像其他一些陈旧的武器而被淘汰。这话虽然有些人不愿意听，但也有它的道理。因为问题的关键都在驾驶人，对歼击机来说，如果没有驾驶人就可以不考虑加速度的限制，飞得再快也还能转小弯，运用自如。对轰炸机来讲，没有人就不需要飞机来回，单程就可以了，燃料问题也就减轻一半。

但是怎么样才能免除驾驶人呢？什么是没有人的飞机呢？那自

然是导弹了。所以从飞机发展的历史来看，虽然它只有短短的五十多年的过程，但由于近十年来因喷气推进机的创造而得到飞跃的进展，也就暴露了它内在的矛盾，造成消灭它自己的条件。我们可以肯定战斗用的飞机终了是要完全被导弹所代替的，只不过是时间的问题罢了。到那时，飞机在国防上的作用将限于运输这一范围里，当然，飞机就是这样也仍然不完全失去它在国防军事上的重要性。

导弹的分类

导弹可以依照它的发射点和目标所在来分类。发射点可以在地面（海面），也可以在空中；目标可以在地面（海面），也可以在空中。因此我们就可以把导弹分作四类：

1. 空空导弹。这是一种由飞机发放来攻击另一个飞机的导弹。我们可以说它是歼击机的武器，也可以是轰炸机自卫的武器，但也可以是运输机在战时自卫的武器。用导弹来作这方面的武器是因为枪炮火力不足，瞄准难，而导弹可以远远地放，让它自动找目标。这一种导弹自然是短射程的，十公里左右。

2. 空地导弹。这是由飞机发放，用来攻击地面或海面目标的。在这类里面有比较简单的一种是一架小飞机，在机头装有一架电视机，把导弹对目标的情况传给发射母机，母机就依照情况用无线电信号来控制导弹的飞行，使导弹命中目标。这一类空地导弹，因为是要先由飞机带到空中，所以弹体不能过重，射程也就不大，大约几十公里。

3. 地空导弹。这是由地面或海面发放，打敌人飞机或导弹的，所以这也就是防空导弹。因为目标在空中移动得很快，所以这一类地空导弹的控制系统就必须有连续地测定目标的机构。要用防空导弹而不用高射炮的原因是因为高射炮只能打到一万多公尺的高度，而就是在这个高度也不容易打准；何况现在的喷气飞机已经飞到一万八千公尺的高空，最近的将来还要飞到两万公尺以上，高射炮是

只有“望洋兴叹”了。而且将来敌人会用导弹来打我们，我们必须自己发出更精确的导弹来把它打下来，这一个任务更不是高射炮所能担当的了。这类导弹的射程可以达到几十公里，以至几百公里。

4. 地地导弹。这是由地面或海面发放，打地面或海面的目标的。这一类导弹又有中射程导弹和远射程导弹之分。中射程就是几百公里到两千公里的射程，远射程就是几千公里到一万公里的射程。中射程导弹是用来代替轻型轰炸机的，远射程导弹是用来代替重轰炸机的。远程导弹比轰炸机的优点，前面已经说过了，因为它的射程大，可以从一个洲射到另外一个洲，所以又叫做洲际导弹。中射程导弹比轰炸机好的地方是速度高，准确度大，而且使用方便，不像轰炸机需要飞行场，导弹是随地可放的，这样就增加了机动性。

导弹也可以从它有没有翅膀来分类，没有翅膀的导弹在飞行时没有多少升力，它的道程^①就和炮弹一样，所以又叫弹道式导弹。因此洲际导弹中就有所谓洲际的弹道式导弹，其实这是一个多级“接力式”的大火箭。一个大火箭顶一个小火箭，这就是两级的火箭，大火箭先点着，当它烧完了的时候，大火箭的火箭空壳就脱落。这时小火箭就点着，继续增加飞行速度^②。小火箭是接了一次力的，就能达很高的速度，时速到20 000多公里，它大部分的弹道也就是在大气层之外的高空(图1.2)。不用说，这样的洲际弹道式导弹的起飞重量是很大的，可以有一二百吨重。

此外，洲际导弹中也有一种有翅膀的，它的道程就像飞机一

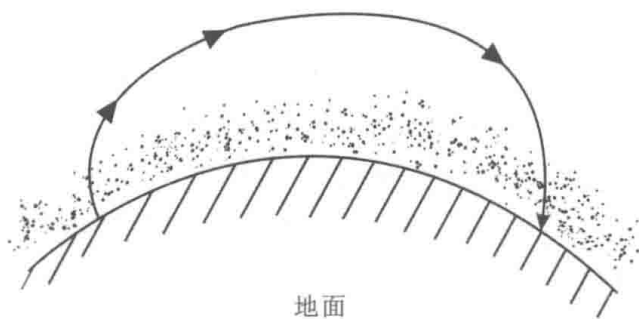


图1.2 大气层之外飞行的洲际导弹弹道

① 现称“飞行轨迹”，下文同。——校注

② 此处手稿为三级火箭，后作者修改为两级火箭。——校注

样，是平行于地面的，道程也完全在大气层之内(图 1.3)。也就是因为这个缘故，这一类洲际导弹就可以使用利用空气的推进机，像喷气机。当然其余类型的导弹，像空空导弹、空地导弹

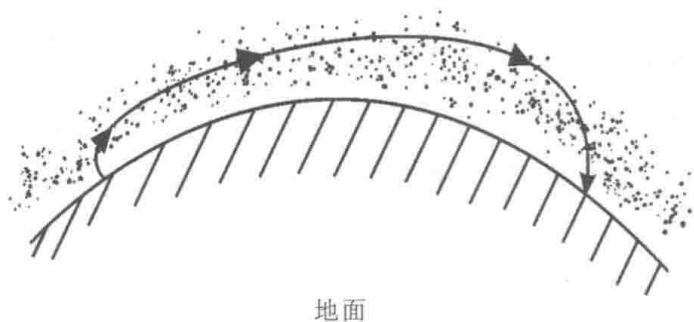


图 1.3 大气层内飞行的洲际导弹弹道

和防空导弹，因为必须在空气中灵活地飞行，它们一定要有翅膀，利用空气动力来控制道程。

我们在这里也要说明火箭和导弹的分别。自然火箭可以是一个推进机，像把火箭推进机用来推动飞机。火箭一般来说是指利用火箭推进机的武器，像火箭炮，像德国在第二次世界大战中所使用的 V-2 型火箭。但是这种火箭不一定是导弹，因为导弹的定义是一个在放射出去以后还能控制和改变道程的飞行武器。火箭炮是不能在放射出去以后再加控制的，V-2 型火箭也是如此。所以火箭炮和 V-2 型火箭虽然是火箭，但是它们都不是导弹。反过来说，导弹不一定用火箭推进机来推进，所以导弹也不一定是火箭。当然像前面所说的洲际弹道式导弹，那就又是火箭，又是导弹了。

从航空的历史来看，导弹是五十多年来飞机发展的自然结果，它也是几十年来航空科学技术的总结。当然，导弹还包含了几十年来无线电电子学的发展和成就，自动控制和遥远控制的光辉创造，电子计算技术的成功。所以导弹也就是现代科学技术中最先进部分的总成，它是需要高度技术水平的，是最困难的发展和研究工作。但是导弹已经是近代国防上所不能缺少的武器，没有导弹也就没有完备的国防。所以虽然我国科学技术离世界先进水平还远，但是在这一个方面我们一定要迎头赶上。

附录 A 世界各国导弹一览表

美国陆军导弹一览表

项次	厂别	用途	名称	型号	年份	推进装置	推力 (公斤·秒)	射程 (公里)	升限 (公尺)	速度 (公尺/秒)	全重 (公斤)	长度 (公尺)	直径 (公尺)	翼展 (公尺)	战斗部 (公斤)	控制方式	引信	备注
1	道格拉斯 (Douglas)	地空	奈基·阿扎克斯 (Nike Ajax)	又名胜利女神	1950	液体火箭 固体助推器 (硝酸+JP-4)		16~48	18 300	600	1 000 (450+550)	6.1 (助)4.2	0.31	1.57	136	命令制导		已装备, 每连12 发射架, 100 人, 价格20 000 元美金
2	道格拉斯 (Douglas)	地空	奈基·海克力斯 (Nike Hercules)	又名胜利女神	1953	固体火箭+3个 固体火箭助推器		112		800~ 1 103		8.3 (助)4.35	0.62		原子			即将装备
3	雷恩/洛斯诺甫 (Ryne/Northrop)	地空	鹰 (Hawk)		1955	固体火箭		24		高超音		5.0	0.36	1.2		雷达		试制生产, 每架 3发
4	斯蒂培克 (Sindbaker)	地地	标枪 (Dart)		1955	固体火箭				270		1.5	0.20	0.9		有线电, 光学		反坦克, 已生产
5	马丁 (Martin)	地地	曲棍球 (Lacrosse)			固体火箭		24~32				6.1	0.52	2.7		命令制导		成批生产, 装备 中
6	道格拉斯 (Douglas)	地地	小约翰 (Little John)		1956	固体火箭		比“诚实约翰”小			450	3.6	0.32	0.8	原子	无制导		已生产, 系“诚实 约翰”改良
7	道格拉斯 (Douglas)	地地	诚实约翰 (Honest John)		1953	固体火箭		32~48		M3.0	2 720	8.3	0.75	2.8	原子	无制导		已装备
8	火石 (Firestone)	地地	下士 (Corporal E)	SSM-A-17	1953	液体火箭 (硝酸+苯胺)	~10 100	80~240	80 000	M3.0	~5 400	13.6	0.75			波束制导		已装备, 已有下 士-F
9	斯派雷 (Sperry)	地地	中士 (Sergeant)			固体火箭 (混合火药)	23 000~ 32 000	80~120			11 300~ 15 800	(不连头 部)6.6	0.90	2.7				已装备
10	克雷斯顿 (Chrysler)	地地	红石 (Redstone)		1953	液体火箭 (酒精+液氧)	31 000	320~400	129 000	M5.0	25 000	20.7	1.80	3.6	原子	惯性		已装备, 分离弹 头有4小稳定翼
11	克雷斯顿 (Chrysler)	地地	丘比特(木星) (Jupiter)		1956	液体火箭	61 000	2 400	450公里			15~18	2.40			惯性		研制中, 发动机 与“雷神”同 有用伺服机构的 推力控制系统
	以上均系弹 道式																	
12	通用喷气 (Aerojet- General)	试验用	空蜂 (Aerobee)	RTV-A-1A	1947	液体火箭+固 体火箭助推器	>1 800		113 000	M4.8	~600	6.1						
13	马丁 (Martin)	试验用	海盗(维金) (Viking)															
14	通用喷气 (Aerojet- General)	试验用	蜜蜂 (Aerobee-Ni)	AJ-11-G	1955	液体火箭+固 体火箭助推器	>1 800		250 000	M5.5	~650	7.0						

美国海军导弹一览表

项次	厂别	用途	名称	型号	年份	推进装置	推力 (公斤·秒)	射程 (公里)	升限 (公尺)	速度 (公尺/秒)	全重 (公斤)	长度 (公尺)	直径 (公尺)	翼展 (公尺)	战斗部 (公斤)	控制方式	引信	备注
1	斯派雷(Sperry)	空空	麻雀I (Sparrow)	AAM-N-2	1952	固体火箭		8		M3	127	2.5	0.15	0.67		波束式		已装备, 价格10000美金
2	斯派雷(Sperry)	空空	麻雀II (Sparrow)	AAM-N-3		固体火箭		8		M3	127	3.5	0.15	0.67		雷达主动末制导		加拿大用之代替天鵝绒手套
3	斯派雷(Sperry)	空空	麻雀III (Sparrow)	AAM-N-4		固体火箭												
4	通用电气, 飞歌 (General Electric Phike)	空空	响尾蛇I (Sidewinder)	AAM-N-7	1953	固体火箭	260(?)×2	5.5		M2.5	140	2.7	0.11			红外线被动式末制导	碰炸和近炸引信	P-101已装备。价格800~1000美金
5	通用电气, 飞歌 (General Electric Phike)	空空	响尾蛇II (Sidewinder)			固体火箭												又名Diamond-back
6	通用电气, 飞歌 (General Electric Phike)	空空	响尾蛇III (Sidewinder)			固体火箭												
7	马丁(Martin)	空地	小斗犬 (Bulldog)	ASM-N-7	1956	固体火箭		2.8		M1.8		3.3	0.3			自动稳定		研制中
8	马丁(Martin)	空地	小斗犬 (Bulldog)		1954			4.7-5.7		M2		3.3	0.3			自动稳定		
9	特姆柯	空地	乌鸦(Corvus)															
10	海军兵工试验站	空空	印第安人(Zuni)			固体火箭												已完成空动力设计
11	强斯·温特 (Charis Vincent)	空地	鸽(Dove)	ASM-N-4 ASM-N-5	1953													成批生产中
12	仙童	空地	海燕(Petrel)	AUM-N-2	1953	涡轮喷气发动机J44	450	32		M0.7	1720	7.33						生产
13	本第克斯(Bendix)	地空	魔神(Loki)			固体火箭												已装备
14	贝尔(Bell)	地空	百舌鸟(Shrike)			液体火箭						1.83				无控制		仿“台风”
15	康维尔(Convair)	地空	獾犬I(Terrier)	SAM-N-7	1952	固体火箭+固体火箭助推器		32	18000	M2.5	1500	(加助推器时) 4.5	0.3	1.24		波束制导		已装备, 价格62000美金。獾犬II号约大一倍加雷达半制导
16	康维尔(Convair)	地空	鞑靼人(Tartar)		1956	固体火箭		16		M1.5						波束制导+末制导		较“獾犬”小, 研制中, 适合小型舰只
17	本第克斯、麦克斯 纳尔 (Berdix/McDonnell)	地空	黄铜骑士 (Talos)	SAM-N-6	1953	冲压发动机+固体火箭助推器		40	22500	M2.5	1350	4.5	0.45	1.24	炸药或原子	波束制导+雷达末制导	近炸引信	装备于潜水艇, 舰船和海岸
18	强斯·温特 (Charis Vincent)	地地	戴菊鸟I (Regulus)	SSM-N-8	1948	涡轮喷气发动机J44+2固体火箭助推器	2100 454×2	1080		M0.9	6600	9.9	1.4	6.3	原子	命令制导		可由水下发射, 并拟用B-52投掷, 已开始生产
19	强斯·温特 (Charis Vincent)	地地	戴菊鸟II (Regulus)	SSM-N-9		涡轮喷气发动机J44+1固体火箭助推器	助推器燃2秒	1280~1600	15000	M2	12000	17.0	1.8	6.0	原子	命令制导		
20	麦克斯唐纳尔 (McDonnell)	地地	海神(Triton)			冲压发动机+助推器		2400	24000	M3.5	9000	14	1.4			惯性制导		研究设计中, 水下发射
21	洛克西德 (Lockhead)	地地	北极星 (Polaris)			固体火箭		2400				15	2.5		原子	惯性制导		类似“木星”, 用固体火箭, 研制中, 拟由水下发射

美国空军导弹一览表 (摘自美国《导弹与火箭》和苏联《火箭技术问题》1957.7)

项次	厂别	用途	名称	型号	年份	推进装置	推力 (公斤·秒)	射程 (公里)	升限 (公尺)	速度 (公尺/秒)	全重 (公斤)	长度 (公尺)	直径 (公尺)	翼展 (公尺)	战斗部 (公斤)	控制方式	引信	备注
1	通用喷气公司 (Aerojet-General)	空空	大力鼠 (Mighty Mouse)			双基火药固体火箭	400×1.5			M2.7	8.4	1.2	1.07	折叠尾翼	1.6			每架F-89D飞机已装备104发每发价格约65元美金
2	休斯 (Hughes)	空空	隼鹰 (Falcon)	GAR-1	1950	Thiokol 固体火箭	2700×1	8		M2	50	2.0		0.5		雷达脉冲准备加 红外线式		F-89H, F-102A 用, 已装备, GAR-1D 在研究中
3	道格拉斯/休斯 (Douglas/Hughes)	空空	叮嘴 (Ding-Dong)	MB-1	1956	液体火箭或固体 火箭									原子			接近完成研究阶 段, 防空军用
4	仙童	空空	鸭(Duck)															B-58用, 研究中
5	仙童	空空	鹅 (Goose)	AUM-N	1956	涡轮喷气发动机 J83或J85	910			M1.25		6		3.9		无线电指挥		B58用, 开始研究
6	贝尔 (Bell)	空地	恶棍 (Rascal)	GAM-63	1953	液体火箭(有3个 燃烧室)	2700	160		M1.5-2	5900	10.5	1.35	7.5		惯性+无线电		B-47, B-52, B-58投 掷, 研究中
7	麦克唐纳尔 (McDonnell)	空地	绿鸢 (Green Gull)															接近完成
8	波音 (Boeing)	地空	波马克(弧光) (Bomark)	LM99	1952	2台冲压发动机+ 液体火箭助推器	9072	320~480	18000	M2.5~3	6800	14	0.9	5.4		波束		已生产
9	马丁 (Martin)	地地	斗牛士A和C (Matador)	TM61A TM61C	1947	涡轮喷气发动机 J33+固体火箭助 推器	2100 2350(火箭)	1080	10500	M0.9	5440	12	1.37	8.4	1350	无线电导航		已装备
10	马丁 (Martin)	地地	斗牛士B (Matador)	TM61B	1953	涡轮喷气发动机 J33+固体火箭助 推器	2100	1080	13500	M0.9	6200	14	1.4	8.7	原子 1350	无线电或天文 导航		已生产
11	诺斯洛普 (Northrop)	地地	毒蛇 (Snark)	SM-62	1955	涡轮喷气发动机 J57, J40或J71+2 固体火箭助推器	5000 15000 (火箭)	8000	18000~22500	M0.94	16000	22	1.35	12.6	原子	惯性+天文导航		准备生产, 装于无 轨发射架
12	北美 (North American)	地地	那伐火 (Navaho)	XSM-64	1954	2×冲压发动机+3 液体火箭助推器	2×4500+ 3×54000	8000	21000~24000	M3~3.5	90000~135000							研究中
	(以上飞航式)																	
13	道格拉斯 (Douglas)	地地	雷神 (Thor)	WS-315A	1956	液体火箭	60000	2400		M10						无线电+惯性		研究中
14	康维尔 (Convair)	地地	宇宙神 (Atlas)	SM-65	1956	液体火箭 1台主机, 3台 助推器	1×63600 2×60000	8800	1300000	M15	>90000	24~30	3.60		原子	无线电+惯性		飞行试验阶段, 3 台发动机同时发火
15	马丁 (Martin)	地地	大力神 (Titan)	WS-107	1955	液体火箭(3)	1×135000 2×27000	8800		M15	90000	>30			原子	无线电+惯性		继续研究中
	(以上弹道式)																	

德国导弹一览表 (摘自苏联《火箭技术问题》1956.1)

项次	厂别	用途	名称	型号	年份	推进装置	推力 (公斤·秒)	射程 (公里)	升限 (公尺)	速度 (公尺/秒)	全重 (公斤)	长度 (公尺)	直径 (公尺)	翼展 (公尺)	战斗部 (公斤)	控制方式	引信	备注
1	恒歇尔 (Henschel)	空空		HS298	1944	固体火箭	220/50.3	4.5	-	250	120	2.00	0.23	1.25	-	有线电	碰炸引信	
2	洛尔施坦	空空		X-4	1944	固体火箭	121/136	4.9	-	250	60	1.99	0.23	0.72	-	有线电	音响引信	
3	洛尔施坦	空空		X-7	1944	固体火箭	69	2.4	-	98	9	0.76	0.15	0.60	-	有线电		试验弹
4	恒歇尔 (Henschel)	空地		HS293	1943	液体火箭	644	4.8~8.0	-	201	784	3.58	0.49	3.15	-	无线电		曾大量试验
5	恒歇尔 (Henschel)	空地		HS294	1944	液体火箭	1192	6.4~9.6	-	259	2173	6.70	-	3.99	-	无线电		HS203 加大
6	恒歇尔 (Henschel)	空地		HS295	1945	液体火箭	1192	6.4~9.6	-	201	2077	5.41	-	4.22	-	无线电		
7	几个工厂合作	空地		A-1	1933	液体火箭	300	-	-	-	150	1.40	0.3	-	-	-		不稳定
8	几个工厂合作	空地		A-2	1934	液体火箭	300	-	-	-	150	1.40	0.3	-	-	-		A-1用陀螺仪 稳定
9	几个工厂合作	空地		A-3	1938	液体火箭	1497	17.6	12192	-	748	7.62	0.76	-	-	陀螺仪稳定		由地面发射
10	几个工厂合作	空地		A-5	1938	液体火箭	1497	17.6	-	-	748	7.62	0.76	-	-	陀螺仪稳定		由飞机发射
11	几个工厂合作	空地		A-6	1939	液体火箭	1497	-	-	-	-	-	-	-	-	-		由A-5改进、超 音速
12	玻利蒙德 (Peenemunde)	空地		A-7	1941	液体火箭	1497	-	-	-	799.7	7.62	0.76	-	-	-		A-5装翼
13	莱茵金属工厂 (Rhein-Metal)	空地	火丁香25		1941	固体火箭	499	-	-	220	120	7.07	0.23	1.13	-	陀螺仪稳定		
14	莱茵金属工厂 (Rhein-Metal)	空地	火丁香55		1945	固体火箭	3991	7.4	9144	445	654	4.80	0.39	2.29	-	-		
15	莱茵金属工厂 (Rhein-Metal)	空地	赫施特		1941	液体火箭	59.9	-	-	280	140	2.00	0.24	0.86	-	陀螺仪稳定		由地面发射
16	恒歇尔 (Henschel)	地空	螺	HS-117	1944	液体火箭	379	32	9144	M0.7	455	3.85	0.33	2.0	-	有线电		
17	麦色尔施米特	地空	蓝花	E-4	1944	液体火箭	2000	24.5	13106	M0.9	1920	3.62	0.91	4.25	-	-		
18	麦色尔施米特	地空	蓝花	E-5	1944	液体火箭	2500	-	-	M2	-	-	-	-	-	-		
19	玻利蒙德 (Peenemunde)	地空	瀑布		1943	液体火箭(硝 酸+乙烷醚)	7800×40	50	17983	660	3550	7.80	0.79	2.5	307	光学		A-4 缩小尺寸
20	莱茵金属工厂 (Rhein-Metal)	地空	莱茵女儿	R-1	1944	固体火箭	4000	16.4	8534	363	1760	4.0	0.58	3.0	-	-		试验过82发
21	莱茵金属工厂 (Rhein-Metal)	地空	莱茵女儿	R-3	1944	液体火箭	1200	18.3	14935	498	1560	5.0	0.58	3.0	-	-		
22	玻利蒙德 (Peenemunde)	地地	V-2	A-4	1940	液体火箭	25400	290	280000	1580	12700	14.0	1.68	3.57	1000	惯性		制造过5000个
23	玻利蒙德 (Peenemunde)	地地		A-8	1944	液体火箭	34200	480	-	-	22300	16.5	1.68	3.57	-	-		只有设计
24	玻利蒙德 (Peenemunde)	地地		A-46	1944	液体火箭	25400	590	-	-	13000	14.0	1.68	6.1	-	-		A-4装翼, 发射 过4发
25	玻利蒙德 (Peenemunde)	地地		A-9/ A-10	1942	液体火箭	200000	5000	100000	3560	100000	30.5	4.1	9.0	-	-		两级, 只有设 计
26	莱茵金属工厂 (Rhein-Metal)	地地	莱茵船		1943	固体火箭	5000	218	-	1640	1720	11.4	0.27	-	-	-		三级, 只有设 计

英、法导弹一览表

项次	厂别	用途	名称	型号	年份	推进装置	推力 (公斤·秒)	射程 (公里)	升限 (公尺)	速度 (公尺/秒)	全重 (公斤)	长度 (公尺)	直径 (公尺)	翼展 (公尺)	战斗部 (公斤)	控制方式	引信	备注
	英国																	
1	阿姆斯特朗	舰舰式 舰地			1955			中程										可能已生产,制导 系统工厂“通用电 气”
2	阿弗罗及其他厂	地地			1955	可能是原子能 冲压发动机		洲际							氢弹			开始工作阶段 防御超音速飞机 用
3	布利斯托尔	地空	JVT-1		1955	液体火箭+助推器				M > 1.5								制导系统工厂“马 可尼”已生产
4	英国电气	地空				液体火箭+助推器				M > 1.0						波束制导		已生产,出国
5	菲利	空空	Fireflash 火光		1954	固体火箭+助推器				M > 1.0		~3					近炸引信	
6	德、哈撒兰	空空			1956	液体火箭				M > 1.0						红外线末 制导		出国
7	皇家航空	试验		RTV-1	1956	液体火箭+1固体火 箭助推器	455×25			M2.6	270~360	~5.2				无线电		1956下半年在澳 大利亚试射
8	皇家航空	试验		RTV-2		液体火箭+4固体火 箭助推器						~9.14				无线电		
	法国																	
9	马托拉	空空	M.04		1952	液体火箭SEPR-251	1 250			M1.5	460	4.6	0.396	1.8				
10	马托拉	空空	R.015		1955	两级固体火箭					160	3						歼击机用
11	马托拉	空空	AA20		1955	液体火箭	1 250			M1.5~2		~4.6						歼击机用
12	DEFA	地空	PARCA		1955	液体火箭+助推器			20 000	M > 1	1 000						近炸引信	
13	DEFA	地地	ENTAC		1955	固体火箭		~2								有线控制		反坦克 研究遥远程控制系 统用
14	ECA (航空研究学会)	研究	ECA20, EC A26		-													
15	弹道学和空气动力 学研究所	研究	Véronique 维罗尼柯		1950	液体火箭	4 000	240	63 000	5 000公 里/小时	1 000	6.0	0.55					
16	北方	空空	SFECMAS- 5103		1955	两级固体火箭				M~1	130	2.5						
17	北方	地地 空空	SFECMAS- 5200		1954	固体火箭										有线控制		反坦克,空心装药 射程比5 200略远
18	北方	-	SFECMAS- 5210		-	固体火箭												
19	北方	-	SFECMAS- ST-450		-	冲压发动机+助推器				M > 1								
20	东南	地地	S.E. 4200		1955	冲压发动机+助推器		~100		M1								短发射架
21	东南	地空	S.E. 4300		1955						~1 000							类似“奈基”
22	SNECMA		MASALCA		1955													
23	SNECMA		MASALCA		-													

意大利、日本、瑞士、瑞典、加拿大等国导弹一览表

项次	厂别	用途	名称	型号	年份	推进装置	推力 (公斤·秒)	射程 (公里)	升限 (公尺)	速度 (公尺/秒)	全重 (公斤)	长度 (公尺)	直径 (公尺)	翼展 (公尺)	战斗部 (公斤)	控制方式	引信	备注
1			Р о б т т и		1954	液体火箭												意
2	东京大学	研究	K(卡巴)			三级火箭			100 000	~5 500 公里/小时								日
3	东京大学		Σ(赛格马)															日
4	东京大学		babyT						~4 000	M1.2	8	1.07						日
5	东京大学		babyR						~40 000	M1.2	8	1.07						日
6	依斯巴诺	空空	8cw		1954	固体火箭	1 200	14		310 公里/小时	10	2.1				无控制		瑞士
7	奥利康	空空		8cw	1949	固体火箭				2 500 公里/小时	10	1				无控制		瑞士
8	奥利康	地空		56	1956	液体火箭	1 000×30	15~20	15 000	M1.8	375	6				波束制导	近炸引信	瑞士
9	奥利康	地空		54	1954		1 000×30	25	15 000	M2	350	6	3.82			波束制导	近炸引信	瑞士
10	国防研究所	空空	天鹅绒手套		1953											光学		加拿大

苏联导弹一览表 (摘自日本《世界航空》1957.5)

项次	厂别	用途	名称	型号	年份	推进装置	推力 (公斤·秒)	射程 (公里)	升限 (公尺)	速度 (公尺/秒)	全重 (公斤)	长度 (公尺)	直径 (公尺)	翼展 (公尺)	战斗部 (公斤)	控制方式	引信	备注
1		地地	T-1	M-101		单级液体火箭 (煤油+液氧)	34 962	644										由A-4研究
2		地地	T-2	M-103		二级液体火箭 (煤油+液氧)		2 956			75 000~85 000	19.8						
3		地地	T-3			二/三级液体火箭 (煤油+液氧)		8 107			113 397~226 796	30~49						
4		人造卫星	T-3A			三/四级液体火箭 (煤油+液氧)			770 000									
5		(有翼)	T-4	M-102		单级液体火箭		805~1 609				15	1.6					由A-4b研究
6		惯性轰炸机	T-4A			多级液体火箭	27 000×37	6 437~16 093			100	20						
7		火箭飞机	AA-17			液体火箭					7 256			10.8				
8		火箭飞机	Як-21			液体火箭					5 442			6.4				由Me-163研究
9		火箭飞机	I-1						30 480	2 733 (公里/小时)								
10		火箭飞机	I-2			液体火箭				1 126~1 287 (公里/小时)								续航7~8分
11		地地	J-1			脉动喷气发动机		483		亚音								巡航式
12		地地	J-2			脉动喷气发动机		1 126		跨音								巡航式
13		地地	J-3			脉动喷气发动机		2 413		超音								巡航式
14		地空	T-7			单级液体火箭	7 982		15 240~21 336		3 000~4 000							狙击B-47
15		地空、地地	T-7A			单级固体火箭	7 982× (30~60)	48~96.5			9 490	6.9	0.78		997			由“瀑布”研究
16		地空	M-1			液体火箭+固体火箭 (过氧化氢)			9 144~15 240	M0.9~1.3	1 496	4.4	0.56					狙击B-36
17		地地	T-5			固体火箭	1 315× (8~15)											炮兵用
18		地地	T-5A			固体火箭												反坦克
19		地空	25KAT			固体火箭									24.8			反坦克
20		地地	T-6			固体火箭					42		0.13					
21		地空	GVA-1			固体火箭												
22		空地	M-100			固体火箭	1 550×8			M0.9~1.3	4 488		0.25					
23		空地	RS-82			固体火箭					6.7		0.08					
24		空地	RS-132			固体火箭					23		0.13					由德国RAM研究
25		空地	RS-132A			固体火箭					42		0.13					

附录 B 德国在二次世界大战期间设计制造的火箭

V-2 火箭的技术条件(二次世界大战期间)

尺寸	长度 / 公尺
全长	14.300
弹头部分	2.285
控制部分	1.400
推进剂箱部分	6.225
尾部	4.395
尾鳍长	3.935
弹体直径	1.650
连尾在内的直径	3.558
重量	
弹头, 外壳	250 公斤
Amatol	750 公斤
共	1 000 公斤
控制箱	480 公斤
推进剂箱(空的)	742 公斤
火箭机 ^①	931 公斤
尾部(连尾鳍)	855 公斤
推进剂(共)	8 796 公斤
总空重	4 008 公斤
起飞重	12 804 公斤
性能	
涡轮	
叶轮的直径	18.5 吋
气压	21 大气压
转速	5 000 转 / 分

① 现称“火箭发动机”，下文同。——校注

功率	675 马力
耗汽量	1.68 公斤 / 秒
液氧泵	
转子直径	10.55 吋
转速	5 000 转 / 分
功率	320 马力
输量	75 公斤 / 秒
输压	24 大气压
酒精泵	
转子直径	13.45 吋
转速	5 000 转 / 分
功率	355 马力
输量	50 公斤 / 秒
输压	25 大气压
推进机	
全长	1.725 公尺
燃烧室直径	0.940 公尺
喉直径	0.405 公尺
喷管出口直径	0.735 公尺
推进剂耗量	125 公斤 / 秒
使用时间	68 秒
喷出速度	2 000 公尺 / 秒
燃烧室温度	2 000°C
燃烧室压力	14.5 大气压
推力, 海面	27 吨
推力, 40 公里高	31.8 吨
全火箭	
加速度	1 → 6 g
最大速度	1 700 公尺 / 秒
射程	290~306 公里

最高达	97 公里
直上最高度	186.7 公里

德国 A9 加 A10 火箭

(二次世界大战期间设计, 未制成)

	A9	A10
长 / 公尺(每级)	14.2	20
直径 / 公尺	1.65	4.15
直径, 连鳍在内 / 公尺		9
起飞重 / 公斤(每级)	16 260	69 060
空重 / 公斤	3 000	17 000
推进剂 / 公斤	11 910	50 560
H ₂ O ₂ + 过锰酸钙 / 公斤	350	1 500
推进剂耗量 / 公斤 / 秒	125	1 012
推力(海面)公斤	25 400	200 000
在烧完时的速度 / (公尺 / 秒)	2 800	1 200
在烧完时的高度 / 公里	160	24
质量比	4.07	2.56
射程 / 公里	5 000	
总起飞重量 / 公斤	85 320	
总质量比	10.42:1	

德国防空导弹“瀑布”

(二次世界大战期间设计, 未完成)

全长 / 公尺	7.80
直径 / 公尺	0.885
直径 / 连鳍在内 / 公尺	2.50
起飞重 / 公斤	3 810
空重 / 公斤	1 756

燃料(Visol)/公斤	350
氧化剂(发烟硝酸)/公斤	1 500
弹头里的炸药/公斤	150
推进剂耗量/(公斤/秒)	31.6
推力/公斤	设计 7 950 实得 7 780
推力时间/秒	设计 45 实得 40 → 42
起飞加速度(约数)	1 g
最大加速度(约数)	3.4 g
最大速度/(公尺/秒)	760
喷气速度/(公尺/秒)	1 768
最大高度/公里	18.3
最大射程/公里	26.4

德国三级固体火箭“莱茵船”

(二次世界大战期间设计, 未完成)

尺寸

公分

起飞火箭, 长、直径	190.0; 53.5
一级火箭, 长、直径	350.0; 26.8
二级火箭, 长、直径	350.0; 26.8
三级火箭, 长、直径	400.0; 19.0
总火箭长	1140.0(11.40 公尺)

重量

公斤

起飞火箭, 总、推进剂	695; 245
一级火箭, 总、推进剂	425; 140
二级火箭, 总、推进剂	395; 140

三级火箭, 总、推进剂

160; 60

总推进剂

585

总起飞重

1 715

弹头炸药

40

最大射程

220 公里

第二讲 推进系统

推进系统的选择

在没有讲推进系统的构造和性能以前，我们先讲一讲怎样在各种推进系统中选出最适合于导弹用的推进系统。当然我们首先要记住导弹的推进系统使用时间是很短的，一般从十几秒钟到几分钟，而且用一次就破坏了，所以寿命和耐用问题根本不存在。由这一点看来，导弹的推进系统最好要成本低、要简单、要能大量生产。我们也可以把这个问题更仔细地分析一下，我们说过了，航空推进系统最主要的指标是重量小。但我们再一想，光是重量小还不够具体，因为如果一架推进机重量很小，可是燃料消耗量很大，那么它就得带很多燃料，因而总重量还是不小。所以最具体的指标是：产生单位推力，在一定使用时间，推进机本身重量和燃料消耗量的总和要越小越好。我们由这个观点出发就可以画一张图(图 2.1)：

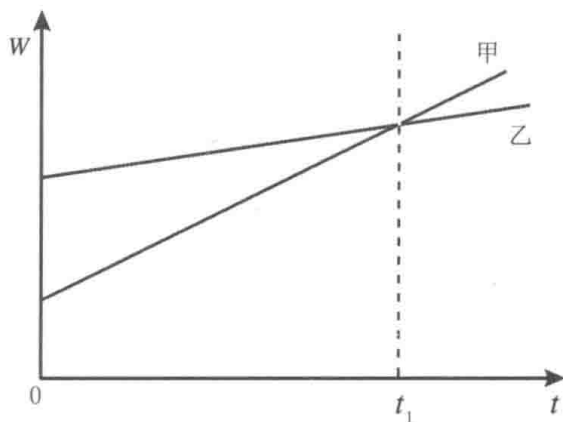


图 2.1 推进机总重与时间的关系

横坐标轴是使用时间 t ，纵坐标轴是每单位推力的机重和所需燃料重的总和 W 。使用时间 t 是零的时候，自然没有任何燃料消耗可说，那时的 W 就等于每单位推力的机重。时间 t 越长，燃料消耗量也就越大，所以 W 与 t 的关系是以直线上升的；燃料消耗量越大，上升的梯度也就越急。图中甲是一种很轻的推进机，但是燃料消耗量大；乙是一种比较重的推进机，但是燃料消耗量小。从这个图看来，甲推进机的总重量在使用时间小于 t_1 的时候才真正地轻于乙推进机；当使用时间长于 t_1 的时候，本身较重的乙推进机反而轻。用于导弹时，因为 t 短，所以甲推进机一定比乙推进机好。这也就是说，我们不能把飞机的使用时间在几小时的推进机搬来用到导弹上去，那一定是不适合的。自然，因为推进机的性能与飞行速度和飞行高度有密切关系，所以两种不同推进机选择的分界使用时间 t_1 还和速度 V 和高度 H 有关，也就是说 t_1 是 V 和 H 的函数。

现在让我们来看一看几种推进系统的性能。推进机可以分为两类，一类是用空气来帮助燃烧的，一类是不靠空气的。靠空气的自然要受空气密度的影响，在高空中空气密度小，吸入到推进机里面去的空气体积尽管可能一样，可是空气的质量大大地减少了；所以可以帮助燃烧的氧气质量也少了，燃烧的发热量也自然少了。热能减少会减少动能，功率变小，推力也就变小。火箭就不同，它自带氧气或氧化剂，发热量就不受外界空气密度的影响。而其实外界空气压力越低，火箭喷气越痛快，推力反而能够稍微提高；在真空中火箭的推力就最大。在表 2.1 中我们列出了推力比，也就是在高空中的推力与地面上的推力比。在两万公尺的高空，用空气的推进机它的推力只有地面上的十分之一，而火箭的推力反而增加了 14%。由此看来，火箭显然是一个高空或真空的推进机了。

表 2.1 推力比随高度的变化

高度/公尺	0	5 000	10 000	15 000	20 000	25 000
火箭推力比	1	1.060	1.100	1.111	1.140	1.146
用空气的推进机推力比	1	0.713	0.450	0.238	0.100	0.038

火箭还有另一个优点，那就是它轻。我们在第一讲里已经指出喷气推进机比起活塞式推进机要轻得多，可是火箭还要轻。举些数字吧，飞机用的喷气推进机在飞行速度近于声速的时候，每一公斤推力约半公斤重的机器，但是火箭呢？火箭每一公斤推力只要 $1/22$ 公斤重的机器，也就是火箭要比喷气推进机轻 10 倍，而这还是地面上的情况，到高空，喷气机推力下降，火箭推力还略升高，火箭就相对地更轻了。可是火箭也有它的缺点，那就是它的燃料消耗量太大。一般说来，每一公斤推力火箭每小时要耗 14 公斤的燃料。照上面所说的火箭推进机本身重量，那么只 12 秒钟火箭就要耗去等于它自身机重的燃料，这不能不说是“胃口大”了。

和火箭推进机相反，用空气的喷气推进机比较重，但是它的燃料消耗量要低得多；当然，这也是因为用空气的推进机只烧燃料，而氧气是从空气来的。一般说来，在马赫数是 3 的时候，也就是飞行速度是 3 倍声速的时候，喷气推进机的耗油量每公斤推力每小时 2.5 公斤。这就是喷气推进机的优点。不但如此，因为导弹飞行的速度高，比飞机要高，所以推进机的结构也可以大大地简化。我们知道飞机用的喷气推进机是所谓涡轮式喷气机，它的组成比较复杂(图 2.2)。空气进入推进机后先通过空气压缩机增加压力，压缩了的空气进入燃烧室与喷到燃烧室里面的煤油燃烧。这样产生出来的高压热气(温度大约是 800°C)先经过涡轮，局部地膨胀；而所产生的动力刚刚够来转动空气压缩机。离开了涡轮的气体仍然有相当的压力，再在喷管中膨胀，以高速度喷出。

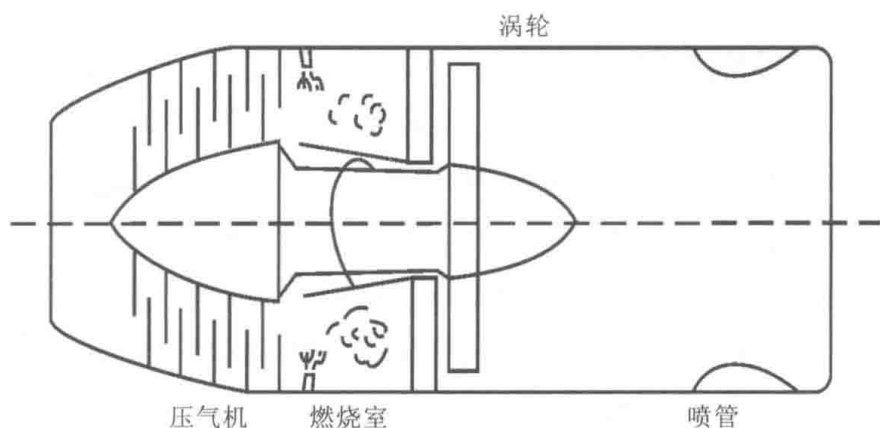


图 2.2 涡轮式喷气机原理示意图

我们从上面的描述看出来一个关键点：这就是要产生出推力，我们必须先把空气的压力提高，不提高压力喷管中没有力量把气体用高速度喷出，也就不会有什么推力。但是要提高进气的压力并不一定要用压气机，只要飞行的速度大，进气的速度就很高，有速度我们就有办法得到压力；这也就是利用了导弹飞行速度高的特点。其中的原理是这样的：高速气流自然包含着很大的动能。如果我们把气体管道的断面改变，把气流缓慢下来，也就是减少它的动能，这样失去了的动能一定是变作另一种能。在气体中这另外一种能就是气体的压力了。所以把气流的速度减低必然同时增加它的压力，这就是一种非常简单的喷气推进机——冲压式喷气机的原理(图 2.3)。进气经扩压器失去高速后，压力就自然会升高。在燃烧室里，高压气体就和喷进来的煤油或其他燃料混合而燃烧起来。但是因为要机身断面尽可能缩减，避免过大的外部空气阻力，气流在燃烧室里的速度还是相当大

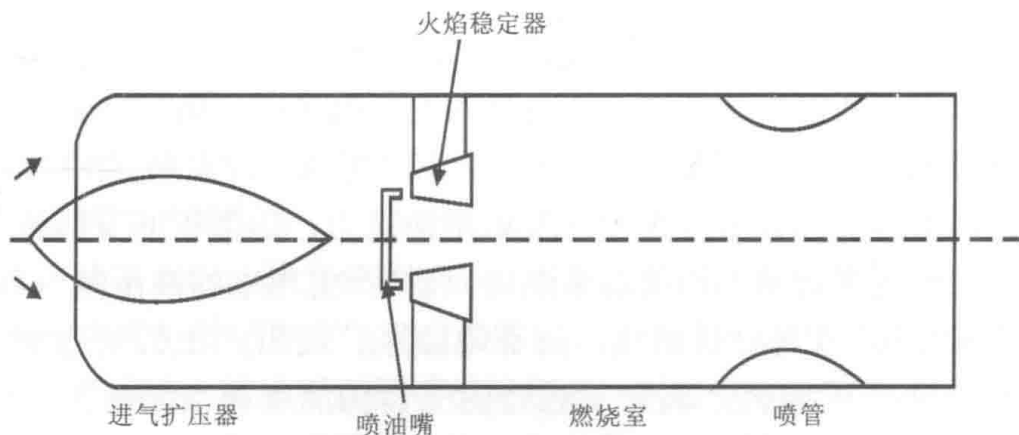


图 2.3 冲压式喷气机原理示意图

的；虽不是什么 3 倍于声速的每秒 1 000 公尺，但也有每秒几十公尺的速度，这就需要火焰稳定器来把火焰固定住，不要吹灭。燃烧室后面就是喷管了，热气在这里膨胀以高速喷出。我们不难看出冲压式喷气机的优点，它既没有压气机也没有涡轮，而这两部分是涡轮式喷气机里最复杂、制造起来最费事的。完全没有回转机件的冲压式喷气机比涡轮式喷气机就便宜得多，而且也轻得多。有人估计在飞行马赫数是 3 的时候，发一公斤推力，涡轮式喷气机要重 1 公斤，

而冲压式喷气机只要 1/4 公斤，这是非常有利的。自然，冲压式喷气机既然靠速度来得到压力，没有速度也就没有压力，也就没有推力了。因此，比起涡轮式喷气机，冲压式喷气机有一个缺点：它不能够起飞。用冲压式喷气机推进的导弹要起飞还得装上辅助推进机——像起飞火箭。但这不过是美中不足，导弹冲压式喷气机是远胜于涡轮式喷气机的。

由此看来，我们可以选定火箭推进机和冲压式喷气推进机为两种导弹用的推进系统。在下面我们就分别对这两种推进系统给以进一步的探讨。

火箭推进机

火箭推进机是非常简单的，它主要的部分是一个燃烧室和连在燃烧室上的一个喷管。在燃烧室里因燃烧而产生的热气，因为要从喷管喷出去有一定的阻力，燃烧室就产生了一定的压力。自然，要维持燃烧我们可以先把固体的火药放在燃烧室里，让火药逐渐从它的表面燃烧，一面烧，一面火药的体积就逐渐减小，最后烧完，火箭的作用也就停止了。因为火药里有燃料也有氧化剂，有时是混合物，像沥青和过氯酸钾的混合物，沥青是燃料而过氯酸钾就是氧化剂；有时燃料和氧化剂合成化合物，像巴里斯太火药。不论混合物也好，化合物也好，我们都统称为推进剂。因此我们在上面所说的这种火箭就叫做固体推进剂火箭，或简称作固体火箭。这种火箭除了燃烧室和喷管外再没有什么，是再简单也没有了。

以表面燃烧的方法来区别，固体火箭又可以分为两类。一类是推进剂并不把燃烧室装满（图 2.4），所以推进剂可以四面临空，燃烧就可以从各面进行。因为燃烧面大，所以燃烧的时间也就很短，也就是火箭作用时间短。这类火箭的作用时间有短到 1/5 秒的。另一类固体火箭的推进剂装满了燃烧室（图 2.5），因此只能从一个端面燃烧，燃烧面积小了，燃烧时间就长些，一般有 15 秒，以至 30 秒。所以我们就可以根据作用时间的要求来设计不同的固体火箭。它们都

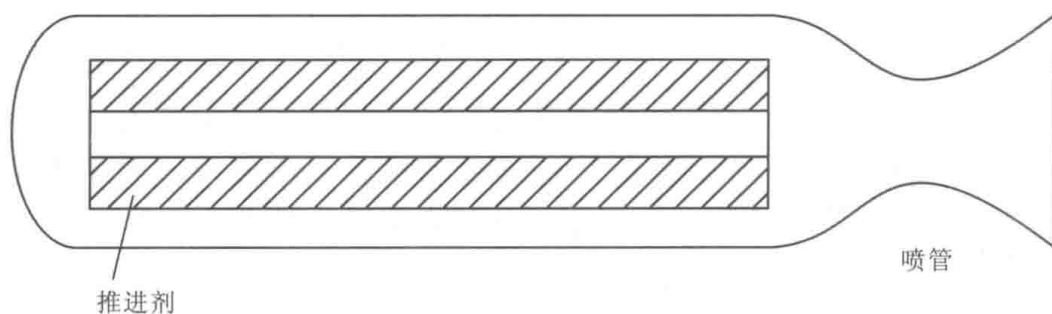


图 2.4 内孔燃烧固体火箭推进机

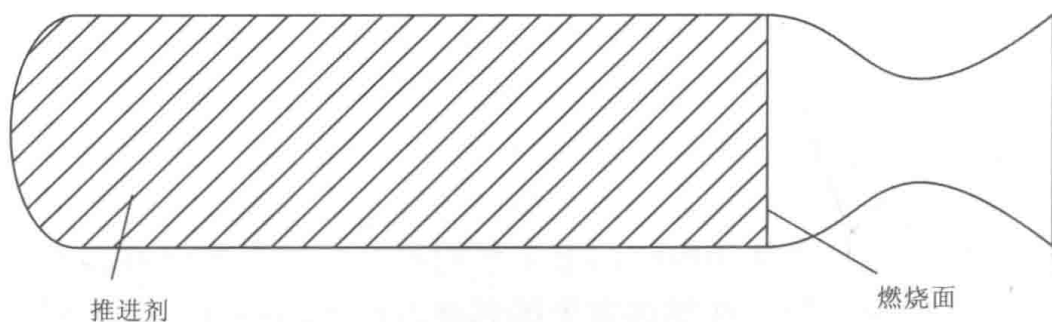


图 2.5 端面燃烧固体火箭推进机

是用电火花来点着的。

固体火箭结构简单，成本低，常常用来做起动导弹用，算是起飞火箭。但是固体火箭有些缺点：第一，推进剂燃烧的速度是与推进剂在燃烧时候的温度有关，温度高就烧得快些，温度低就烧得慢些。因此我们无法固定作用时间，也无法固定作用时候的推力。第二，推进剂的物理性质也与温度有关系，温度高有熔化或软化的危险；而温度低又有变脆的可能，脆了就容易裂；裂了就增加燃烧面积，就会因燃烧过快、热气产生太多而把燃烧室炸坏。所以一般固体火箭都有一定的储存温度极限，太冷了不行，太热了也不行。第三，这也是固体火箭最弱的一点，就是既然把推进剂都放在燃烧室里，而燃烧室又必须能承受得了高温高压，所以推进剂就不能多放。多放了燃烧室就太大、太笨重。这就是说固体火箭不能做得太大，作用时间也不能长过二三十秒钟，不然它就重量太大。第四，是固体推进剂不容易选择，一

面要考虑到它的稳定性，不要无故爆炸；而另一面也要增加所含的化学能量，在单位重量的推进剂得到更高的推力。一般说来高能量是和稳定性相互矛盾的，所以在能量方面就受了一定的限制。怎么样来克服这几点困难就是固体火箭研究的主题。当然，固体推进剂的选择范围是很大的，有千千万万的化合物可以供给我们来试验，问题是从哪里做起。一个有希望的方向是利用近代高分子化合物的组成与物理性质的理论来帮助我们，推进剂也走高分子化合的路。我们研究燃料部分分子和氧化剂部分分子的异分子共聚，一些人造塑料的单体作为燃料部分，一个含氧多的分子像三硝基甲烷作为氧化剂部分。这样可能有系统地得出最好的固体推进剂，也就能改进固体火箭的性能。

所以在某些使用问题上，固体推进剂火箭是有一些缺点的，为了在这些方面有改进，人们就想用液体推进剂，也就是液体推进剂火箭，或简称液体火箭。自然现在不能再把推进剂先装在燃烧室里，推进剂是装在另外的箱子里，要使用火箭的时候再引入燃烧室。引入到燃烧室里去的压力一定高于在燃烧中的压力(大约在10到20大气压)，这个压力差是用来通过推进剂的喷嘴，使推进剂分散成细滴子，因而促进燃烧。所以把推进剂引入燃烧室是要相当大的压力的，大约是30大气压。要做这件事有三个办法：

第一个办法是最简单的，这就是把装液体推进剂的箱子通上高压的惰性气体，像氮气，利用气压把液体压入燃烧室。惰性气体是装在另一个高压气瓶里，经过减压活门到推进剂箱。这个办法的好处是简单，没有什么容易出毛病的部件。但是有许多高压容器，所以推进剂引入系统相当重。

第二个办法是免除高压惰性气体的储藏瓶，用一种能逐渐燃烧的火药产生高压气体，而这燃气中要有大量的惰性气体，所以也可以用来把推进剂加压。这个办法虽然可以省去高压气瓶的重量，但是这不是推进剂引入系统中最大的重量，最大的重量还是有相当压力的推进剂箱子。所以火箭越大，使用时间越长，推进剂也必定带得多，推进剂箱子的重量就大成问题。

第三个引入推进剂的办法就是完全免除推进剂箱子的压力，我们不用气压把推进剂打入燃烧室，我们用离心泵把它打入燃烧室。自然现在的问题是怎样来转动离心泵了。为导弹用，最轻的动力来源是汽轮机，涡轮的轴可以直接是离心泵的轴。吹动涡轮的汽可以化学分解得来：像过氧化氢（ H_2O_2 ），由过锰酸钙作触媒就能分解成水汽和氧气，分解的热就把这气体混合物加热到相当温度。80%过氧化氢和水的混合物，分解后就产生465℃的温度，正好用来吹动涡轮。当然过氧化氢液体终了还是要压入分解室的，但是这个工作可以用高压惰性气体来做了，因为所需的过氧化氢并不多。上面所说的方法也是德国V-2型火箭用的方法，是很成功的办法。

现在我们来讲一讲液体推进剂到底是什么东西。液体推进剂可以是单元推进剂①，也可以是二元推进剂②。单元推进剂是一个化合物，自含氧化剂部分和燃料部分，像过氧化氢或硝基甲烷 CH_3NO_2 。二元推进剂有两部分液体，一个是氧化剂，像液体氧、发烟硝酸（ N_2O_4 和 HNO_3 的混合物）；一个是燃料，像液体氢、汽油、液体氨。所以二元推进剂就得把氧化剂和燃料分开，各装一箱，分别引入燃烧室，在燃烧室里才会合起来。所以二元推进剂比单元推进剂使用起来要麻烦一些；但是单元推进剂其实是火药，要它具有稳定性、不容易炸就也限制了其他方面性能，像点火困难、能量小等。

二元推进剂中又可以分两种，一种是自着火的，一种是不自着火的。自着火的意思是推进剂的氧化剂部分和燃料部分一碰见自己会着火，像发烟硝酸和苯胺（ $C_6H_5NH_2$ ）或糠醛就是如此，因此不需要点火装置。不自着火的就不能这样，必须要点火装置，像液体氧和乙醇（酒精）、液体氧和液体氢。自着火的双元推进剂在使用上有它的方便之处，但是我们也可以在不自着火双元推进剂的氧化剂部分或燃料部分加入少量其他化合物，使它变成自着火的。

① 现称“单组元推进剂”，下文同。——校注

② 现称“双组元推进剂”，下文同。——校注

火箭的性能

火箭推进机的推动力量，显然是等于作用在燃烧室的内部表面和喷管内部表面的燃气压力的总和(图 2.6)。这个力也就是火箭推进机的推力，也就是气体对火箭机的作用力。依照牛顿的作用反作用定律，火箭对气体也就有相等的反作用，是向推力方向相反的，把气体向后推的力量。这个反作用力是用来把气体从静止加速到喷出

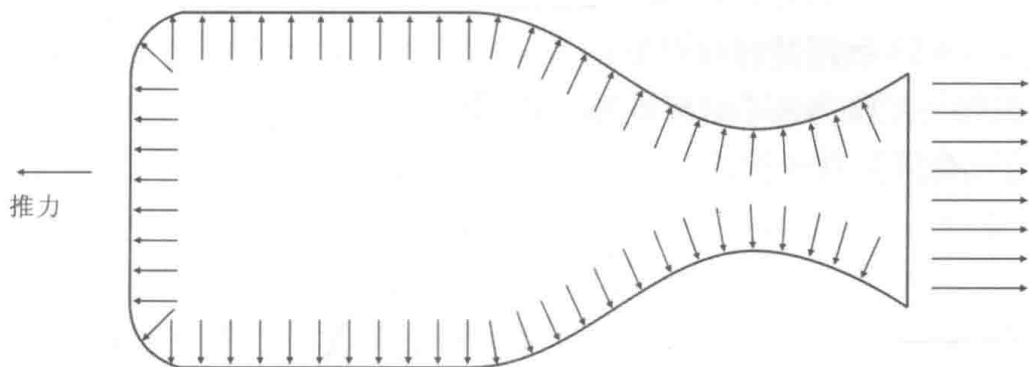


图 2.6 火箭推进机的推动力量

速度 c 。因此，如果 w 是每秒钟喷出气体的重量，也就是每秒钟推进剂的流量，那么推力 F 就等于每秒钟喷出气体的动量，也就是

$$F = \frac{w}{g} c \quad (2.1)$$

这里的 g 是重力常数。如果我们把燃气当作理想气体，它的平均分子量是 M ，它的比热比(定压比热和定积比热的比率)是 k ， R 是普适气体常数， T 是燃烧室中气体的绝对温度，那么

$$c = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{RT}{M}} f\left(\frac{P_0}{P_c}, k\right) \quad (2.2)$$

这里的 f 是 k 和燃烧室压力 P_c 同外界压力 P_0 比的函数，是小于 1。如果 P_0 是零的话， f 的值就等于 1。一般情形下，只要燃烧室的压力超过外界压力的 10 倍， f 的数值是比 1 差不多的。由此看来，火箭的性能是不难计算的：我们第一要用化学平衡的理论计算出燃烧结果所产气体的成分和温度，这个计算只要选定了燃烧室压力就能进

行，能知道燃气的成分和温度，我们就能依照热力学函数的表格资料，计算 M 和 k 。这样我们就能算出 c 。经验告诉我们这个计算是十分可靠的。

当然，我们最关心的还不是 c ，而是每单位推力每单位时间的推进剂消耗量。也就是 w 和 F 的比，这从 (2.1) 公式求出为

$$\frac{w}{F} = \frac{g}{c}$$

但是我们一般用的时间单位是 1 小时，也就是 3 600 秒。所以如果以 s 代表每公斤推力每小时所耗推进剂的公斤数，而 g 是 9.807 公尺/秒²， c 是以公尺/秒计算，那么

$$s = \frac{3\,600}{c} g = \frac{35\,300}{c} \quad (2.3)$$

从 (2.3) 公式我们可以看出：要减少推进剂的消耗率 s ，我们必须加大喷气速度 c 。从 (2.2) 公式看来，因为 f 的数值总是近于 1 的，要增加 c 主要地是靠提高温度 T ，减少分子量 M ， k 是宜小（但 k 的变动不大，最小值是略大于 1，最大值是 5/3）。这几个要求也就是火箭性能的理论原则。表 2.2 是几种推进剂的计算结果。

我们从表 2.1 里可以证实我们在上面所讲的一般性原则：液氧和

表 2.2 推进剂性能比较

推进剂	氧化剂/ 燃料	喷出速度 公尺/秒	燃烧温度 ℃	推进剂消耗率 s	平均分子量
液氧+汽油	2.5	2 370	3 020	14.9	22.7
液氧+25%水和 75%酒精	1.3	2 340	2 810	15.03	22
液氧+100%酒精	1.5	2 380	2 900	14.81	22.9
液氧+液氨	1.4	2 510	2 740	14.12	19.7
发烟硝酸+苯胺	3.0	2 160	2 770	16.35	25
液氧+液氨	5.33	3 290	3 000	11.5	11.7

注：以上计算根据燃烧室压力为 20 大气压，外界压力 1 大气压。

酒精的推进剂有两种，一种酒精里加水，一种不加水。加水的一种虽然燃烧温度低了些，但是因为它的平均分子量也小了些，推进剂消耗率 s 就差得不多。自然，加水的一种所用的燃料便宜些，所以 V-2 型火箭用的就是这种。再看另外两种推进剂：液氧和液氢、发烟硝酸和苯胺，后者的燃气温度较高，但是推进剂消耗率 s 反而高，完全是因为平均分子量大的缘故。从平均分子量的观点来看，燃料中多含氢比含碳要好，因为碳和氧大概化合成一氧化碳(CO)，分子量是 28，而氢和氧化合成水，分子量是 18；所以含碳的燃料产生比较大分子量的燃气，而含氢的燃料产生比较小分子量的燃气。由这里也就了解为什么液氧和液氢这一个推进剂的优越性，它的消耗率 s 是表中最底的，我们也要注意它的燃气平均分子量只有 11.7，比水的分子量是 18 要低，这是我们已经用了过多的氢，使燃气中除了水汽之外又有低分子量的氢气。如果我们不这样办，用恰好化学数量的氧氢比，氧化剂和燃料比是 9，那么燃气的温度虽然会高一点，可是因为平均分子量也要增加， s 反而会加大。

液氧和液氢推进剂的消耗率 s 虽然低，但是它也有缺点。这就是液氢的比重太低，是 0.07，比水轻 14 倍。因此用这种推进剂就要一个特别大的液氢箱子，这就增加了导弹的体积，结构会加重，空气阻力也要加大。所以推进剂的 s 固然要低，而它的比重也要大才好。就因为这个缘故，有人就提议用液氟来代替液氧，成液氟和液氢的推进剂，这里化学数量的氧化剂和燃料比是 19，而液氧液氢推进剂的化学数量比是 9，因而可以大大减少液氢的需要量，减少推进剂容器的体积。

也有人想增加化学反应的能量，提高燃气温度，从而改进火箭性能，因而提议用金属的氢化物作为燃料，像氢硅化合物—— SiH_4 、 Si_2H_6 、 Si_3H_8 等，氢硼化合物—— B_2H_6 、 B_4H_{10} 、 B_5H_9 等，氢氮硼化合物—— $\text{B}_2\text{H}_7\text{N}$ 、 $\text{B}_3\text{N}_8\text{H}_6$ 等，用液氧作氧化剂。自然这些燃料都会产生带有固体氧化物(SiO_2 , B_2O_3)的燃气，所以火箭喷出烟气。也有人提议在液体燃料中加入金属粉末，也可以提高化学能量。但是这些办法都不出化学的范围，不会把推进剂消耗率 s 减小多少，大概是不会

小于每公斤推力每小时 10 公斤以下的。在化学推进剂中，小改进是会有，也是对远程导弹重要的，可是我们不能盼望惊天动地的改进，那是不可能的。

要有大改进我们必须跳出化学的范围，研究如何利用核能。这里有两个方向可以走：一个是氢聚变的这条路，一个是裂变的这条路。氢聚变现在各国还正在研究，也还没有成功；所以我们无法臆测。裂变已经在原子能和平利用中广泛地应用，我们也可以比较有依据地来讨论它。我们如果不去考虑一些不切实际的、空想的原子火箭建议，我们就只有一个方式来利用核能：这就是利用铀—233、铀—235、或钚—239 的裂变来做一个反应堆，反应堆里产生大量的热，问题是怎样利用这热能。我们必须考虑到反应堆是固体，固体的温度是有限制的，太高了就会熔化或升华，因此最高温度是一定的。要取出反应堆的热，自然是可以用较冷的液体或气体吸取热能，但是为了直接利用热能，最好是用气体。这样通过反应堆我们就得到热的气体，这热气就可以从喷管里喷出，作用是和燃烧得来的燃气一样的。但是我们想一想：热气的温度最高是等于反应堆固体的温度，固体的温度既然有限制，热气的温度也是有一定限制的。假如反应堆用石墨作中子减速剂，最高温度可以到 3 000 °C。温度是一定了，要得到最好的火箭性能，照 (2.2) 公式说就得使气体的分子量降低。所以我们提议用氢，设想液体氢用泵打入反应堆，在反应堆里吸收热，先汽化，然后加热到 3 000 °C，这样据计算可以达到每秒 7 300 公尺的喷出速度。所以照 (2.3) 公式这样一个核子火箭的推进剂(液氢)消耗率是每公斤推力每小时 4.83 公斤。这还不到最好的化学推进剂(液氧和液氢)消耗率的一半，的确是很大的改进，而且这是建立在已有的原子技术之上的，是确切可行的。至于导弹上是不是用核能的火箭，那又要看核燃料是不是富余，导弹性能是不是非推到极限不可等等因素。但无论如何只有远程导弹才有考虑用核能的必要。

在我们结束对火箭推进机的讨论之前，我们也要提一下现在火箭设计中的一个大问题：这就是大型火箭(推力在 20 吨以上)的燃烧稳定问题。美国的经验是这样的，如果我们做好了一个推力为 1 吨

的火箭，试验好了它的推进剂喷射系统，得到了稳定的燃烧，这是并不难的。但是我们如果以这个成就为基础，想只用放大的办法来设计一个 20 吨或 50 吨推力的火箭，把喷管放大，利用 1 吨火箭的喷嘴，把 20 个或 50 个同样的喷嘴装到 20 吨或是 50 吨火箭的燃烧室上去，我们就会发现大火箭的燃烧不稳定，发生强烈的振动，也常常把燃烧室炸坏。换句话说，我们不知道怎样利用小火箭的经验来设计大火箭，也就是我们还没有掌握火箭燃烧室的相似律。现在各国都在注意远程火箭的研究，而远程火箭又一定很大，推力到 100 吨以上，因而燃烧稳定问题就成为火箭推进机研究中的一个迫切需要解决的难题。

冲压式喷气推进机

如果 w 是每秒钟喷出喷管的气体重量， v 是喷出去的速度，我们在讨论火箭的一节里已经说明：因为反作用的缘故，推进机受到一股推进的力量，这力量是 $\frac{w}{g}v$ (g 是重力常数)。现在我们把情形反过来，不说气体从后面喷出去，我们说有一股每秒重量是 w 的常气流，以 V 的速度从前面进入到推进机中，被推进机吸收了。这情形就和前面的情形正相反，推进机感受到的不是向前的推力，而是向后的推力(图 2.7)，这股力量是 $\frac{w}{g}V$ 。所以如果每秒钟有重量为 w 的气体以 V 的速度被吸进，然后又以更大的速度 v 喷出去；这样真正作用在推进机上的力量就是两股力量的总和，也就是说推力 F 是

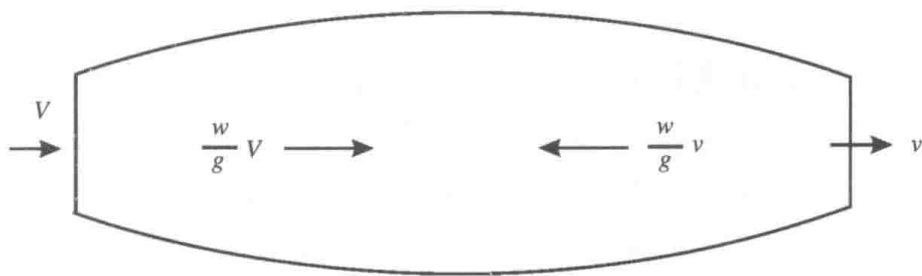


图 2.7 冲压式喷气机推力原理示意图

$$F = \frac{w}{g}(v - V) \quad (2.4)$$

这个公式就可以用来计算冲压式喷气推进机的推力， w 就是每秒钟进入推进机的空气量， V 就是飞行的速度：朝前飞也就造成相对速度为 V 的空气流冲到机头上来。当然，在冲压喷气推进机的燃烧室里，还有燃料喷出，所以从喷管喷出去的重量还不只是进来的空气重量，更严密的说来应该是空气重量加上燃料重量。可是因为燃料重量一般远远小于空气重量，像烧石油，油的重量只是空气重量的 $1/15$ 以下。因此燃料重量就可以略去不计了。

现在让我们对喷出速度作一个约略的估计：假如 T_c 是燃烧室的绝对温度， T_0 是空气的静温度， k 是空气的比热比（等于 1.4）， M 是飞行的马赫数，那么我们知道

$$v < V \sqrt{\frac{T_c}{\frac{k-1}{2} M^2 T_0}} \quad (2.5)^{\textcircled{1}}$$

所以如果 w_f 是每秒钟消耗的燃料重量，那么由公式 (2.4) 和 (2.5)，我们就能算出每公斤推力每小时消耗燃料的公斤数，这也就是冲压喷气推进机的 s ，

$$s = \frac{w_f}{F} > 3600 g / \left(\frac{w}{w_f} \right) V \left[\sqrt{\frac{T_c}{\frac{k-1}{2} M^2 T_0}} - 1 \right] \quad (2.6)$$

从这个公式里我们立刻可以看出，冲压喷气推进机在低飞行速度中是很不经济的， s 值很大。在另一种情况下，如果 V 很大，那么吸进到推进机里的空气有很大的动能，燃烧所放出的化学能反而相比之下变小了，也就是说不能加入多少能量，因此喷出去的速度 v 并不能比进来的速度 V 大多少，速度差 $v - V$ 也就很小。因此冲压喷气推进机在非常高的飞行速度下也是会变成不经济的。这

^① 此公式与手稿不同，为校订稿。——校注

是大致的情况，仔细的计算给出图 2.8 所表示的资料。

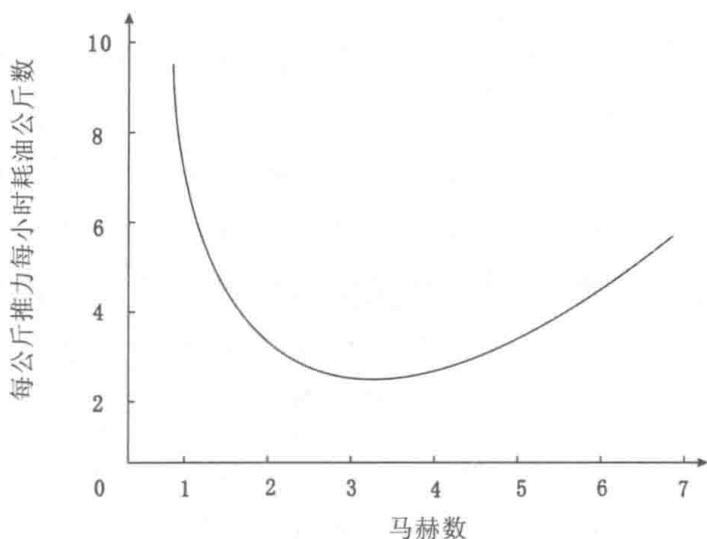


图 2.8 冲压喷气机燃料消耗与马赫数关系

图 2.8 的计算假定用的是汽油。我们看出冲压喷气推进机最好的飞行速度在马赫数 2 和 4 之间，而这个速度域也正包含了现在好多种导弹的飞行速度，所以冲压喷气推进机对导弹的重要也就可以了解了。

汽油是一个比较优越的燃料，它的每单位重量含能量大，比较便宜，能大量生产。但是也有其他液体化合物，当它和空气中的氧燃烧起来，能发出更大的能量。如果用这种高能燃料，每公斤推力每小时的燃料消耗量更可以减少，对导弹的性能是有利的。这种燃料也就是前面已经提过的高能火箭燃料——氢硅化合物、氢硼化合物以及氢碳硼化合物。自然这种燃料燃烧以后产生固体的氧化物，所以喷出来的是烟气，会在空中留下一道踪迹。

当然比高能燃料更进一步的就是核能了。显然我们用核子反应堆来代替冲压喷气机里面的燃烧室，利用反应堆所产生的能来把空气加热，这是很自然的而且是可行的。对导弹来说，它利用核能的可能性要比飞机利用核能的可能性要大，原因是反应堆的一个特点就是产生强烈的放射线和中子流，这些对生物有很大的破坏性，要保护生物就得把反应堆的周围加上很厚很重的墙。导弹上没有生物，所以也就没有这方面的顾虑，反应堆的隔离墙不需要了，重

量也就减轻，结构也就简单了。虽然如此，也不是所有的冲压喷气机都要用核能，这道理正和并不是所有的火箭都要用核能一样。但是其中关键在哪里呢？关键还是在重量问题上，如果用核反应堆来代替了燃烧室，自然我们省去了液体燃料的重量，但是我们也加上了反应堆的重量。反应堆和化学燃料不同的地方是核燃料的单位重量含能量比化学燃料大一两百万倍，所以我们可以说一个反应堆里面所含的核能是用也用不完的。可是一个反应堆必须含有一定量的核燃料和其他物质才能“点着”，才能开始起核连锁反应，一点着了就可以使用很久的时间。所以不管使用十秒钟也好，使用十分钟也好，反应堆的重量是一样的。相反地，化学燃料的消耗量是与使用时间成正比例的，使用时间短，量就少。因此如果我们只打算把冲压喷气机用十秒钟，那么还是用化学燃料比较轻；如果要用十分钟以上，那才有考虑核反应堆的必要。我们可以把这个计算精确化：如果反应堆单位重量单位时间所产的热能是 q ，也就是每公斤重量每秒所产的大卡数，而反应堆是用来代替石油的，石油的热量连燃烧效率估计在内，作为每公斤 10 000 大卡，那么如果使用时间 $t > \frac{10\,000}{q}$ ，反应堆就比烧油轻；如果使用时间 $t < \frac{10\,000}{q}$ ，反应堆就比烧油重。所以看来只有远程导弹才值得用核能。

冲压式喷气推进机是一个新型的推进机，它的设计问题还很多。所以比起火箭推进机，冲压式喷气推进机更不成熟。我们可以提出几个问题来讲一讲，第一个问题是如何设计高效率的扩压器，也就是怎样才能在同一飞行速度 V 之下得到更高的燃烧室压力。其他情况固定，燃烧室压力愈高，机器的推力也就愈大。而最困难的是我们不能只为了一个固定的飞行马赫数来设计，我们还必须照顾到导弹速度是有变化的；所以扩压器的效率要能在一个使用速度领域里，都能达到高的水平。要能如此，现在有两个办法：一个是使扩压器的中央锥体能前后移动，这样就能改变进口的宽度，适应速度的变化（图 2.9）。还有一个办法是把扩压器前缘打上洞，能透气（图 2.10），这也是给扩压器自动调节气流的能力，因而可以适应速度的改变。

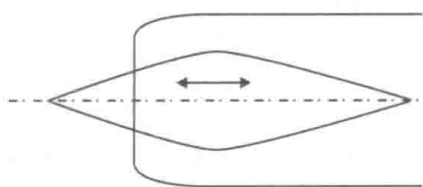


图 2.9 扩压器效率调节方法之一

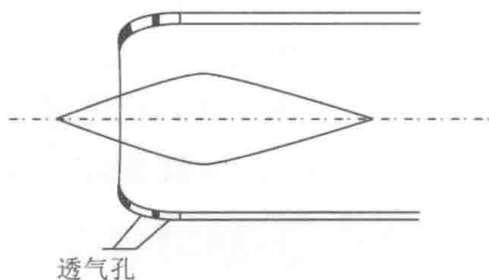


图 2.10 扩压器效率调节方法之二

冲压式喷气推进机的第二个设计问题是燃烧稳定的问题。这个问题我们在描述冲压式喷气推进机的时候也已经提过，现在我们要补充一些。在燃烧室里的气流速度有时高达每秒60公尺，火焰稳定器的作用就是“挡风”，把气流在稳定器的流向下方局部空间里慢下来，火焰就能在这里停留，作为连续点火用(图2.11)。我们立刻就可以看出来问题的中心在哪里了：这样的火焰稳定器一定是前头尖，后头秃，也就必定产生相当大的阻力，也就是产生燃烧室里的压力损耗。我们要研究怎样可把火焰稳定下来，而又尽可能减少压力的损耗。有时燃烧会和扩压作用联合起来而产生燃烧振荡现象，振荡太强了就会把火焰熄灭。所以燃烧稳定的确是一个难题，现在各国都在努力研究解决的办法，但是看来谁也没有得到完全满意的答案。

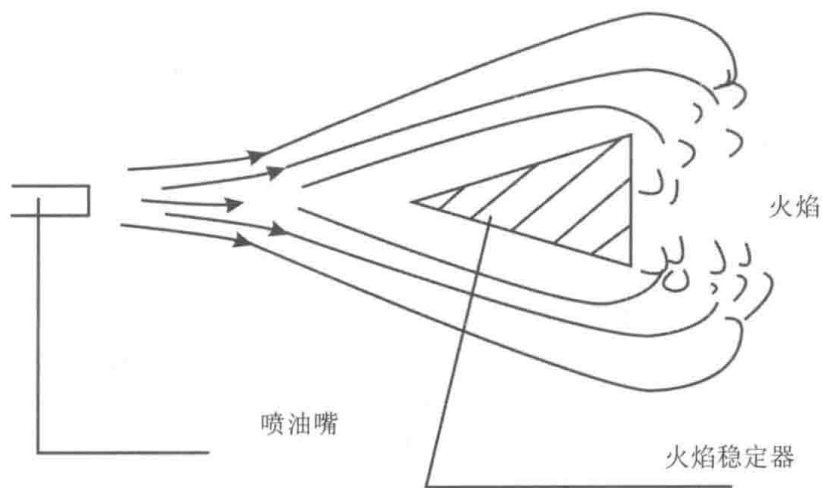


图 2.11 火焰稳定器工作示意图

冲压式喷气推进机的第三个设计问题是燃料的流量调节和喷射问题。进入推进机的空气量是与飞行速度和飞行高度有关的，所以因速度和高度的改变，燃料的流量也要随着有适当的调节，这就需要一套控制流量的仪器。这流量调节和喷射系统是冲压喷气推进机中唯一的能动的精密器件。

第三讲 空气动力和结构

风洞实验

要知道导弹在飞行中所受到的力，我们一般是靠模型试验；有时我们也用导弹直接在飞行中测量各部承受的负载，但这不过是少数实验，绝大多数的实验是用模型在风洞中测定各种空气动力。自然我们必须首先说明，我们说用实验方法来解决空气动力的问题，并不等于说我们可以忽略空气动力学的理论。相反地，空气动力学的理论正是指导我们如何进行实验，也是告诉我们如何利用实验结果的学问，因此空气动力学和它有关的更基本的流体力学、气体力学是导弹科学中非常重要的部分。但是尽管如此，设计导弹的资料，还总是最后从风洞实验得来的。所以对导弹的设计来说，风洞是非常重要的、万不可缺的工具。

风洞是什么东西呢？风洞的原理是把导弹在飞行中弹体和空气相对运动反过来；飞行中是弹体动，空气不动；在风洞里是弹体不动，空气动。弹体固定住了，我们就可以用各式各样的测量方法，直接把要量的东西很精确地量出来，我们也很容易直接进行观察，看看空气与弹体的相互作用，像有没有振动等等。风洞有各式各样的，有小的，有大的。小的是为小模型或局部模型用的，实验段也就是放模型的地方的尺寸可以只10公分左右宽和高。大的是为整个导弹用的，像冲压式喷气机推进的导弹，有时还得加上燃烧，看看真实在喷气情况下的空气动力作用，这样大风洞的实验段断面就可以有几公尺宽和高。风洞的速度也可以很不同，有的是低速的，

代表导弹起飞时候的情况；有的是高速的，代表导弹正常飞行时候的情况。风洞不是一个小巧的实验工具，它有时需要很大的动力，是一个又大而又精密的仪器。

我们可以估计一下风洞所需要的动力：如果 A 是风洞实验段的断面， ρ 是在实验段里空气的密度， V 是气流的速度，那么每单位时间流过实验段的空气质量是 ρAV 。因此实验段里这股空气流每单位时间的动能 W 就是

$$W = \frac{1}{2} \rho A V^3 \quad (3.1)$$

这动能是要风洞的驱动系统来供给的，所以 W 也就标示了风洞驱动系统的功率。让我们来算一算一个两公尺的方实验段在每秒 1 000 公尺速度下的功率；我们假设 ρ 是地面空气的标准值 ($1/8$ 公斤·秒²/公尺⁴) 的 $1/10$,

$$W = \frac{1}{2} \times \frac{1}{80} \times 2^2 \times 1\,000^3 / 75 \text{ 马力} = 333\,000 \text{ 马力}$$

由此可见大风洞所需要的动力是很可观的，这也就说明了为什么大风洞必须建立在电力资源丰富的地方。

自然，风洞的动力都是用于产生高速的气流，这股气流可以直接用鼓风机产生，那就需要像 (3.1) 公式那样大的动力。但是我们也可以先把从鼓风机或是压气机得到压缩空气储藏在很大的压缩空气桶里，等足够了再一齐放出来，吹过风洞的实验段。这也就是长期积蓄，短期使用。例如我们用 30 分钟压气，只吹 3 分钟，那么压气机的动力就只有风洞功率的 $1/10$ ；也就是说前面所说的风洞，不用 33 万马力了，3 万马力就够了。当然，我们如果把压气时间再延长，使用风洞的时间再缩短，动力的需要可以更减轻；可是使用时间太短就给测量带来了困难，压气时间太长就等于一天中做不了几次实验，所以我们也不宜于过度地向这方向发展。这种类型

的风洞，因为不能连续地长期使用，所以叫做暂冲式风洞；相应地，先前所说的风洞，因为可以连续使用就叫做连续式风洞。

除了这两种比较常见的风洞以外，为了要达到高速飞行所发生的高温，现在也还正在发展一种新型的风洞，这就是所谓脉冲式风洞。脉冲式风洞的原理是利用激波管，也就是一根管子用一块金属片分隔成两部分，一部分装上高压气体，而另一部分装载低压气体。如果忽然把金属片拿开，高压气体就会压向低压气体，在低压气体中形成压力波，也就是激波。我们知道，气体受压就会发热，这样就可得到高压高温的气体。实验证明，就是一万度以上的高温也不难得到。有了高压高温气体，我们就能利用它来吹风洞；但是，因为这样制造出来的高压高温气体充其量也不过是原来在管子里的低压气体，所以为量不多，风洞的运用时间一般只是千分之几秒，所以叫做脉冲风洞。这种短的试验时间给测量带来了困难，需要发展新的仪器，可是直到现在我们还不知道有什么比这更好的方法来模仿超高速飞行。而其实就是脉冲风洞也不完全能达到洲际弹道式导弹进入空气层时候的情况，风洞技术还要更进一步才行。

无论暂冲式也好，连续式也好，脉冲式也好，把测量模型性能的时间缩短，使在一定时间里能多作些测量，这是增加风洞使用效果的办法。在大风洞这尤其重要，为了满足这个要求，近代新型风洞都采用许多自动装置，一按电钮就能自动地做出一连串预定的测量，有时还把必须的计算自动做好，自动地画出工程师们所要的图表和曲线。

空气动力学中的领域

我们在第一讲中已经提过空气动力学中的一个最重要的因素：马赫数，或者也就是空气流动速度和声速的比率。什么是声速？声速就是空气中微小干扰、或者微小压力波的传播速度。我们可以算一下这一个速度和其他空气性质的关系，如果我们随着压力波的传播速度走，那么在我们的坐标系统里，压力波不动，而空气流动了。设想空气从左面向右面以 a 的速度流入压力波。因为是

压力波，所以过了压力波压力就较大，从 p 加到 $p+dp$ 。同时流动速度也从 a 加到 $a+da$ 。如果在压力波前面的密度是 ρ ，压力波后面的密度就是 $\rho+dp$ (图 3.1)。我们有两个关系可以利用：第一

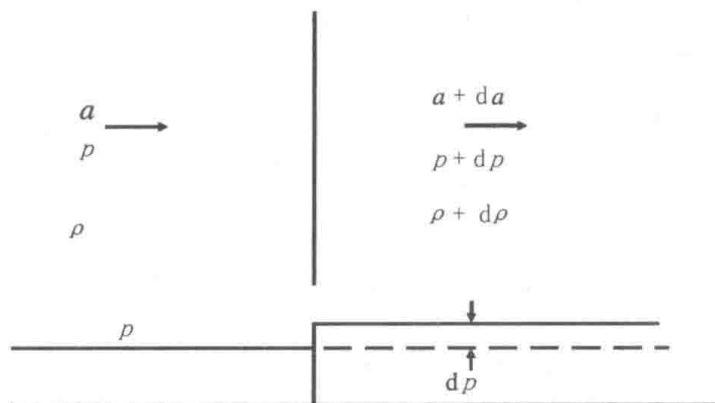


图 3.1 空气流经压力波的变化

关系是所谓物质连续规律：也就是流入压力波的物质也必然从压力波流出去。每单位波面每秒有 ρa 质量流入，而相应流出的质量是 $(\rho+dp)(a+da)$ 。所以

$$\rho a = (\rho + dp)(a + da) \quad (3.2)$$

我们说的是微小压力波，也就是说 dp/ρ , da/a , dp/p 这三个数都是很小很小的，因此在 (3.2) 公式中我们就可以略去二次乘积 $dp \cdot da$ 只留下一次乘积 ρda 和 adp 。所以

$$\rho da + adp = 0 \quad (3.3)$$

第二个可以利用的关系就是牛顿定律。在压力波右面的动量如果比压力波左面的动量大，那必然是因为右面的压力比左面的压力低，因而物质受了向右推的力量。每单位波面每秒在左面的动量是 ρa^2 ，在右面的动量是 $(\rho+dp)(a+da)^2$ ，因此

$$(\rho+dp)(a+da)^2 - (\rho a^2) = p - (p+dp) = -dp \quad (3.4)$$

如果我们仍然略去高次乘积，那么由 (3.4) 公式就得出下列的关系：

$$a^2 dp + 2a \rho da = -dp \quad (3.5)$$

现在我们可以利用(3.3)公式把(3.5)公式里面的 da 消去, 因而得出

$$a^2 = \frac{dp}{d\rho} \quad (3.6)$$

因为在我们固定了压力波的坐标系统中, a 是流入压力波的速度, 所以其实 a 也就是压力波向左方传播的速度, a 也就是声速。(3.6)公式就是声速的一般公式, 只要我们知道压力 p 与密度 ρ 的关系, 我们就能用(3.6)公式计算声速。

我们可以把空气看作是理想气体, 而在压力波传播情况下, 气体里面的过程是等熵过程, 所以如果 k 是空气的比热比, 那么

$$p/\rho^k = \text{常数} \quad (3.7)$$

(3.7)公式也可以写作

$$\ln p - k \ln \rho = \text{常数} \quad (3.8)$$

把(3.8)式对 ρ 微分, 我们得到

$$\frac{1}{p} \frac{dp}{d\rho} = k \frac{1}{\rho}, \text{ 或 } \frac{dp}{d\rho} = k \frac{p}{\rho} \quad (3.9)$$

因此声速 a 在空气中的公式是

$$a^2 = k \frac{p}{\rho} \quad (3.10)$$

又因为理想气体的物态方程是 (T 是气体的绝对温度)

$$\frac{p}{\rho} = RT \quad (3.11)$$

所以声速 a 的又一个公式是

$$a^2 = kRT \quad (3.12)$$

这也明显地表示声速是和绝对温度的平方根成正比例的。在高空的同温层里, 空气的温度较低, 所以声速也低些, 大约是 1 040 公里/小时。

现在我们要说明一下, 为什么声速在空气动力学里有这样大的重要性。我们首先考虑一束气流, 这束气流是很细小的, 因而我们可以略去在每一断面里各点速度的不均匀, 算每一断面里的流速都是一样的。如果在某一断面中的流速、压力和密度分别用 v , p

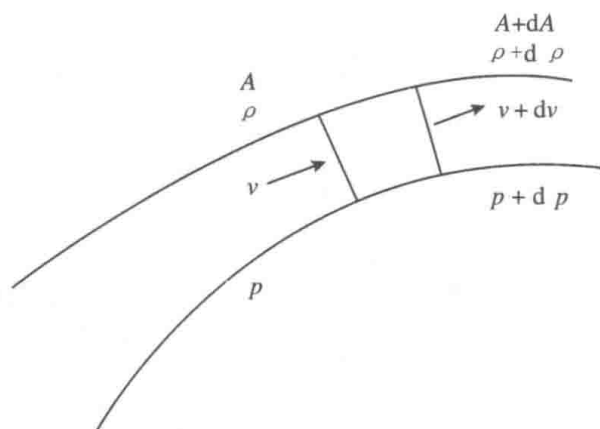


图 3.2 一束气流在两断面物理量的变化

和 ρ 来代表, 而在紧靠着的另一断面中的相应数量分别用 $v+dv$, $p+dp$ 和 $\rho+d\rho$ 来代表, 两个断面的面积用 A 和 $A+dA$ 来代表(图 3.2)。那么依照物质连续规律, 我们可以写出

$$\rho A v = \text{常数} \quad (3.13)$$

写作微分式就是

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dA}{A} + \frac{dv}{v} = 0 \quad (3.14)$$

此外依照牛顿的运动规律, 从第一个断面到第二个断面速度有所增加, 增加的是 dv , 这必然是因为第二个断面上作用的气体压力比第一个断面上作用的气体压力要小些, 因而气体被向前推。由上可见

$$A \rho v dv = -A dp, \text{ 或 } \rho v dv = -dp = -\frac{dp}{d\rho} d\rho \quad (3.15)$$

由这个公式我们可以算出 $d\rho/\rho$ 的值为

$$\frac{d\rho}{\rho} = -\frac{v^2}{\frac{dp}{d\rho}} \frac{dv}{v} \quad (3.16)$$

把(3.16)代入(3.14)公式, 我们就得出

$$\frac{dA}{A} = -\left(1 - \frac{v^2}{\frac{dp}{d\rho}}\right) \frac{dv}{v} \quad (3.17)$$

但是照(3.6)公式, $dp/d\rho$ 是声速 a 的平方, 而 v/a 又是马赫数 M ,

所以(3.17)公式又可以写作

$$\frac{dA}{A} = -(1 - M^2) \frac{dv}{v} \quad (3.18)$$

这个公式说明了一件非常重要的事：如果流速小于声速，也就是马赫数 M 小于 1，那么要增加流速 v 必须相应地减小流束的断面。这和我们日常经验似乎是符合的，要流得快，就得挤小流束。但是(3.18)公式也指出：如果流速大于声速，也就是马赫数 M 大于 1，那么要增加流速 v 就得相应地放大流束的断面。这就是超声速气流的特点。

我们现在想一想，气流流过一个固体(图 3.3)，什么是控制流动情况的因素呢？主要的因素有两个，一个是运动学的，也就是流束分布得适合，每一流束都能通过一定的流量；第二个因素是动力学的，也就是(3.17)所表示的关系，这里包含了牛顿的运动规律。不但如此，流束与流束间的压力也要相互连接得上，也要适合流束弯曲所产生的离心力关系。我们从这一点就可以看出来为什么马赫数是重要的，因为它控制了气流里两个主要因素里的一个因素。如果某一个流型是适合于低速的气流的，那就是说在这个流型中，运动学的因素和动力学的因素得到协调。现在同一流型在高速情况下，在超声速情况下，动力学的因素根本改变了性质，自然就得不到协调，因此流型也就非完全更改不可。

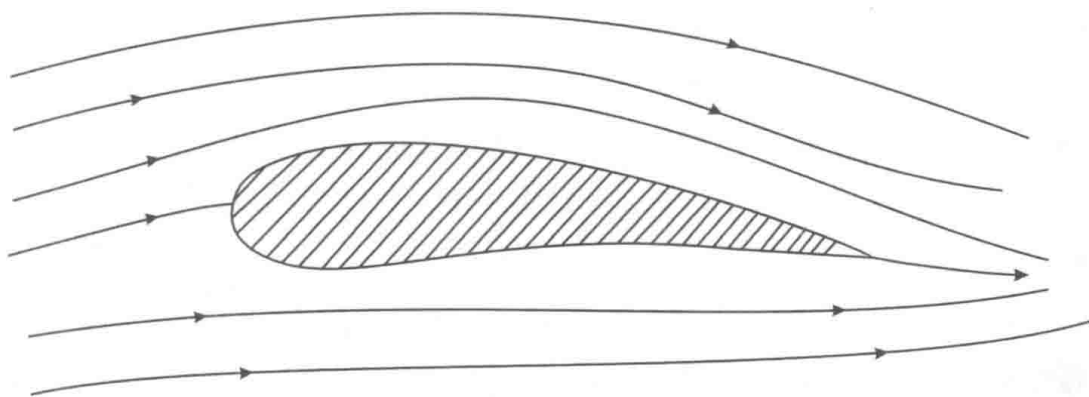


图 3.3 气流流过一个固体的流动示意图

上面的讨论说明了亚声速气流与超声速气流的分别。但是此外还有跨声速气流，这又是什么呢？原来我们平常所说亚声速或是超声速的标准是物体远处的气流情形，要用到导弹问题上，那就是导弹飞行速度和空气中声速的相比情况。物体邻近或导弹邻近的情况就有些不同：气流因为受了物体的干扰而有所变更，当飞行速度还是亚声速的时候，物体附近局部地方可以出现超声速。也就是说在这样情况下，气流中有亚声速部分也有超声速部分，两种气流共同存在、相互影响，这就是跨声速气流了。

(3.18) 公式也可换写成

$$\frac{dv}{v} = \frac{1}{(M^2 - 1)} \frac{dA}{A} \quad (3.19)$$

所以当 M^2 非常大的时候，也就是 M 大于 10 的时候，流速的变化就非常小，无论流束断面面积如何变，而流速是几乎不变的。这也是一种特别性质，所以当马赫数 M 很大的时候，气流性质又一次起了变化，我们叫这种气流为高超声速气流。所以总的看来，如果导弹的速度从起飞逐渐增加，它就依次进入下列空气动力学的各个领域：亚声速气流、跨声速气流、超声速气流而最后到高超声速气流。

上面所提出的四个空气动力学领域还不是全套。我们也必须考虑到在高空空气稀薄时候的特殊情形。我们都知道空气其实是由各个分子所组成的，只不过在一般情况下，每一单位容积有亿万个分子，它们间的距离平均只有百万分之一公分，所以我们可以看空气为一个连续体，不去考虑分子间的空隙。但是在高空情况就变了，在 100 公里的高空中，分子间的平均距离就会大到几公分，所以我们就不再能把空气看作是连续体。我们对稀薄气体的运动必须另作主张，从分子运动理论的观点来研究它。所以空气动力学中又有稀薄气体动力学这一分支。

此外当飞行速度非常大的时候，空气和固体表面摩擦就产生大量的热，把表面附近的空气温度提到几千度以至一万度。这样空气的分子就会分离成原子，而原子又会失去一个或几个电子而变成离子。这样离子化了的气体是能传电的，因此它就能受电场和磁场的影响。

这又是一个新因素，所以也就有另一个空气动力学的分支：电磁流体力学。这门学问和上节所提出的稀薄气体动力学都是新兴的学科，现在各国正因为导弹的缘故在努力发展它们，这是空气动力学里面的最新领域。

导弹的结构问题

我们在上一节里已经提过导弹表面附近会因高速而达到高温。现在把这一个关系明确一下：我们知道气流中所含的能量有两种，一种是动能，一种是热能。动能是与速度 v 的平方成正比，每单位质量的动能是 $\frac{1}{2}v^2$ 。热能是焓，在理想气体里就等于定压热 C_p 乘绝对温度 T 。因为每单位质量的总能量是

$$H = \frac{1}{2}v^2 + C_p T \quad (3.20)$$

如果气流在固体表面上因为摩擦而静止下来，失去了动能，那么依照能量不灭的定理，这消失了的动能必然转变成热能，也就是提高气体的温度。让这个表面气体、静止了的气体的绝对温度为 T_0 ，相应的热能或焓就是 $C_p T_0$ 。照我们上面所说的，

$$C_p T_0 = \frac{1}{2}v^2 + C_p T \quad (3.21)$$

这也就是说

$$T_0 = T \left(1 + \frac{1}{2} \frac{v^2}{C_p T} \right) \quad (3.22)$$

可是依照热工学的定理， $R = C_p - C_v = C_v (k - 1) = \frac{C_p}{k} (k - 1)$ ，而 (3.12) 公式又给出 RT 与声速 a 的关系。所以我们得出下列公式：

$$\begin{aligned} T_0 &= T \left(1 + \frac{k-1}{2} \frac{v^2}{C_p (k-1) T} \right) = T \left(1 + \frac{k-1}{2} \frac{v^2}{kRT} \right) \\ &= T \left(1 + \frac{k-1}{2} \frac{v^2}{a^2} \right) = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right) \end{aligned} \quad (3.23)$$

这是一个非常重要的公式，它给出从空气温度 T 和空气流动马赫数 M 计算表面温度的方法。

现在让我们用 (3.23) 公式来算一算导弹表面附近的温度，空气的 k 是 1.40，空气的标准温度是 15°C ，或是 288K 。那么在各个 M 数之下的温度如表 3.1 所列出的。我们立刻可以看出当飞行速度超出两

表3.1 导弹表面温度随马赫数的变化

马赫数	表面温度 T_0/K	表面温度/ $^{\circ}\text{C}$
1	346	73
2	519	246
3	805	532
4	1 210	937
10	6 050	5 780
20	23 350	23 080

倍声速的时候，导弹表面的温度是很高的，一般飞机材料像硬铝就会失去它的强度，而必须采用其他材料。图 3.4 表示的就是三种结构材料硬铝、不锈钢和钛合金的比较，我们用的准则是强度和单位体积重量的比。我们可以看出在高温时钛合金的优点——是强而轻的材料，但是在 500°C 以上时就是钛合金也不如不锈钢。所以这也就是说要长时间以三倍声速以上的速度飞行，我们就得用些不平常的办法，像人工来冷却导弹的表面，用一层绝缘物质来保护金属部分等等。由此看来，我们虽然发明了喷气推进机，突破了声速这一关，可是第二个困难是高温问题，这也要求我们采用新方法，采用从前所未用的设计。所以在英美工程界里，也有人把这个问题叫做“热的障碍”。

其实导弹的结构问题不只是如此，我们必须注意到其他的现象。例如因为在超声速飞行中空气的阻力与翅膀和空气动力的控制面（像尾舵）的厚度有密切关系，要减少空气的阻力就得把厚度减小，越薄越好。但是薄的翅膀是容易弯曲的，在负载时容易变形，而翅膀的变形又会引起空气动力负载的变化，这种结构弹性和空气

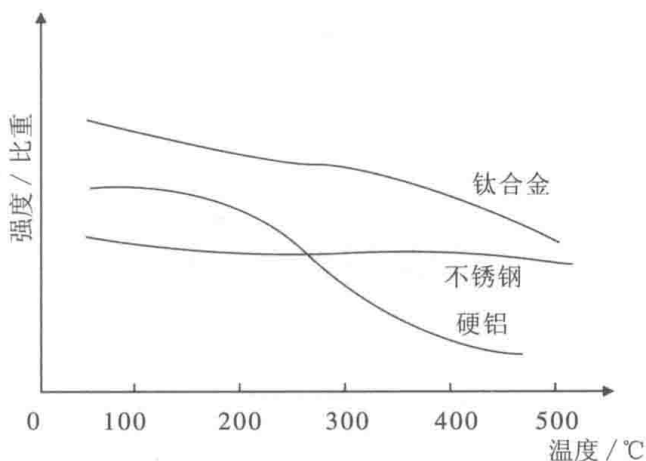


图 3.4 三种结构材料性能比较

动力的相互作用，我们叫做空气弹性力学的作用。空气弹性力学也就是一门同时要引用弹性力学和空气动力学知识的边缘科学。空气弹性力学的一个重要研究题目就是颤振，这是薄翼在高速飞行中的振动，一旦起动振幅就很快地加大，把结构破坏。越是翅膀薄，颤振就越容易发生。结构的弹性和空气动力学的作用还可以改变空气动力的控制面的控制效能，这是因为导弹弹身受了控制的负载就要变形，而变形就会改变控制面和空气流的相对角度，也就影响了控制面所产生的力量。这指出空气弹性力学的作用是和导弹的控制有关系的。

自然，当结构受了表面高温的影响，在结构里一定会产生温度的不均匀，也就引起了结构内部不协调的膨胀，这也会产生结构内部的负载、内部的应力。这负载和应力也会使结构变形，而变形又改变了空气加到结构上的力量。所以导弹的高速飞行会带来三个因素相互作用：一个是热负载或热应力，一个是结构的弹性性质，一个是空气动力的性质。其中交错复杂的作用也就是导弹结构问题里本质的研究对象，我们所要的还不仅仅是空气弹性力学，而是空气热弹性力学。

第四讲 制导问题

控制导弹的问题就是发现目标、测定目标、引导导弹使导弹接近目标的问题。我们可以把问题分大范围的问题和小范围的问题来讨论。大范围的问题是一个收集情报，像敌人船只的活动，敌人飞机的飞航方向和速度，然后根据这些情报在一个中央指挥站，完全用人或是利用一架自动计算机作助手，定出袭击敌人的方案——在什么时候，用什么导弹，在什么地方打击敌人。我们提出了自动计算机的缘故是因为这一种战术计算现在变得很复杂，中间要估计到许许多多的因素，要使用概率的运算；而这一切又必须在很短的时间内算好，慢了就失去打击敌人的好机会，甚至于“兵临城下”、“措手不及”。我们只要想一想：超声速的飞机，每小时可以飞1 500公里以上，就是我们的雷达系统能看500公里，从发现敌人飞机到敌人飞机飞到自己头上只有20分钟。如果我们要防卫的是洲际导弹，它以每小时15 000公里以上的速度飞行，那更是“迫不及待”的了。因此这一个问题，也许就叫做指挥系统的问题，是一定要机械化、自动化，里面包含了远程雷达网、雷达情报输送系统、中央指挥站、指挥命令的输送系统等设备，是一个全国范围的系统，是包括成千成万个单位的复杂体系。这个体系要做到灵敏，可靠、非常可靠的要求，其困难情形可以想见。所以这指挥系统的问题是各国正在苦心研究的问题，谁也不会满足于他们现有的设备，谁都在研究改进。

制导问题

控制导弹的小范围问题就是在导弹发射站收到指挥系统的命令以后,怎样发射导弹,并且控制它使它能飞到目标附近的问题,我们也可以把这个问题叫做制导问题(控制和导向)。其实制导问题并不是有了导弹才开始研究的,在没有导弹的时候,我们已经有了飞行打靶机和模型小飞机,它们都是用无线电信号在远距离来操纵它们的控制翼面,因而能使它们飞行自如。这一个用无线电信号的方法也曾用到一些改装的旧轰炸机,作为导弹;也曾用到一些试验性的导弹。但是因为在这一个方法里,我们是靠在地面上控制人员的眼力来测定控制物的行动,是靠控制人员的脑筋来运算、来决定怎样来控制,这自然就有了两方面的限制。一方面是人力目光有限,既看不了多远,又非晴天不可;另一方面是人的头脑是不能运算得太快的,而且人脑也不能作太复杂的“心算”。要补救这两方面的缺点,我们就自然地想到用雷达来代替人的眼睛,用雷达或无线电来发出控制的信号。图4.1就是这样的一个司令式的制导系统,用在防空导弹上的情况。图里有两个雷达,一个是为跟踪目标飞机用的,一个是为跟踪导弹用的。雷达所得到的情报送到在陆地上的计算机,计算机算出正确的控制号令,号令由雷达的环节来传给导弹,导弹接受了制导信号就能把它自己指向敌人飞机,直达目标。我们可以

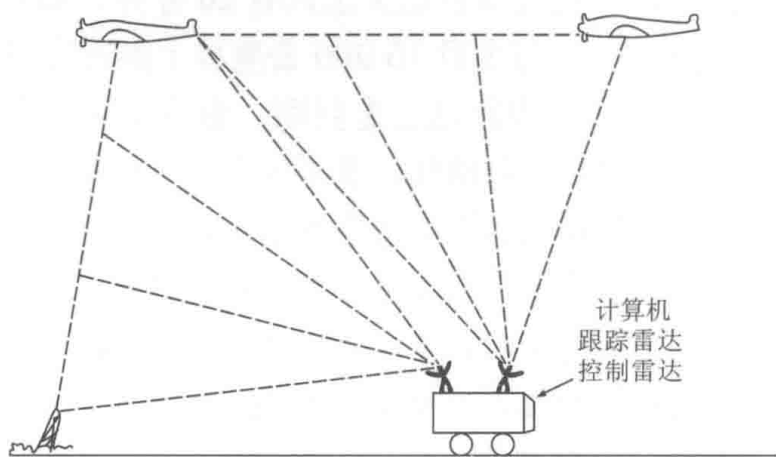


图4.1 司令式防空导弹制导系统

看得出来，导弹本身必定要有一个固定的坐标系统，要能分得出前后左右，不要把使舵的信号加到俯仰操纵上去。这就需要在导弹上有一个控制转动的系统，或者有一个能换算坐标轴的环节。我们可以想象得到，这一连串的计算是如何的复杂，人的头脑是难以胜任的，一定要一架电子计算机。

在实际的导弹制导系统中，由于各段弹道中任务的不同，也有分工：分成初制导、中制导和末制导。初制导从发射信号起，把导弹导入正常弹道中为止，只限于弹道中开始的一段。这一段制导，距离范围小，但是因为导弹还没有入轨，控制的灵活性大，而准确度小。中制导是从导弹纳入正常弹道起，到接受目标为止，是控制距离最大的部分，也是弹道的主要部分，它的准确度要求高。但是当导弹接受目标的时候，到底离控制站远了一些，要把导弹控制到能命中目标是有困难的，所以就再加上一段末制导。末制导一般也就是自动跟踪目标的制导，可以是一个小型的短程跟踪雷达，装在导弹的前面；也可以是一个对声音或热敏感的装置，由于敌人飞机的声音或热而自动地转向目标。所以末制导是短程的，是带在导弹上的装备，也就是导弹自己的眼睛。

当然也还有其他的制导方式，图 4.2 表示的就是跨束式^①的制导系统。在这个系统里，导弹是沿着一道雷达束上升，而雷达束又是指定了敌人飞机的，自然终了导弹必然会碰到飞机。雷达束可以用

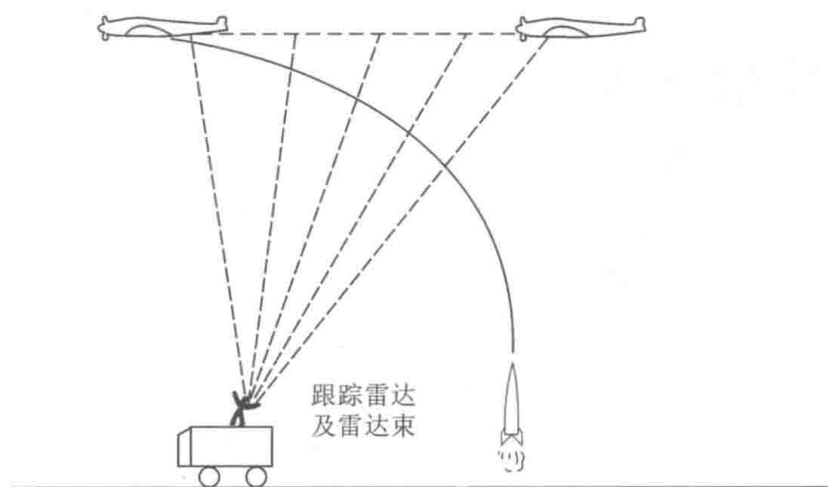


图 4.2 跨束式制导系统

① 现称“波束式”，下文同。——校注

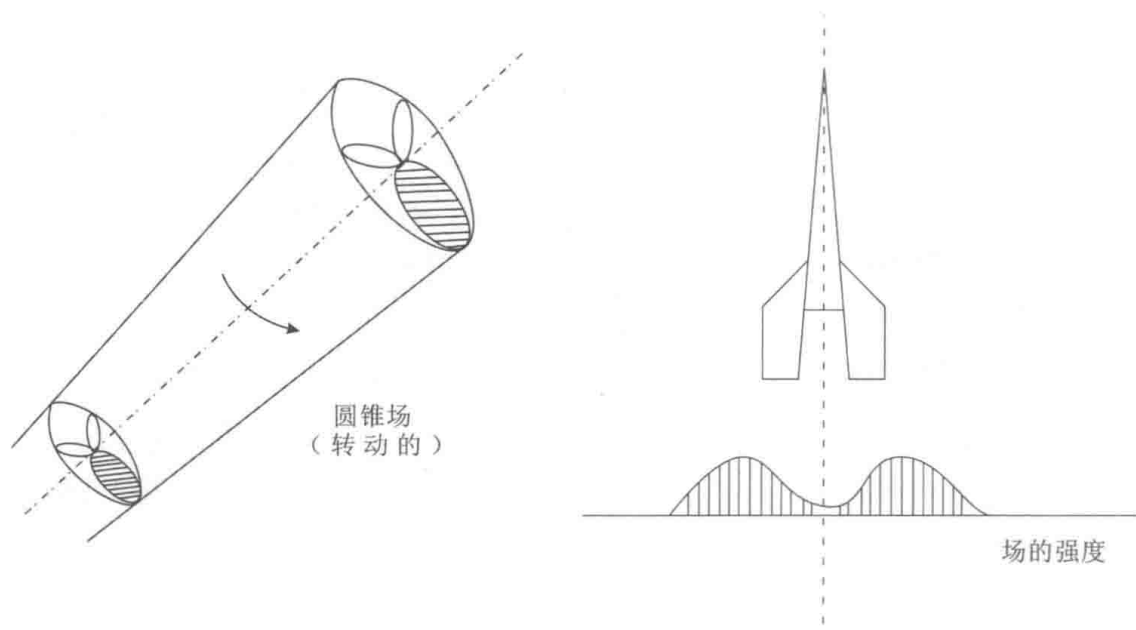


图 4.3 雷达波束形成的圆锥形场

一个旋转的偶极天线，放在一个抛物线形的反射镜里。我们可以使波束形成一个很窄的圆锥形场，在圆锥的轴上，强度小，轴的两面强度大(图 4.3)。这样我们就可以使导弹的控制系统自动地寻找强度最小的地方：如果导弹不在轴上，那么装在导弹尾鳍上的天线就收到不同强度的信号，由此可以辨别导弹的位差，可以自动地回到轴上来。这个系统的好处是它简单，不需要什么装在导弹上的计算装置。可是它也有缺点：在接近目标的时候，加速度大，尤其是当敌人飞机用快速变向变速的方法进行逃避活动的时候。一旦导弹失去波束，再要回来是很不容易的。

弹道的分析

当然我们在上面所讲的一些制导系统也不限于用在防空导弹上面，其实只要控制站装备的重量不太重，我们也可以把它们应用到空空导弹上去。防空导弹和空空导弹的共同点是：它们都是用来打击一个运动很快的目标的。所以我们应该来分析一下导弹弹道。为了把情况简单化一点使计算容易些，我们只考虑二元的运动(图 4.4)。我们假设导弹的速度是 V_m ，飞机或目标的速度是 V_t ，目标发现的时候，两者间的距离是 r_0 ，导弹对飞机视线的角度是 β ，而两者的轨迹的角

度是 ϕ_m 和 ϕ_t 。我们一般是设想导弹和飞机的速度 V_m 、 V_t 都是常数，这是一个初步计算用的粗略数值。不同的制导系统其实就是对 ϕ_m 和 β 之间的关系作出一定的规定，所以当我们把飞机航行的性质定下来

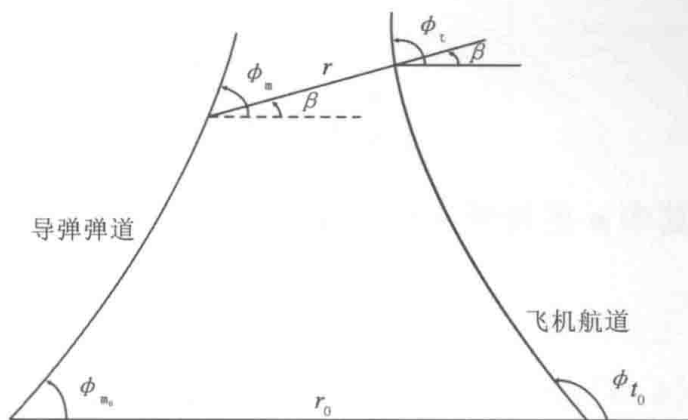


图 4.4 导弹与目标相对运动关系

后，我们就可以分析导弹的弹道了。我们在分析中所特别注意的是导弹的飞行时间，它在飞行中的加速度，加速度变化的情形，这些都是设计导弹推进和控制系统所必须知道的。

现在让我们来分析一个最简单的弹道：简单追踪弹道，也就是说我们让导弹的速度向量 V_m 总是与导弹对飞机的视线相合。这种弹道可能是一个简单终点制导的弹道。图 4.5 是表示在飞机后面追上去的情况，其中我们假设飞机的速度和方向都不变， β 是视线和飞机飞行方向间的角度。我们很容易看出在这种情况下，导弹对飞机的攻击是向飞机的尾部去的，也就是说当导弹打着飞机的时候， $\beta = 0$ 。

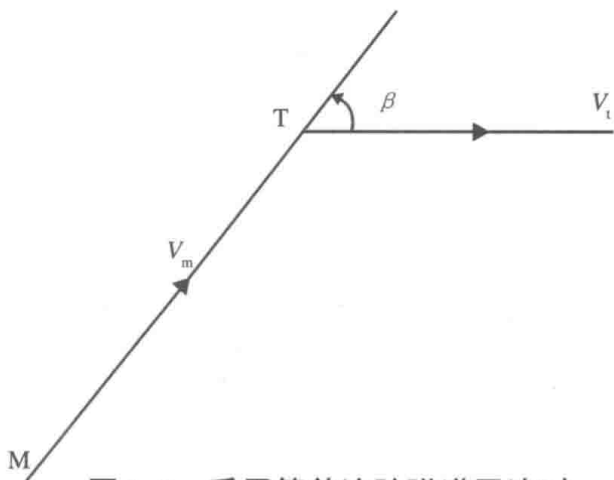


图 4.5 采用简单追踪弹道尾追时弹目相对运动关系

要分析这个弹道，我们必须把速度分成沿着视线的和垂直于视线的这两部分：

$$\dot{r} = V_t \cos \beta - V_m \quad (4.1)$$

$$r \dot{\beta} = -V_t \sin \beta \quad (4.2)$$

在这些公式中，在任何符号上的点代表对时间 t 的微分。把 (4.1) 和 (4.2) 相除，我们就得到

$$\frac{\dot{r}}{r} = (p \csc \beta - \cot \beta) \dot{\beta} \quad (4.3)$$

其中 p 是导弹速度与飞机速度的比例,

$$p = \frac{V_m}{V_t} \quad (4.4)$$

(4.3) 公式是可以积分的,

$$\begin{aligned} \int \frac{\dot{r}}{r} dt &= \int \frac{\frac{dr}{dt}}{r} dt = \int \frac{dr}{r} = \ln r \\ &= \int (p \csc \beta - \cot \beta) \frac{d\beta}{dt} dt = \int (p \csc \beta - \cot \beta) d\beta \\ &= p \ln \left(\frac{\sin \beta}{1 + \cos \beta} \right) - \ln \sin \beta + \text{常数} \\ &= \ln K \frac{(\sin \beta)^{p-1}}{(1 + \cos \beta)^p} \end{aligned}$$

所以可以把结果写作

$$r = K \frac{(\sin \beta)^{p-1}}{(1 + \cos \beta)^p} \quad (4.5)$$

其中的 K 可以用初始条件来决定它

$$K = \frac{r_0 (1 + \cos \beta_0)^p}{(\sin \beta_0)^{p-1}} \quad (4.6)$$

r_0 和 β_0 是开始时候的 r 和 β 。

如果导弹不是从后面追上去而是迎头打, 那么情形就有些不同 (图 4.6), 现在 β 是一直要加大的, 而运动方程式就是

$$\dot{r} = -V_t \cos \beta - V_m \quad (4.7)$$

$$r \dot{\beta} = V_t \sin \beta \quad (4.8)$$

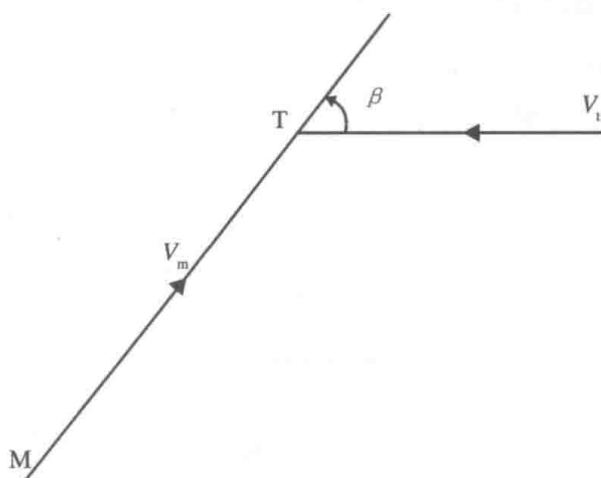


图 4.6 利用简单追踪法迎击时弹目相对运动关系

同样地把这两个方程相除，我们就得到

$$\frac{\dot{r}}{r} = -(p \csc \beta + \cot \beta) \dot{\beta} \quad (4.9)$$

(4.9) 公式可以很容易地积分出来，结果是

$$r = K' \frac{(1 + \cos \beta)^p}{(\sin \beta)^{p+1}} \quad (4.10)$$

其中的 K' 是由初始条件所决定的

$$K' = \frac{r_0 (\sin \beta_0)^{p+1}}{(1 + \cos \beta_0)^p} \quad (4.11)$$

我们也可以来研究一下弹道和弹体的转向速度 $\dot{\beta}$ ；如果是从后面追上去的，那么照 (4.2) 和 (4.5) 公式，我们得到

$$\begin{aligned} \dot{\beta} &= -\frac{V_t}{r} \sin \beta = -\frac{V_t (1 + \cos \beta)^p}{K (\sin \beta)^{p-2}} \\ &= -\frac{V_t}{K} \sin^2 \beta \left(\frac{1 + \cos \beta}{\sin \beta} \right)^p = -\frac{V_t}{K} \sin^2 \beta \left(\cot \frac{\beta}{2} \right)^p \end{aligned} \quad (4.12)$$

如果是迎头打，那么照(4.8)和(4.10)公式，我们得到

$$\dot{\beta} = \frac{V_t}{r} \sin \beta = \frac{V_t (\sin \beta)^{p+2}}{K' (1 + \cos \beta)^p} = \frac{V_t}{K'} \sin^2 \beta \left(\tan \frac{\beta}{2} \right)^p \quad (4.13)$$

由这两个公式我们可以算一算导弹在打着目标的时候的转向速度，这也就标志了导弹的横向加速度。我们先要知道在打着目标时候的 β 是什么：从后面追上去的情况，我们一定得到 $\beta = 0$ ；在迎头打的情况， $\beta = \pi$ 。这也就是说，无论如何我们都在打敌人飞机的尾巴。用(4.12)和(4.13)两个公式，我们得到(表4.1)的结果。由这个表我们看出来一个特点，这就是当导弹速度大于目标速度两倍的时候，在终点的导弹横向加速度非常大，这对导弹控制系统的设计带来了困难。

表 4.1 简单追踪弹道终点的转向速度 (rad/s)

种 类	$1 < p < 2$	$p = 2$	$p > 2$
从后面追 ($\beta = 0$)	0	$-\frac{4V_t}{K}$	$-\infty$
从迎头打 ($\beta = \pi$)	0	$\frac{4V_t}{K'}$	∞

当然我们也不一定用这个简单的追踪弹道，我们可以选用其他的可能弹道。这方面我们可以提出像上面说到过的跨束式弹道，这个弹道上的导弹永远在连接发射点和目标的这一条直线上。我们也可以采用所谓偏向追踪弹道^①，在这个(图4.7)弹道上的导弹，它的速度向量和从导弹到目标的视线永远保持一定的角度 δ 。当 δ 是零的时

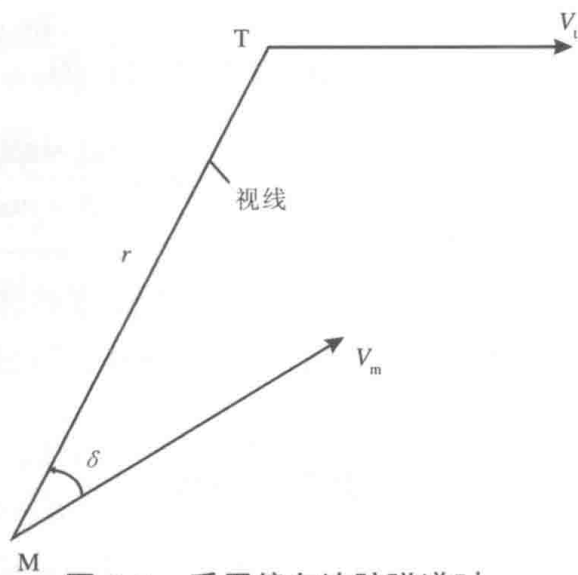


图 4.7 采用偏向追踪弹道时弹目相对运动关系

① 现称“前置角法追踪弹道”，下文同。——校注

候, 这个弹道就退化为简单追踪弹道。它在终点的横向加速度也和简单追踪导弹一样, 如果速度比 p 大于 2, 加速度非常大。但是我们从图 4.7 可以看得出来, 有这么一个角度 δ 是聪明的, 它使导弹的弹道有配合目标速度的性质, 向前一步; 所以这个弹道比简单追踪弹道可好一些。此外也还有所谓定角弹道^①, 这里的角是从导弹到目标的视线对空间的

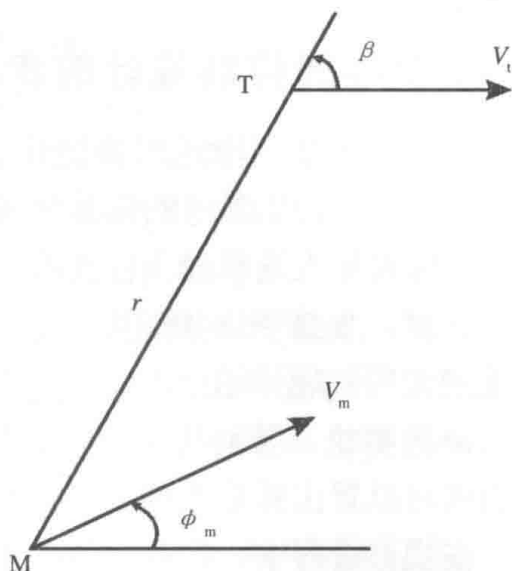


图 4.8 采用比例导航弹道时
弹目相对运动关系

的角度; 因此在这个弹道上, 这视线的方向是固定不变的, 它只在空间平行地移动。这个弹道的好处是导弹的横向加速度不会比目标的大, 对控制设计上有便利。最后还有一种叫比例导航弹道^②, 这个弹道的特点是: 导弹速度向量的转向速度是和从导弹到目标的视线的转向速度成比例的。也就是图 4.8 里面的 $\dot{\phi}_m$ 和 $\dot{\beta}$ 有下列关系:

$$\dot{\phi}_m = a \dot{\beta} \quad (4.14)$$

其中 a 是一个常数, 一般在 3 和 5 之间。这个弹道的好处也是横向加速度比较小, 控制的问题容易一些。

我们在这里必须指出: 在所有上面谈到的弹道, 制导系统要知道的情报只是从导弹到目标视线的角度, 而不需要知道导弹到目标的距离。视线的方向可以用雷达、用热敏的跟踪器或其他的跟踪器来定出来, 我们可以有多种的选择。如果要知道目标的距离就麻烦了, 所以不需要知道目标的距离对我们设计制导系统是方便的。当然, 为了能直接地测出视线转向的角速度, 我们还得在控制系统里用上回转仪^③。

① 现称“平行接近法弹道”。——校注

② 现称“比例导引弹道”。——校注

③ 现称“陀螺仪”, 下文同。——校注

防空导弹控制设计的步骤

我们在上面只不过对弹道作了一个简略的介绍，其实在导弹设计工作中，一切以弹道的选择作开始。弹道的种类选好了就要作分析工作：假设敌人飞机的飞行速度、飞行高度，作出导弹弹道的各种特性的计算。先算横向加速度，这是给我们设计导弹控制翼面的依据，也就是让我们能开始空气动力学的设计工作。这时自然也不免要作一些风洞的实验，帮助决定导弹的外形。这一个阶段的工作完了以后，我们就可以算出推进系统的推力要求，因而就可以开始推进系统的设计。在设计过程中，也要进行些实验，才能把设计定下来。有了导弹弹道的大致特性，我们就可以分析制导系统的要求，像时间常数、随伺机件^①的设计条件等等。有了这些，我们就可以进行制导系统的设计工作。当然，这里也免不了一连串的实验工作，比较各个具体方案的优劣。这些设计还只不过是一个粗枝大叶的设计，是设计工作的第一阶段。我们有时还不知道在使用中，导弹在各种实际情况中的性能是不是好，像敌人飞机作逃避运动的时候，导弹能不能命中。

第二阶段的工作，是把导弹的设计更提高一步，要更仔细地分析导弹整个体系，整个制导、控制体系的运转情况。做这一个工作的最主要工具是一个大型的电子计算机，我们用它来模拟一切导弹和敌人飞机的行动，也就是说我们用电子计算机来试放我们的导弹。我们把敌人飞机的速度、高度以及逃避运动放到计算机里去，把初步设计中所决定的导弹性能也放到计算机里去。现在也不像初步设计工作那样局限于二度空间^②了，让导弹和敌人飞机在电子计算机里面打一个三度空间^③的仗，看看谁胜谁败。自然这是一个非常复杂的计算，我们无法设想用人工来算，这是非用电子计算机不可的，而且是要用大型电子计算机。举个例：英国皇家航空研究院(Royal Aircraft Establishment)的这样一个模拟计算机(“Tridac”)就要占600平方公尺的地面，有8000个电子管，其中包含的机械部分要400马力去转动它，而一共要用650瓩的电力。

其实这样一个围绕着一架电子计算机的设计工作也不是一下子就

① 现称“伺服机构”，下文同。——校注

② 现称“二维空间”。——校注

③ 现称“三维空间”。——校注

能做好的。初期的计算工作一定会发现原来设计里的一些缺点，这就要对原来的设计进行修正。当这一阶段的工作进行时，各个控制部件也在试制，当一个部件制好，我们自然要作些对它性能的测定。性能如果满意，我们就把实物接到电子计算机上去，代替原来用计算来模拟它的部分。这样地逐渐把实物加到计算系统上去，就使得计算系统更能精确地代表真实的导弹体系。到最后差不多整个制导系统都用实物来代替了，只剩下空气动力的性质和弹体结构的性质还是用计算来模拟，这也就是第三阶段的最后一步工作，这时候导弹的设计也可以肯定下来。

第三阶段的工作是一个试验工作，把导弹的制导系统装到一架有人驾驶的飞机上去，让飞机来模拟导弹的动作。这时候有人看着制导系统的实际运行情况，容易发现系统里的缺点，才可以有机会修正设计。最后我们还得做许多试放用的导弹，在弹头上不装炸药，代替装上遥测装置，用来自动地把导弹飞行中的情况传报到地面上的接收站来。这是最后一次修正设计的机会，做好这步工作，导弹的设计才能算完成。

地地导弹制导系统

地对地导弹的制导系统基本上的问题是一个维持一定弹道的问题。也就是说，我们在发射导弹以前，已经决定了导弹的弹道，只不过因为不可避免的外界干扰和偏差，像风、温度的变化，推进系统运转情况的偏差，弹体外形的偏差等等，因而引起弹道上的误差。这些干扰和偏差很难预见，我们的制导系统必须能自动地修正这些干扰和偏差所引起的弹道误差，使导弹能维持在一定弹道上，直指目标。

我们可以依照制导用的依据把地地导弹的制导系统分作两类：第一类用人造的导航依据，像雷达或无线电装备；第二类用天然的导航依据，像地球的电场和磁场、天体的位置或导弹加速度。让我们先考虑顺着地面走的导弹，这里问题简单些，主要的是知道导弹在地面上的位置。属于第一类人为的导航依据的有所谓劳兰

(Loran)系统(图4.9),在这系统里地面上有三个送信站,一个是主站,两个是副站。三个都一齐发出一连串的脉冲信号,但是一个导弹收到由三个站来的信号的时间不一定一样,这要看导弹对三个站的距离来决定。在地面上的各点,如果它们同主站和一个副站间的距离差是一样的,也就是说如果它们收到主站信号和收到副站信号有一定的时间差别,那么这些地面上的点,一定在一条双曲线上。因此一个主站和两个副站就可以描出一个双曲线的网,这也就是导弹在地面的坐标系。在简单些的制导系统中,我们使导弹顺着一条双曲线走,这条双曲线是经过目标的,至于导弹是不是到达了目标,这要看它对第二对站发出来的收接时差。自然,更复杂一些的制导系统也可以更自由地利用两组双曲线坐标来控制导弹的位置,不局限于顺着一条双曲线走。自然,这个劳兰系统可用的最远射程要看我们所用的波长,长波无线电不怕地球的曲度,而超短波和微波却要被地球的曲度所限制,不能控制到地平线以外的地方。我们也可以看出来,这样的制导系统很容易因敌人的无线电干扰而失去效力,要能抗干扰才能实际有用。

在利用天然导航依据的一类里,我们会想到学一学飞机驾驶员

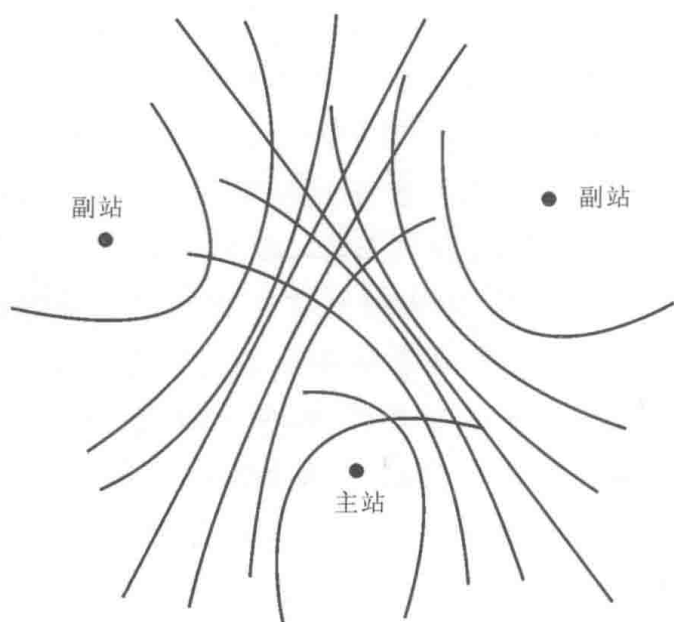


图4.9 劳兰(Loran)制导系统

所常用的办法，他可以看一看地形，再看一看地图，就能决定飞机是飞到哪里了，这是靠驾驶员认识地形的能力来导航的。看来导弹也能利用同一方法，可是实际困难是很大的。这是因为我们人的脑筋有很高的综合能力，能一下子把极其复杂的情况作一个全面的估计，而机器就没有这个能力。举个例子，我们的男同志和女同志服装差别虽然不大，但是还是能很快地一看就决定出对面来人是男的还是女的。可是要一架机器来做这个工作，那是万万不成的，一定会搞得男女不分！

利用天然的导航依据好处在不会有敌人的干扰，导弹可以自给自足。现在想到的切实可行的这类制导系统都是利用天体位置或利用加速度，或是把天体位置和加速度一齐利用。利用天体位置的也就是天体制导系统，这其实是一个古老的方法，在航海术里已经用了几千年了。这个方法的基本原则是测定两个天体或星的仰角；对一个天体来说，知道了它的仰角，我们就可以在地球表面上描出有同一仰角的轨迹，这是一个圆（图 4.10），对另一个天体来说，有同一仰角的轨迹也是地球表面上的一个圆。这两个轨迹的相交点就是观测点了，也就是导弹所在的地方。自然如果我们

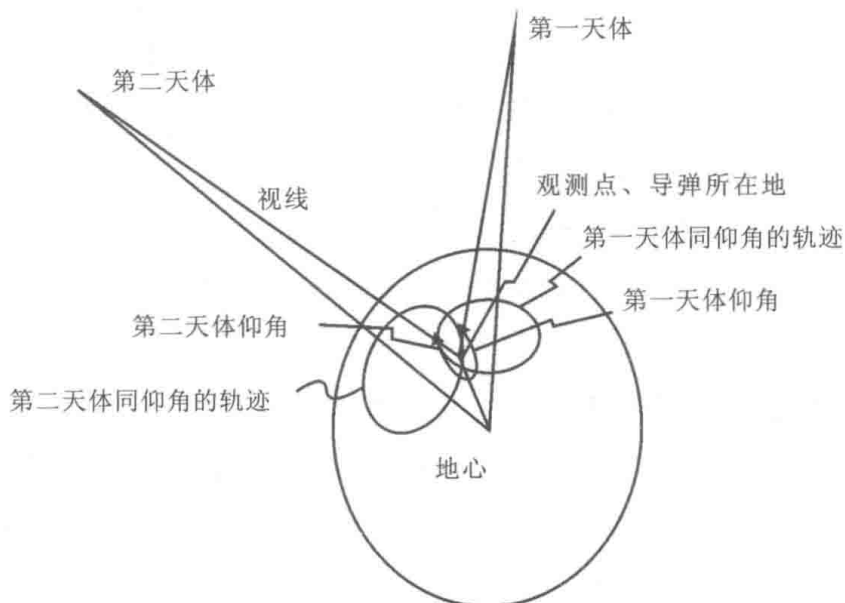


图 4.10 天体制导系统

只认出了天体，作仰角的测定，要描出轨迹还得要星历，要时间，这样才能确定天体在空间的位置。但是我们也要更深入地考虑一下：仰角的测定是靠什么的？要测定仰角就必须知道导弹所在地方的垂直直线，因为仰角(图 4. 10)就是到天体的视线和垂直线所成的角度。因此天体导航法的三个基本元素是正确的垂直线、时间和星历。有了这三个基本元素我们才能利用仰角的测定来计算导弹在地球表面上的位置。

当然，我们也可以不用天体，我们可以直接测量出飞行中的垂直直线的方向和起飞时候的垂直直线方向的差别，也就是说量出垂直直线方向的改变，这样也能决定导弹在地面表面上的位置(图 4. 11)。自

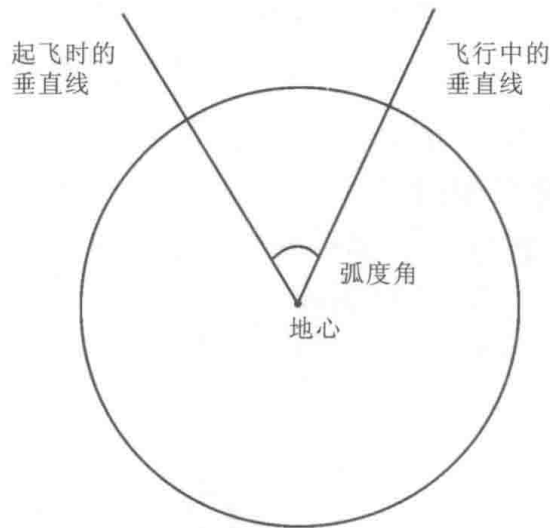


图 4. 11 导弹飞行中垂直线的变化

然也要注意因地球自转所产生的垂直线移动，所以在这里时间的测定也还是十分重要的。怎样来知道垂直方向的移动呢？要知道这就必须保持起飞点的垂直线方向，以便比较，而起飞时的垂直线是可以用回转仪保持的。

所以无论用天体导航也好，不用天体导航也好，我们一定要有一个可靠的、精确的垂直方向，而这是要在导弹弹体里测定的，因此测定的方法就必定要能不受振动、加速度等干扰。幸而这一方面的研究早已经开始，垂直方向的测定为飞机也是需要的，在飞机仪表中就是水平仪；只不过对导弹的制导系统，准确度的要求更高，更需要仪表和精密机械工程师

们的努力。但此外这方面也有一个新发展,这就是利用导弹在水平方向的加速度,这加速度是可以直接用加速仪^①来测定的。我们知道,把加速度积分两次就可以得出在地面上飞行的距离,自然,有了地面上的飞行距离就已经解决了我们要解决的问题:测定导弹的位置。但是我们的讨论不能就在这里停止,因此我们怎样利用距离的测定来得出垂直方向呢?而垂直方向的测定又是测定水平方向所必须的,不知道它也就没法决定什么是水平方向的加速度,因而整个系统还是空的。其实这一个缺少的环节就是把水平距离用地球的半径除一下,得出来的是飞行的弧度,用这个弧度来校正原来起飞时候的垂直方向,我们就得到当地的垂直方向了。像这样的一个系统,因为它利用加速度的测定,而加速仪是靠惯性的,所以这个制导系统就叫做惯性制导系统。我们可以看出惯性制导系统是完全不依靠导弹以外的东西的,因此这个制导系统是最不怕敌人干扰的制导系统。

弹道式导弹的制导系统

弹道式地地导弹和上面一节所说的顺地面飞行的导弹是不相同的,弹道式导弹的活动范围大,不限于地表面附近,它要飞入高空,它的弹道因此也就是三元空间的而不是二元球面的。所以远程弹道式导弹的制导问题也就比上一节所说的制导系统还要复杂,我们不但要控制导弹在地球面上的运动,而且还要控制导弹在上下方向的运动。而且因为弹道式导弹的速度大,加速度也大,所以我们在研究制导它的时候,必须注意其中动力学上的关系,不能只看到弹道的几何关系。这也就是说:制导弹道式导弹的问题已经超越一般导航问题范围之外,从运动学的观点转到动力学的观点。这是很重要的一点。

我们在前面说过德国的V-2型火箭不能算是一个导弹,因为它的弹道不是能完全控制的,它只控制了火箭推进机在开动的一段弹道,火箭推进机一停就不控制了。但是我们可以讨论一下V-2型火箭有控制的一段。作为弹道式导弹制导系统的原始模型,V-2型火箭的发射是直升的,当上飞速度在一定时间以后有足够大的数值,火箭就开始向先定的目标方向转动,火箭的飞行方向逐渐倾斜,但是有控制

^① 现称“加速度计”,下文同。——校注

器保持火箭对准目标。因为火箭推进机的运转不能一定像设计的一样，火箭也会受风的影响，这些干扰都使V-2型火箭的弹道不能和预计的弹道完全符合。可是火箭的射程大概可以用两个因素来决定：一个是接力停止时候的速度，一个是接力停止时候的弹道仰角。V-2型火箭的控制系统就是靠测量这个因素的。速度是用一个加速仪测加速度，然后积分一次；仰角是回转仪测角速度，然后也积分一次，所以V-2型火箭的控制系统也是一个惯性系统。当速度和仰角这两个数字组表示能命中目标的时候，也就是说当速度和仰角的关系达到预定规律的时候，控制系统就发出信号，把火箭推进机停止。这以后就没有控制了，如果有风的干扰，火箭就难命中。所以V-2型火箭的射程虽然只有350公里，但是终点的误差就可能有2公里，这不能算是准确的了。

V-2型火箭控制系统的设计原则其实是建立在一门所谓弹道摄动论上面的，这是一门专研究弹道的学问，特别研究因为干扰而产生的弹道偏差，也就是所谓弹道上的“摄动”。要校正弹道的偏差，自然最好用这门学问；所以V-2型火箭的设计原则是正确的，只不过它的设计者没有把制导问题完全解决，没有全部控制弹道，没有完全依照弹道摄动学的要求做，因而不能达到高准确度。我们要把中射程弹道式导弹和洲际弹道式导弹做好，是非利用这门学问不可的。可是我们在这方面的研究才开始不久，弹道摄动的制导理论尚要继续努力研究，才能完成弹道式导弹的制导设计。

导弹的使用问题

导弹是一种最新型的武器，它是非常复杂的武器，使用它就必须有高度的科学技术知识。不但如此，因为导弹新，谁也没有累积多少使用它的经验；因此怎样尽量用理论分析的方法，来发现最有效的使用方法就成为一个重要的研究工作。做这部分工作，我们必须要用一门新学问：运筹学。这是一门综合近代数学成就，特别是统计数学的成就和工程技术的学问，专门研究如何发挥一定工具的效用的理论。这也就是说，我们不可以把导弹的使用问题作为一个导弹部队的问题，这里面是有艰深的科学研究工作的。

附录

我们见证了那一段难忘的历史

——当年学员访谈录

2006年10月8日，是国防部五院成立50周年的纪念日，也是中国航天创建50周年的纪念日。

50年前，中央军委决定把位于北京西郊（现西三环附近）的解放军124疗养院、106疗养院和北京军区空军466医院作为国防部五院的办公地点，又从全国各地选调来技术骨干、业务骨干、优秀的应届大学毕业生，将他们聚集在这里，开始了中国航天可歌可泣的艰苦创业。令人难忘的是，在大家都不了解导弹基本知识的情况下，著名科学家钱学森亲笔撰写了中国的第一本导弹教材——“导弹概论”，并亲自讲授了国防部五院的第一堂技术课。由此，掀开了中国导弹研制的历史。

在纪念中国航天创建50周年之际，部分当年亲耳聆听了钱学森授课的老同志，回忆了当年的情景。

“导弹概论”是我们的启蒙课

1956年9月底，143名从全国各大专院校选调的优秀应届毕业生全部到国防部五院报到，连同此期间从全国各单位抽调来的技术与业务骨干，国防部五院聚集了一大批精英。他们之中有学数学、无线电、机械制造、通讯、内燃机、外语等各种专业的。但是当了解了自己的工作性质时，他们才发现，自己对即将从事的导弹专业竟然一无所知。

我是1956年9月16日从总参调入国防部五局的，担任俄文翻译。10月8日，在466医院的小礼堂（是由食堂临时改成的）里召开了国防部五院的成立大会。说是大会，实际参会的只有一二百人，会场里有军人、有地方干部、有新分配的大学生。聂荣臻同志身穿元帅服，庄重地宣布国防部五院今天开班了。在我印象中，现在所说的“成立大会”，在当时实际是学习班的“开班仪式”。

开班学习什么呢？就是学习导弹。可是导弹是什么？我连听都没听说过，更不要说去翻译它了。在国防部五院成立的前一天，即1956年10月7日，苏联派来了两名上校与我们接洽接收援助中国的两枚P-1导弹有关事宜。我和另外三名同志担任翻译，感到工作起来十分困难。

很快，钱学森院长就给我们上了第一堂课“导弹概论”。我一共听过钱院长讲的三次大课，他每次讲一部分，总共讲了四章。聆听之后，受益颇深。

钱院长从飞机的发展历史讲起，对导弹的概念作了明确而通俗的定义，使我对导弹有了一个初步的认识。1957年初，苏联派来四名专家，分别向中方领导和专家讲授导弹的结构、性能和维护知识。我和其他三名同志负责这次研究工作的翻译，钱院长的启蒙对我当时和以后的工作帮助很大。

..... 张有济

我是1956年10月2日来到国防部五院报到、10月8日参加五院成立大会的。在华东工学院，我学的是机械制造专业，对于国防事业和导弹研究一无所知。在听了钱老关于导弹概论的讲课之后，才开始对导弹研究和自动化，以及我国的国防事业有了初步的了解。

国家把如此重要的国防事业交给了我们年轻人，使我们觉得肩上的担子光荣而艰巨。可以说，是钱老的讲课把我引进到了航天事业的大门，引领着我们迈出了事业发展的第一步。

..... 张有济

我是1956年9月3日接到分配通知、从华南工学院分配到北京的。当时通知我带队，带领4名同学到北京航空15所报到。我们一下火车就被拉到了国防部五院，一点也不知道要干什么。到五院后听说我们的院长是钱学森，大家都很激动，都希望能有机会见到他。但是跟这位大科学家干什么、能干好吗？我们心里都有点发怵。

很快，钱院长就亲自到 466 医院病房也就是我们的宿舍来看望我们，询问我们所学的专业。我当时学的是通讯专业，觉得自己对航天是外行，钱院长就鼓励我们，说以后会给你们讲课，边学边干，年轻人要勇于挑重担。

五院成立大会之后，我们听了钱院长讲授的“导弹概论”课。钱院长讲课深入浅出，几句话就点开了我们的心穴。虽然我们对导弹知识并不了解，但是一下子就听懂了飞机和导弹的区别，并对导弹的研制工作有了初步的了解。当时大家都非常喜欢听他的课，他在讲课中还对我们说“苏联能搞导弹，我们为什么不能干？！”这给了我们很大的鼓舞和信心。

后来我们四个人中两个人分到了自动控制室，我和另一位同学分到了计算机室。

.....徐荣昌

我所在的华东工学院一共被挑来了 6 名同学，我们到北京后是被一辆三轮车拉到五院来的，路上走了一个多小时。当时的条件比较艰苦，研究人员数量也不多，我们刚刚分配来的 100 多名大学生，分别被分配到了六室到十二室，从事导弹的研究工作。钱院长为我们上了“导弹概论”的大课，后来还由其他专家分别讲授了航空概论、空气动力学、发动机原理、控制系统、导弹结构力学等课程，使我们对导弹有了一个初步的了解和认识。

我分在八室搞结构力学，主任是屠守锷。有了钱院长讲课的基础，在苏联援助我们的两枚 P-1 教练弹的基础上搞反设计，我们上手就比较快。在仿制 1059 时，强度计算、热强度、静力强度我们都能算出来了。

.....陈光

我们对航天第一课记忆犹新

半个世纪的岁月没有抹去心中的记忆，在回忆当年的情景时，甚至连很多的细节大家都记忆犹新。钱学森在国防部五院成立之初，针对不同的对象，在不同的地点讲了多次大课、小课。在五院的系统培训工作中，一般是由钱学森先讲“导弹概论”，然后是史超礼讲“航空概论”、庄逢甘讲“空气动力”、梁守槃讲“火箭发动机”、朱正讲“控制系统”、徐兰如讲“火炮”……

虽然半个世纪过去了，但当年听钱学森讲“导弹概论”的情景仍然历历在目。他在五院讲了很多次课，我听他的课是在466医院西北边的中央团校的礼堂里。我记得钱老的讲课大致有几个部分：

第一部分是我们要为什么搞导弹。他开宗明义，一开始就从二战时德国的V-2火箭炸伦敦讲起，把火箭、导弹的基本概念讲得很清楚，同时也使我们明白一个国家有和没有导弹大不一样，国防的实力是要靠高科技支撑的。

第二部分是导弹是由哪些部分构成的。他讲得很通俗，比如导弹五大件：一是“头”，二是发动机，三是控制系统（没有此系统不叫导弹），四是把各系统连起来的叫弹体结构，五是知道打中没打中的遥测系统等。

第三部分是研究导弹需要什么条件。不仅需要专业的技术人员、技术工人，而且需要国家各个部门和材料、燃料、化工等各行各业的支持，还有就是必须制订一个长远和近期的发展规划。

第四部分是我们五院的责任。他希望大家尽心尽力，努力学习，抓紧时间把导弹研制出来。

当时，钱院长的课讲了不到两个小时，中间也没有休息。听完课后，我们都感到这项事业非常重要，需要付出艰苦的努力。

梅桐光

我是1956年11月从昆明军区来到五院的。我不止一次地听过钱院长的讲课，印象比较深的是在124疗养院，他在外面搭起的一个棚子里给我们三四十人讲课。钱院长笑咪咪的，言谈举止和蔼可亲，穿一身灰棉袄、棉鞋，戴一顶蓝棉帽。他讲课时条理清晰，逻辑性强，口齿清楚，一听就懂。他说，凡事要得出一个结论必须反复试验、反复论证。这一唯物辩证法的思想，使我一生受教益。他还鼓励我们要大量地读书，从薄到厚，再由厚到薄，这是一个螺旋式循环的过程。

有了钱院长的讲课“垫底”，我对导弹有了一个新的认识，掌握了良好的基础知识，对以后从事导弹的仿制和研制工作，帮助很大。

陈浩

我是1956年10月从总参机要局调来的，当时负责保密室的工作。我在机关里上班的时候经常能遇到钱院长。我也参加过培训，听过他的讲课。

他讲课时从不念稿，讲台上只有薄薄的几页提纲，讲课条理十分清楚。他比较爱强调的是：无论搞技术还是搞管理，最根本的是要搞清原理。他讲

课的声音不高挺柔和，大家都很喜欢听他的课。给我印象最深的是，钱院长经常说，中国人很聪明、勤奋，在美国的科学家有很多是中国人，我们一定能研制出自己的导弹。这给了我们很大的鼓舞和信心。

那时我 25 岁，今年我 75 岁，很多往事都忘记了，但是国防部五院初创时听钱学森讲课的那一段历史，我永远不会忘记。

李福祿

我是从华南工学院分配到北京的。报到单位是“空军 15 所”，按地址找到后，哨兵不让进，说没有这个单位，经过一番交涉才知道“空军 15 所”也指的是国防部五院。

我在学校里学的是电信专业，没学过计算机、自动控制，也没听说过导弹，了解多一点的是“长途电话”。是钱院长的“导弹概论”给了我航天的启蒙教育，把我带进了航天的殿堂。钱老的知识面非常广，在 20 世纪 30 年代，空气动力学方面就有了著名的“钱—冯·卡门”定理，他在工程控制论方面的学术造诣也广为人知。在“导弹概论”的讲课中，他对各种类型的导弹，如空空、地空、地地导弹等，都做了详细的介绍。“中国导弹之父”的称谓，对于钱老来说是当之无愧的。

吉伟声

我们 1956 年 8 月刚结婚，第二个月就从部队调到了国防部五院，我们一个在十一室（控制系统研究室），一个在十四室（计算技术研究室）。

我们来国防部五院之前都没有接触过导弹，是钱院长给我们讲课，一手把我们带出来的。当时，我们听过钱院长好几次课，大课是在 466 医院的小礼堂，坐在长条凳上听的；小课是在医院小会议室里听的，记得墙上还挂着一块小黑板。钱院长和其他专家的讲课持续了约三个月。1956 年年底，苏联援助的 2 枚 P-1 教学弹运到了北京 466 医院的仓库里，这是我们第一次见到导弹实物。我们从外看到里，从头摸到脚，当时没有图纸，大家就根据钱院长讲课的知识，按图索骥来认识导弹。原来觉得洲际导弹特别神秘，听了钱院长的课后茅塞顿开，原来是大导弹顶着中导弹再顶着小导弹，一级一级地飞，直到击中目标。我们在工作实践中慢慢学习，很快就能自己动手整理资料、绘制图纸，1960 年我们终于成功发射了“争气弹”。

李福祿 李伟

导师指点获益终身

钱院长多次提到：“我们不走美国发展的道路，也不走苏联的道路，而要走我们中国自己的道路，我们可以迎头赶上世界先进水平。”他不仅通过讲课把我们带进门，而且还亲自带领我们为实现这一目标而奋斗。经过几十年的艰苦努力，我们终于实现了这一历史重任。在这伟大的实践中，钱老不愧为我们最好的导师，我们从他的教诲中获益匪浅。

重读摆在面前的这份手稿，看到这些略显发黄的老式格纸和这纸上熟悉的笔迹，我们不禁浮想联翩。20世纪50年代我们刚刚走上工作岗位时，这份手稿我们曾不止一次地看见过，也不止一次地因工作需要借阅学习过。现在回忆起当年听钱学森老师讲课的情景，仿佛就像刚刚发生过一样，十分亲切。

他用爱国爱民的激情，用丰富渊博的知识，用形象生动的语言，使我们知道了什么是导弹、导弹的用途、目前世界上导弹发展的现状等，还让我们懂得了我们新中国必须设计制造出自己的导弹的道理，并让我们明白了完成这一光荣的历史任务，就落在我们这一代年轻人的肩上。更可贵的是，他给我们注入了一种坚定不移的信念：只要我们努力学习，善于学习，勤于用手，肯于动脑，发动全国的力量协同作战，就一定能够完成这一历史重任。

记得当时钱院长就郑重地提出：“我们不走美国发展的道路，也不走苏联的道路，而要走我们中国自己的道路，要迎头赶上世界先进水平。”钱老不仅通过讲课把我们带进门，而且还亲自带领着我们为实现这一目标而奋斗。经过几十年的艰苦努力，我们终于实现了这一历史重任，在这伟大的实践中，钱老不愧为我们最好的导师。

我们是1956年毕业的大学生，钱院长等几名专家用了近半年的时间对我们这批大学生进行了启蒙教育，随后我们被分配在航天空气动力学领域里工作，一干就是一辈子，直到退休。

航天空气动力研究所建所时，钱院长首先明确了这个所的任务和性质。他说这个所是一个气动试验基地，要为型号研制提供正确的气动试验数据，同时从理论上为型号设计提供气动计算方法和计算数据，它是不同于科学院学术研究性质的一个研究所。因为建所方向明确，所以建设速度很快，不到十年的时间就建成了一个规模庞大、初步满足科研型号发展所需的气动试验基地。

在工作中钱院长还给我们提出了严格的要求：他指示气动研究工作要走在型号设计工作的前面，及时帮助型号研制部门解决设计中的困难，他甚至要求我们在三天到一周时间内就要解决型号研制部门提出的气动问题。要知道我们的队伍与型号设计队伍是同时成立的，水平在同一起跑线上；更何况，那时大型试验设备也才起步建造，做到这一点是非常困难的。在钱院长要为型号服务的指示下，我们只有深入到设计部门一面学习一面工作，共同协商研究来解决问题。例如某型号烧蚀防热问题就是这样解决的；某型号弹体断裂的问题，是一个气动和结构交叉的气动弹性问题，在钱老指示下，我们组成一个联合组共同攻克了难关。经过一段时间的努力，我们很快就摸索到气动弹性的规律了。

就这样，一支能够比较独立地解决型号气动力学研究队伍，迅速地培养造就出来了。有一次，某型号试飞时弹舱发生破裂，在几个部门意见不一致的情况下，我们通过对试验数据及计算结果的分析，确定这是“静压”计算上的失误。这个结果在后来的静压试验中得到了验证，使型号试飞中的重大技术问题很快得到了解决。

钱老常对我们说，要走自力更生为主、力争外援为辅的道路，我们不仅要借助国外的力量更要充分利用国内力量，要把科学院和大专院校的专业人员团结在我们周围，请他们帮助解决一些比较基础的、有一定深度的题目。因此我们从20世纪60年代起就经常借助社会各界的力量，完成型号所需的一些研究题目。比如某导弹型号在太平洋飞行试验中的飞行稳定性与烧蚀防热问题，这是一个关键性课题，有相当的深度和难度。根据钱老的指示，当时的庄逢甘所长就组织了科学院有关单位、院校的专业人员和新成立的国防科工委的空气动力试验基地的专业人员与我们共同研究出解决的方案，在得到钱老首肯后用在了该型号弹头设计上，保证了飞行试验一次成功。

钱老对中国航天事业的贡献得到了党和人民的高度褒奖。曾在他老人家手下工作，这是我们一生的荣幸。

..... 张文杰 郑永藻

当年，我刚从大学毕业分配到国防部五院，有幸聆听了钱院长“导弹概论”的讲座。钱院长用生动、简练、准确的语言，高度概括、系统地介绍了导弹技术。他介绍了什么是导弹，导弹系统是怎样构成的，关键技术是什么，各关键分系统的现状和发展前景是什么。我们从钱院长的课中不仅学到了关于导弹的基础知识，而且也学到了如何做学问的方法，这就是钱老一贯教诲我们的——从系统的高度去提出问题、认识问题和解决问题。

听钱院长讲课可以说是一种“享受”。再深奥的理论、再复杂的系统，通过他的讲解都能深深地吸引住你，使你产生兴趣，使你很容易入门。他有如此高超的授课水平，我想正在于他掌握了广泛的科学知识并具备了深厚的理论功底，所以才能够“广积薄发”吧。

此后四十多年，我一直在总体部门工作，钱老教诲的运用系统的观点去提出问题、认识问题、解决问题的工作方法，和“先把书读厚，再把书读薄”的学习方法，深深地影响了自己的一生。

..... 钱学森

钱学森的精神时刻教育着我们

钱学森归国前，已经是集航空与航天科技理论、战略规划、工程实践、科学管理于一身的世界级大科学家。他以渊博的学识、崇高的威望和丰富的经验，在我国导弹与航天事业的奠基中发挥了关键作用。我们从他身上既学到了航天知识，也学到了他的人品和辩证唯物主义看问题、实事求是做事情的高尚精神。

我到国防部五院可以算是最早的一个。我当时在军委机关当秘书，有一天聂荣臻元帅问我：“马上要成立一个导弹管理局（国防部五局），你去如何？”我说：“导弹没听说过，只听说过炮弹。”聂帅说：“保家卫国需要这个导弹。”就这样，我来到了国防部五院，负责要人、调干部和集训等工作。

钱院长讲课后，他的博学征服了大家，对大家的学风影响很大，人人学而知不足。那时，图书馆里每天挤满了人，轰都轰不走，我和其他政工干部的一项重要工作就是晚上10点以后把大家“赶”回宿舍。

..... 周思荣

我毕业于上海交大，学的是船用内燃机专业。1956年9月8日来北京报到时，以为是当海军。当时我对导弹并不了解，只是从科普杂志上有一点认识，但是对于自己能从事这项工作，还是感到非常高兴和光荣。钱老不仅讲导弹，还从分子、原子讲到无限小，又从地球、太阳系、银河系讲到无限大，思想放得很开，想得很远。他的世界观、方法论和认识论，对我教育很大。

我还记得，在一次我们自行研制的导弹试验失败后，我随钱学森一起去现场分析事故原因，当看到现场摆着许多导弹残骸时，钱学森不时地向现场人员请教自己不认识的部件，他没有一点架子，实事求是，是真正的“大家”。他谦虚谨慎、朴实无华的精神，对我一生都有导向作用。

王 衍

在我们报到后不久，钱院长就来到我们宿舍看望我们，第一次见面觉得钱院长非常可亲、很谦虚、平易近人，虽然那个时候他已经是一名著名科学家，可是没有一点专家的架子。

他经常深入实际。记得“1059”的第一次全弹试车是在一个新建的4号台上进行的，第一次按钮按下去，发生了“倒火”，试验没有成功。当时大家都很紧张，怕第二次再试发生“炸台”事故，试验就停了下来。钱学森问明情况后，在试验现场走过来、走过去地思考了一会，认为新建的试车台能够经得住考验，并果断地决定继续作试验。结果试验获得了成功。他敢于拍板的胆略，让我非常佩服，至今难忘。

程银海

想想当年我从北航来到国防部五院时，对导弹的认识十分可笑，我以为是武侠小说里描写的飞剑，可以飞来飞去决胜千里。后来有幸聆听钱院长的讲课，才懂得了航天的知识。钱学森是一个很有远见的大科学家，他重视长远、重视系统工程，很早就提出了横宽纵短的管理模式，并且先在702所作试验，提高了工作效率。在苏联专家帮助我们搞静力试验时，钱学森就指出，这点试验手段是远远不够的，我们还要搞气动加热、大气飞行动力学等基础建设，并拿出国外的资料亲自指点我们学习。他考虑问题从预先研究到研制试验，具有很强的顶层设计指导性和微观层面的可操作性，这种工作思路一直影响着我們，成为我们航天人宝贵的精神财富。

周锡媛

(石磊、卢珊整理)

编后一

50年前，钱学森为了推动中国的航天事业，培养航天人才，亲笔撰写了《导弹概论》。国防部五院成立时，他用这份讲稿，向中国第一批航天人讲授了航天第一课。由于当时的国内外环境，他的讲稿被定为秘密文件，除了手稿外，只打字油印了一些小册子。

为了纪念中国航天事业创建50周年，中国宇航出版社影印了当年钱学森的珍贵手稿，并经庄逢甘院士校订后正式出版，这是一件具有重大纪念意义的事。

在《导弹概论》出版前夕，我们找到了许多当年亲耳聆听钱学森讲课的老一代航天人，并邀请其中的16位同志张彦朴、张有济、徐荣昌、陈奇妙、梅相岩、陈浩、李福祿、古伟声、李文梓、李伟、闫思荣、王桁、程银海、周锡仪等召开了座谈会，还有3位同志张文杰、郑文藻、韦德森等送来了他们的回忆文章。我们把这些珍贵的回忆整理成一篇《我们见证了那一段难忘的历史》作为本书的附录，这会给本书增添更大的史料价值。

为了保持手稿原有风格，对于一些术语、物理量和单位的处理，在本书校订稿部分未按照现在的编辑规范进行修改。

衷心感谢航天科技集团公司离退休干部部，一院、二院老干部处，他们欣然伸出了热情的手，为我们的座谈会提供了很周到的服务。还要特别感谢中国航天科技集团公司、中国航天科工集团公司对本书的出版给予的大力支持。

在此，谨向所有对本书的编辑出版提供帮助的同志表示真诚的谢意！

编者

2006年9月

编后二

2009年10月31日，享誉海内外的杰出科学家和中国航天事业的奠基人、98岁的钱学森同志离开了我们。

巨星陨落，划过天际留下的是璀璨的光芒。对一个国家和民族的发展大计来说，钱学森创建和引领中国航天事业的功绩，如何解读都不为过。他为之奠基的中国航天之路，正以磅礴之势、腾飞之速继续延伸，展示着一个又一个令人瞩目的辉煌；他以“外国人能干，中国人为什么不能干”的自信，带领中国航天人积淀技术创新的实力，演绎了一个又一个真实的神话。他的科学成就和爱国情怀，生生不息地激励着后来人。

20世纪50年代，钱学森为了推动中国的航天事业，培养航天人才，亲笔撰写了《导弹概论》。国防部五院成立时，他用这份讲稿，向中国第一批航天人讲授了航天第一课。2006年9月，为了纪念中国航天事业创建50周年，中国宇航出版社影印了当年钱学森的珍贵手稿，并经庄逢甘院士校订后正式出版了《导弹概论》。

时过3年，在钱学森98岁诞辰之际，我们再版《导弹概论》，更换了其中一些图片，再次校正了上一版的文字，并换以简装本的装帧形式，以便于广大读者阅读和收藏。

谨用这种方式寄托我们对大师的哀思，并以示永恒的纪念。

编者

2009年12月

Images have been losslessly embedded. Information about the original file can be found in PDF attachments. Some stats (more in the PDF attachments):

```
{
  "filename": "5a+85by55qaC6K66lCAy54mIXzEzMzk4NDc0LnppcA==",
  "filename_decoded": "\u5bfc\u5f39\u6982\u8bb8 2\u7248_13398474.zip",
  "filesize": 23732776,
  "md5": "c2052cb2ee623a2944a7ada8ea6841f3",
  "header_md5": "c3b0e08a0fef75c8f662c6becd5a8826",
  "sha1": "dcd602f0c4a63b69217951778f4197da77bc173f",
  "sha256": "34105f5f54d2f3f9d213c88289f7f5a88fc3fa0e0d5fd358cd371700aa3866fa",
  "crc32": 2051496201,
  "zip_password": "",
  "uncompressed_size": 28536943,
  "pdg_dir_name": "\u2561\u255d\u2561\u00bb\u2555\u253c\u252c\u2588 2\u2591\u00b5_13398474",
  "pdg_main_pages_found": 185,
  "pdg_main_pages_max": 185,
  "total_pages": 199,
  "total_pixels": 1269486272,
  "pdf_generation_missing_pages": false
}
```