

火箭空气动力学



国防工业出版社

火箭空气动力学

〔苏〕K.П. 别特洛夫 著

黄志澄 吴振宇 译

国防工业出版社

内 容 简 介

本书研究了做为火箭特别是弹道火箭和宇宙飞行器运载火箭壳体的大细长比旋转体的空气动力学基本问题。

书中引述并分析了依据几何参数的旋转体基本气动特性和弹道火箭各种飞行状态的绕流特性。书中含有大量曲线图,借助这些曲线图能够确定旋转体基本气动特性,同时也给出了确定气动特性的近似方法。

本书的对象是火箭和航空工业设计和科学研究机构中的工程技术人员,对高等学校的教师、研究生和高年级学生也有所裨益。

АЭРОДИНАМИКА РАКЕТ
К. П. ПЕТРОВ
《МАШИНОСТРОЕНИЕ》1977

*

火箭空气动力学

[苏] К. П. 别特洛夫 著
黄志澄 吴振宇 译

*

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业许可证出字第074号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

850×1168¹/₃₂ 印张4³/₈ 107千字

1979年10月第一版 1979年10月第一次印刷 印数: 0,001—6,200册

统一书号: 15034·1842 定价: 0.57元

译 者 的 话

火箭技术有悠久的历史。目前，火箭技术在军事和国民经济方面都有广泛的应用。但是，火箭的空气动力学问题，直到六十年代，在总结火箭失事的原因时才受到重视。为了介绍火箭空气动力学方面的情况，我们翻译了苏联1977年出版的К. П. 别特洛夫著的《火箭空气动力学》。正如作者在序言中指出的那样：火箭设计者对火箭空气动力学的认识经历了一个反复的过程，这个经验对我国火箭技术赶超世界先进水平来说，是有一定参考价值的。

本书对于火箭空气动力学的介绍，着重于物理概念的叙述和气动特性的分析，并列出了许多风洞试验结果。应该指出，关于大细长比旋转体的气动特性，特别是关于大迎角时细长旋转体由于分离引起的气动特性的变化，是近代空气动力学最活跃的研究课题之一。本书仅仅给出了最基本的结果，读者有兴趣时可以参阅有关的文献。

由于译者水平限制，错误之处，欢迎读者批评指正。

序 言

在火箭技术领域，国内的文献是足够广泛的，并在各个方面深刻地阐明了相应的问题^[6,7]。但是，其中缺乏关于实用空气动力学方面的知识，而正是在这些知识的基础上形成了考虑到强度、飞行力学和使用条件等等要求的火箭气动布局总的和详细的概念。在本书中力图用适当和统一的形式陈述适用于火箭气动问题的大细长比旋转体的实验空气动力学基本知识。

火箭的研制是一项极其复杂的技术课题，解决这个问题要有各种科学和技术领域的专家参加，且不说象宇宙飞船运载火箭那样最复杂的布局，就是探测大气用的简单的弹道火箭的研制也或多或少地要有发动机和火箭燃料、各种结构材料、仪表和无线电技术以及其它方面的许多专家参加。他们常常在自己的领域里成功地有效地工作，然而却遗忘或不了解科学和技术的边缘领域里的事实和规律性。在某些专家中间流行过一种说法：空气动力学与弹道式火箭毫不相干。在弹道火箭发展的早期，这种误解来源于下列原因：空气动力学基本上是和阻力和纵向稳定性相联系的，这些问题已用比较简单的众所周知的方法解决了。随着火箭的发展，发动机功率、发射重量、外部尺寸都增加了，从而开始采用多级火箭。这就产生了一些新的问题，其中包括气动问题。气动问题开始和强度、气动弹性、飞行力学、稳定性和操纵问题紧紧地相互交错在一起。

在现代，未必能找到这样的专家，他断定不考虑气动问题也

能研制火箭。

本书的目的是阐述大细长比旋转体的应用空气动力学基本知识。这些知识,各行专家在自己的工作中都是必须通晓和考虑的。因为旋转体型式不仅在火箭而且在飞机机身和其它飞行器以及工程建筑中出现,所以本书中叙述的知识可以直接为各种专业的设计和研究机构所采用。

为了使本书中列出的大细长比旋转体实验空气动力学数据不一般化,气动特性的编排和分析都是针对火箭的壳体、特别是弹道火箭壳体进行的。选择这类火箭是由于它们没有机翼(通常是尾翼),而由一个大细长比旋转体壳体组成。除此以外,弹道火箭的飞行状态是多种多样的,并包括广阔的迎角、速度和飞行高度范围。最后,对于无尾翼的大细长比旋转体已有大量文献数据,这对于弹道火箭的使用是极为有益的。

为了使读者入门,写了第一章“火箭设计中的空气动力学问题”^[9,18]。各章材料的编纂和陈述的顺序都和火箭气动问题相对应。与此同时,每节的内容乃是利用实验方法得到的大细长比旋转体的气动特性和绕流特性的系统阐述。因为大部分实验资料是从各种技术文献中得到的,在本书中注明了相应的来源。

应当注意到,包含在本书中的材料具有一般的性质[●],对于具体火箭的研制和最后设计是非常不够的。并且,正如设计单位的空气动力学家们所熟知的,具有自己具体特点的飞行器的最后方案的相应特性是在风洞中得到的。虽然如此,作者希望把零星材料搜集在一本书中,并加上统一的分析和叙述,以供各行业的专家参考。

● 引用的材料是在图示的模型上得到的,模型几何参数选择得接近于在实际上最常遇到的相应的火箭参数。

目 录

基本符号	1
第一章 火箭设计中的空气动力学问题	3
1.1 地面附近的风载荷	4
1.2 定常绕流时的局部载荷	5
1.3 气流分离现象引起的载荷	6
1.4 总定常载荷	7
1.5 静稳定性	8
1.6 操纵火箭的气动方法和操纵机构的铰链力矩	9
1.7 火箭的级间分离	10
1.8 飞行中抛掉的火箭各级及其分离部件的气动特性	10
第二章 发射条件下的火箭空气动力学	11
2.1 空气粘性 (Re数) 对无限长圆柱体横向绕流特性的影响	11
2.2 横向绕流时圆柱端头和纵向凸起物对气动特性的影响	15
2.3 横向绕流时非定常性对作用在圆柱体上的气动载荷的影响	21
第三章 在大气中飞行的火箭空气动力学	25
3.1 旋转体外形的气动载荷分布和绕流特性	26
3.2 旋转体几何参数对它的气动特性的影响	33
3.3 气动力和力矩的近似计算方法	60
3.4 从中等迎角过渡到大迎角时在旋转体上产生的侧力	64
3.5 在小迎角旋转体绕流时产生的非定常气动载荷	68
3.6 大细长比旋转体的底部压力	75
3.7 存在喷流对旋转体外部绕流的影响	79
第四章 火箭的稳定和操纵装置的空气动力学	82
4.1 在安装稳定和操纵装置区域大细长比旋转体的绕流特性	82
4.2 有稳定装置的大细长比旋转体	85
4.3 稳定装置的气动特性	87
4.4 操纵装置的气动特性	93

第五章 凸起物和壳体外形特点对火箭空气动力学的影 响.....	96
5.1 凸起物对大细长比旋转体气动特性影响的特点	96
5.2 环形凸起物	98
5.3 纵向凸起物	100
第六章 火箭的级间分离	108
6.1 没有喷流时旋转体的分离	108
6.2 存在喷流时旋转体的分离	111
6.3 被抛掉的那级火箭的气动特性计算方法	115
第七章 被抛掉的加速器和分离的火箭部件的气动特性	118
7.1 各向绕流时圆柱的气动特性	118
7.2 各向绕流时柱形和锥形薄壳的气动特性	127
参考文献	130

基本符号

X ——轴向力	迎角的导数
Y ——法向力	$\bar{x}_n$ ——压心位置
Z ——横向力	p ——压力
X_a ——阻力	C_p ——压力系数
Y_a ——升力	$\bar{p}$ ——相对压力系数
Z_a ——侧向力	ρ ——空气密度
C_x ——轴向力系数	κ ——比热比
C_y ——法向力系数	q ——速度头
C_z ——横向力系数	V ——速度
C_{xa} ——阻力系数	V_n ——垂直于旋转体轴
C_{ya} ——升力系数	线的速度分量
C_{za} ——侧向力系数	$\vec{V}_K$ ——火箭上升速度
$\bar{C}_{x_a}; \bar{C}_{z_a}$ ——阻力和侧向力系	$\vec{W}$ ——风速
数的脉动分量	M ——马赫数
C_τ ——切向力系数	Re ——雷诺数(Re_a ——
C_R ——径向力系数	按旋转体直径计
M_z ——俯仰力矩	算的雷诺数)
m_z ——俯仰力矩系数	α ——迎角
m_y ——偏航力矩系数	α' ——分离后两旋转体
m_x ——倾斜力矩系数	纵轴间的夹角
m_{III} ——铰链力矩系数	γ ——旋转体或它的部
C_y^a ——法向力系数对迎	分表面的子午角
角的导数	ϑ ——极角
m_z^a ——俯仰力矩系数对	θ_K ——半锥角

θ' —— 喷管半锥角
 δ —— 操纵机构的偏转角
 d —— 旋转体直径
 D —— 旋转体最大直径
 r —— 旋转体半径
 R —— 旋转体（或其一部分）的最大半径
 l —— 旋转体（或相应部分）的长度
 λ —— 旋转体细长比
 n —— 表面上粗糙物凸起或凸起物的高度
 h —— 宽度
 S —— 面积
 x —— 沿物体纵轴方向的距离
 y —— 沿垂直于纵轴方向的距离
 $\bar{x}_0$ —— 两个分离物体在零迎角时的距离

下标

i —— 当前值

j —— 气流值
 a —— 喷管喷口上的值
 $кр$ —— 临界值
 max —— 极大值
 $отр$ —— 分离点的值
 $дон$ —— 底部值
 0 —— 零点值
 ∞ —— 未扰动气流值
 Δ —— 增量
 $оп$ —— 尾翼
 $стаб$ —— 稳定面
 $н$ —— 头部
 $м$ —— 最大截面
 $к$ —— 圆锥
 $к1$ —— 沿气流的第一个锥
 $к2$ —— 沿气流的第二个锥
 $ц$ —— 圆柱
 $ц1$ —— 沿气流的第一个圆柱
 $ц2$ —— 沿气流的第二个圆柱
 $т$ —— 重心

第一章 火箭设计中的空气动力学问题

虽然某些种类的火箭，特别是弹道火箭，具有相对简单的外形，而当它们在空气中运动时产生的空气动力学问题不仅仅是复杂的，有时甚至出乎意料。这些问题可能和整个火箭或它的个别部件有关。假如我们研究弹道火箭，并假定考察从火箭起飞时刻开始及随后所有飞行状态的空气动力学问题，那么主要的问题看来是下面这些：

地面附近的风载荷；

定常绕流时的局部载荷；

气流分离现象引起的载荷；

总定常载荷；

静稳定性；

空气动力学的稳定和操纵方法；

火箭的级间分离；

飞行中抛落地面并工作完了的各级火箭及各别部件的空气动力学。

还可以举出另外一些问题，在一般情况下这些问题不那么重要；但在某些情况下或对某些类型的火箭会变得比上面提到的问题还重要。注意，上面提到的若干问题还与非空气动力学问题紧密相联，例如强度、气动弹性、气动加热、操纵和稳定系统问题等等。换句话说，气动问题已经远远超出了纯粹的空气或气体动力学的范围。严格地说，空气动力学和空气动力学与一个或几个非气动问题的组合构成火箭空气动力学，并可以看做是独立的研究领域。

1.1 地面附近的风载荷

甚至当火箭竖立在发射平台上时，风也能在火箭上形成气动载荷。通常认为风是由两部分构成的：不随时间和离地面高度变化的定常部分和由阵风以及大气湍流引起的非定常部分。

风作用在火箭上的概略理解表示在图 1 上。定常部分的风使火箭发生形变，向风速方向倾斜。与此同时，风的非定常部分以阵风的形式使火箭在同一方向发生振动。同一时刻，在（对于风的方向）侧面，风的定常部分产生非定常分离。这些分离交替地发生在两侧，引起火箭在垂直风速的方向发生振动。结果在风和阵风作用下，在火箭上作用着一系列载荷，使火箭产生非常复杂的形变。还要补充一点，在风绕过火箭时，由于火箭和在它近前的维护设备的相互干扰，还可能在火箭上产生附加载荷。

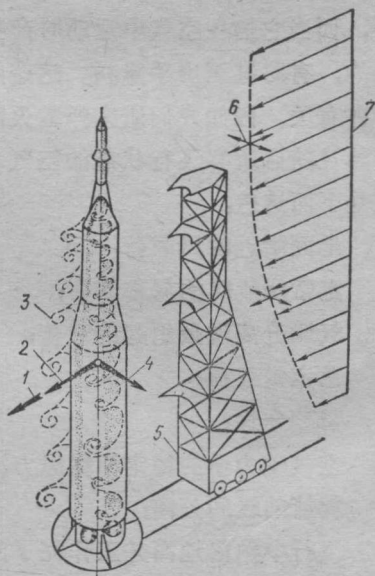


图 1 作用在火箭上的风载

- 1—变化的阻力分量；2—不变的阻力分量；3—分离涡；4—变化的侧向力；5—维护塔；6—风的湍流分量；7—定常风按高度的剖面。

真实的风绕流具体火箭的复杂性使我们没有可能建立起计算火箭变形的令人满意的解析方法。

但是，在风洞中用与火箭的气动和弹性性质相似的模型做实验，可以为确定火箭的结构强度与弹上设备的作用提供相当可靠的数据。

通常，火箭尤其是弹道火箭具有圆柱形的壳体。因此，为了确定在地面附近作用在火箭上的力，必须注意柱体亚音速横向绕

流时出现的各种现象。原因是由于在亚音速时出现的粘性，可能产生其阻力大小取决于风速和火箭各段直径的不同的横向绕流。与此相适应，在第二章中引用了圆柱气动特性的实验，这些数据可以用来确定在发射状态和起飞后不久亚音速大迎角状态下，作用在火箭上的定常和非定常载荷。

1.2 定常绕流时的局部载荷

火箭的外形一般由若干个柱面和锥面组合而成。除此之外，在火箭表面各部分还可能有各种形状的凸起物，因此，在火箭外形上常有拐点。在高亚音速和超音速绕流时，这些地方可能产生局部压力峰值。

换言之，在火箭初始飞行段，即在小迎角和高亚音速与超音速条件下，在火箭表面各别部分出现非常大的局部定常载荷。对于弹道火箭，通常需要计算局部定常载荷的情况发生在高亚音速飞行段。虽然在这些状态下，速度头没有达到极大值，但在火箭壳体拐角处的压力峰值却已经具有极大值。局部载荷是个非常重要的因素，在飞行器结构非承力部件设计中必须考虑它。为此，首先要正确确定可能的最大局部载荷出现的位置，并估计它的数值。其次，寻找消除或减少局部定常载荷的设计方法。这些方法中首先是消除火箭外壳和分布在外壳上各种部件上的急剧的拐角。关于这点，最好的办法是采用光滑变化的外形。这种外形已经在飞机和某些种类的火箭上成功地采用了。但是，对于弹道火箭，考虑到重量效率，这样做未必是正确的。因此，上述方法仅仅适于弹道火箭上的各种凸起物。另一个减少局部载荷的办法是使用防止局部压力落差的通气孔。

只有根据风洞模型实验才能最完整、最正确地确定高亚音速和低超音速条件下局部定常载荷和减少或消除它们的方法。

1.3 气流分离现象引起的载荷

如上所述，在火箭壳体上可能有急剧的拐点和外形的不利变化。在这些地方，于一定条件下（拐点位置和转折程度、迎角、飞行高度和速度等等）发生绕火箭的气流分离。气流从表面分离（存在摩擦时）的必要条件是沿气流方向的压力增长，即沿气流方向的压力梯度为正（或称逆梯度）。换句话说，在分离区气流应当是减速而不是加速。因为气流分离是非定常过程，因而在这里发生压力振动。这种由分离气流引起的现象称为抖振。

速度很小时就可以观察到分离。但是，在这种情况下，与压力振动相联系的局部载荷一般不大，对火箭并不构成危险。最大的危险来自跨音速抖振，这时，局部超音速区的激波和分离流相互作用增大了振动压力幅值。应当注意，先于抖振现象的气流分离通常发生于局部定常载荷达到极大值的条件和地点。

抖振可能有各种各样的形式和情况，但是，从中可以选定与各种分离相对应的最具特色的情况。有一种抖振与从旋转体收缩部分分离出的边界层和激波的相互作用有关。这种情况下的流动相当于厚的翼剖面最大厚度之后的跨音速绕流。另外一种抖振与旋转体壳体的急剧拐点处的分离流有关，例如从火箭壳体的锥面向柱面过渡处就属于这种情况。当这些地方存在局部超音速区时（这时火箭以高亚音速飞行），交替地产生分离流和再附于火箭壳体的流动。

火箭表面的明显凸起物能造成非定常的涡流，当它与位于下游的火箭部件相遇时可能发生抖振。

超音速飞行时，气流分离以及随后的抖振现象可能发生在火箭壳体突然扩大或表面凸起物之前。

不同类型的抖振可能有不同的特点。譬如，由涡流引起的抖振能量一般分布在整个频率范围，而激波和边界层相互作用引起的抖振的绝大部分能量集中在低频区。因此，自然，这两种抖振

引起弹性结构本质上不同的响应。如果抖振能量集中在低频区，那就可能激起一般的弯曲振动。在抖振能量分散的情况下，结构可能产生局部应力。

把飞行器结构从抖振作用下解脱出来的最好的方法是消除导致气流从表面分离的起因。不错，由于一系列因素，这点不是总能做到的。因而必须牢记，限制速度、迎角和其它因素的范围将对减小抖振有所影响。

1.4 总定常载荷

火箭、尤其是弹道火箭运动轨迹的特点是：大气密度随飞行速度（按高度）的增加而降低，因此，速度头沿高度的变化关系有个极大值。风的存在使火箭以一定的迎角飞行。对于某些弹道火箭，最大速度头刚好出现在风速达到极大值的高度，就是说，在初始飞行段，速度头和迎角差不多同时达到最大值。这时，对于大多数弹道火箭，其飞行 M 数在1.5到2.0之间。

迎角的存在引起沿火箭长度分布的弯曲力矩。因为弯曲力矩大体上正比于速度头和迎角的乘积，所以，最大弯曲力矩正好就发生在这一飞行阶段。这是通常在火箭设计时考虑的非常重要的载荷条件。

这样，最大弯曲力矩通常出现在超音速（ $M=1.5\sim 2.0$ ）条件下，而最大局部载荷（如上所述）则在高亚音速（ $M=0.8\sim 0.9$ ）时出现。这点，空气动力学工作者必须永远记住，在计算和实验研究中应力求得到最可靠的气动特性。

当火箭以一定迎角飞行时，沿其壳体分布的气动载荷将形成纵向力矩，它与空气动力舵面、摆动发动机和其它操纵装置形成的符号相反的力矩相平衡。这两个符号相反的力矩形成了一个使火箭弯曲的力矩。可以根据压力沿火箭长度的分布来确定这个力矩以及上述的局部载荷。目前还没有在亚音速、跨音速和超音速以及有迎角的条件下，确定压力分布的完全满意的理论方法。利

用理论方法可以描绘超音速流动，但在作为火箭壳体的旋转体上有各种各样的局部鼓包、凸起物和外形弯曲时，这些理论给出的是不能令人满意的定性结果。

为此，在本书中引用了与火箭壳体形状相近的典型旋转体模型上的压力分布。还给出了在实验中得到的旋转体模型的其它一些总的气动特性，它们可以在火箭初步设计中使用。自然，为了获得最终的数据，必须用选定的火箭外形在风洞中进行实验。

应当注意，由于火箭动力装备的发展，使用了具有不完全膨胀喷管的火箭发动机。喷流离开喷管出口后继续膨胀，它的截面要比出口截面大得多。随飞行高度的增加，喷流偏离设计状态的程度也增加，喷流的直径也相应地增大了。结果，一个喷流或一组喷流的直径超过了火箭的直径，喷流之间和喷流与绕火箭的外流之间产生相互干扰。这不仅引起底部而且引起火箭相当一部分长度上的气动载荷的改变。在火箭级间分离时，为了急速中止固体火箭发动机推力而采用的喷管和滞止发动机喷管的作用可能引起同样的现象，有时后果更加严重。

1.5 静 稳 定 性

随着燃料的消耗，火箭重心要移动位置。如果它位于压心之前，那么火箭是静稳定的。一般，对于各种形状的火箭，压心的位置随飞行 M 数可能发生各种变化，位于距重心不同的距离上，这时将具有不同的静稳定度。为了在火箭稳定系统中获得最小的操纵力，希望火箭具有最小的静不稳定度，尤其在以对应于最大速度头的速度飞行时。因此，在设计火箭时，不仅需要实验或理论方法以最高的精度确定压心的位置，而且要正确选取火箭外形，以获得压心和重心位置随 M 数的理想的变化。

后一个问题常常是很复杂的，因为火箭外形通常根据它的功用、工艺、结构条件和其它情况来选取，而从气动方面考虑不多。可以用安置尾翼的办法提高静稳定性。但是，在火箭设计和制造

过程中，壳体上会出现与安装各种仪器和机构有关的凸起物。在一定条件下，这些凸起物会相当严重地影响压心随 M 数变化的数值和性质，这样就使付予火箭稳定系统的初始数据变坏。

1.6 操纵火箭的气动方法和操纵机构的铰链力矩

在最初的相对不大的火箭上，作为操纵机构使用了一般的舵，它位于火箭稳定翼面系统中或发动机气流里。安置在稳定翼面上并受到空气绕流的舵有缺点，它的效率与来流的速度头有关，因而可能随火箭飞行状态变化。这个缺点在下列情况下特别明显：火箭从发射台上起飞时，它的初始运动速度每秒只有几米；还有在稀薄气体大气层中飞行时，虽然运动速度很大，但是速度头也不足以保证舵有必需的效率。位于喷流中的燃气舵，尽管是由特殊材料制成的，由于也要烧蚀、改变外形、缩小面积，因此，随着火箭升高，它的效率也要降低。

控制火箭沿弹道飞行的方法之一是利用相对于来流以各种角度喷出的射流。在这种情况下，有可能在弹道的每段上控制火箭的飞行，并且由于喷流和来流相互作用和沿火箭外形的压力再分布可以得到非常重要的总效果。

另一种控制火箭的方法是控制推力向量，在喷管中造成非对称气流；或者使喷管相对于火箭轴线偏转。后一种情况，如果几个发动机安排的不成功，会出现新的困难。问题在于，若发动机轴线靠近火箭壳体边缘，那么喷管会暴露在外流里。在进行操纵时，喷管的偏转会使更大的面积位于外流中。外力的作用将造成很大的铰链力矩，这必然导致安装不能接受的更大的操纵发动机，以便与上述力矩抗衡。为了防护发动机喷管免受外流的作用，使用了整流罩。可是，这种方法本身又引起火箭底部阻力的增长，而从喷管流出的炽热气体会造成严重问题，因为它会使底部表面加热。

上面的讨论是在火箭设计中遇到的各种气动问题的例子。