

火箭发动机喷管 的准一维气体动力学

国防工业出版社

火箭发动机喷管的准一维 气体动力学

〔苏〕Г. Ю. 斯捷潘诺夫、Л. В. 戈格希

庄逢辰、张宝炯 译

国防工业出版社

内 容 简 介

本书比较系统地阐明了火箭发动机喷管的分类及各种喷管造型的计算方法,讨论了超音速流中紊流分离流动,研究了各种不同喷管的推力特性。本书还讨论了超音速气流与横向射流和迎面射流的相互作用。书中主要采用了准一维流动的处理方法。

本书对进一步提高喷管性能和设计新型喷管有一定帮助。可以作为从事喷管设计工作的工程技术人员和科学工作者的参考书,也可作为高等院校的教学参考书。

КВАЗИОДНОМЕРНАЯ ГАЗОДИНАМИКА СОПЕЛ
РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Г. Ю. Степанов, Л. В. Гогин

«Машиностроение» 1973

*

火箭发动机喷管的准一维气体动力学

[苏] Г. Ю. 斯捷潘诺夫、Л. В. 戈格希

庄逢辰 张宝炯 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 174 号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

上海商务印刷厂排版 国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092 1/32 印张 5 13/16 120 千字

1978 年 6 月第一版 1978 年 6 月第一次印刷 印数: 0,001—3,600 册

统一书号: 15034·1664 定价: 0.62 元

前 言

近 20 年来火箭技术的飞速发展是与研制经济性好的火箭发动机和发动机装置密切相关的, 这些火箭发动机和发动机装置已用于从气象到宇航的各种类型火箭。

火箭尾部形状、火箭发动机或发动机装置的类型、它们的轮廓尺寸和质量, 以及有效推力, 在很大程度上由发动机组合装置的气动方案所确定。因此, 对火箭发动机和发动机装置喷管气动研究的兴趣急剧增加。但是, 很多研究结果人们知道得很少, 同时也没有得到实际应用, 这是由于所研究问题的复杂性以及对这些问题缺乏综合性研究所致。

与以前关于单参数拉伐尔喷管族的圆形超音速喷管的概念不同, 现在研究多参数环形和空间喷管族。布置在火箭尾部的喷管的各种不同组合形式也同样具有很大的实际意义。这时产生的气动问题不同于经典的气动力学, 初看起来, 这种喷管的推力特性是反常的, 甚至会导致对其效率和应用范围的不正确认识。因此扩展了建立最佳喷管亚音速部分和超音速部分经典问题的提法和内容。新的喷管外形是根据新的流动模型计算的, 其中一个特点就是考虑了在喷管和射流内粘性的重要作用。具有各种不同特性的气体层的混合、超音速分离流动, 或者在更一般的意义上讲, 粘性和基本上等熵流的相互作用, 这些都是未来的火箭发动机和发动机装置喷管中决定性的现象。

喷管工作的非设计状态(按高度和飞行 M 数为非自模

化)具有很大的意义,这时喷管壁面上的压力分布与外界介质压力和相对速度有关。这种状态的计算也与拟定和应用新的气体动力学流动模型有关,在此模型中气体的实际性质起很大作用。

与利用高能火箭推进剂有关的喷管气体动力学的另一特点是流动过程的不平衡性,这是与复合化学反应的滞后和存在两相流有关。对于考虑有限化学反应速度、相变、质点动力滞后和热滞后的喷管内实际气体和质点混合物的流动计算的一般方法,现已有相当完善的研究。但是,这些方法的复杂性,主要是没有足够的关于火箭推进剂复杂成分燃烧产物的物理-化学变化机理知识和常数,这在一定程度上限制了它的应用。

最后,喷管的气体动力学研究也包括了在组合喷管中单个喷管射流相互作用时以及在横向和迎面射流与喷管内的气流相互作用时所发生的空间分离流动问题。在这个问题上,研究人员的主要注意力首先放在研究现象的物理图象和积累实验数据。

因此,喷管的实用气体动力学无论在经典的和最新的领域中,都与现代可压缩流体力学有关。有关火箭发动机和喷管专门术语的基本知识可查阅《宇航学》百科全书^[51]。

喷管气体动力学根据每一专题有很多著作。

喷管气体动力学的一般问题在有关液体火箭发动机的教科书中只作粗浅的讨论^[6, 39, 65],而在实用气体动力学的教科书中也只有局部的叙述^[1, 60]。现有喷管的工程计算是在对流动特性作总体的近似考虑的基础上进行的。对这种工程计算方法的进一步精确,首先应在对主要流动特性有清晰的物理概念和应用最简单、最普通的研究方法的基础上,对已经得出

的结果进行系统地分析和总结。本书即试图作这种工作。

本书特点是对问题的阐述更为完整和更为系统,并且采用了不同的处理方法和引进了最新的研究成果。书中反映了最近10~15年苏联和国外文献上发表的最重要的观点和结果,著作中主要采用了准一维理论的研究方法(作者把能化简为常微分方程和有限比值的所有方法即称之为准一维理论)。

书中从气动力计算的观点来讨论喷管气体动力学问题,对传热问题涉及较少。与喷管内理想流动,尤其是与实际的、不平衡的或两相流流动的变分问题有关的以及与喷管跨音速流动的计算有关的复杂方法在本书中不予研究。作者仅局限于讨论热力学上完全气体的流动,这样大大地简化了问题的阐述。喷管内不平衡和两相流动只是以概述的形式提及,基本上是一维方法。

在引言中给出了已知的火箭发动机和发动机装置的现代喷管结构方案的概述和气体动力学研究任务的一般叙述。第一章包括了喷管造型的传统问题,研究了在喷管和射流内的无粘性气体流动,重点放在利用近似的准一维处理、理想喷管造型的线化特征线的一次近似方法、最佳喷管造型的一维变分法、射流计算的积分方法。第二章阐述继续发展喷管壁附近(边界层和气膜)紊流流动计算和位于喷管内或形成发动机装置的组合喷管中分离区后的尾流流动计算的准一维积分方法。这里提出了作者发展的紊流尾流与外部超音速流相互作用的准一维计算。这种计算的特点是,在最少利用局部(微分的)流动特性的情况下同时对粘性和非粘性流采用积分方法。用类似的处理方法,一般用相同的近似半经验的紊流理论可以相当简单地提供和解决大多数与计算喷管内和发动机装置组合喷管中紊流流动有关的问题。第三章包括了在非设计状

态时喷管实验研究的某些结果,这时可进行流动的近似计算,例如根据第二章发展的紊流与基本上等熵流相互作用的积分计算方法。

在最后一章中讨论了轴对称和空间分离流动的基本规律。这种分离流动是在横向和迎面射流与超音速流相互作用时产生,并叙述了计算这种流动的半经验处理方法和准一维流动模型的基础。

目 录

引 言	喷管的结构方案及其气动计算的任务	1
第一章	无粘性气体的流动	7
§ 1	喷管的气体动力学分类	7
§ 2	按特征线法造型的理想喷管	10
§ 3	按给定参数的单参数喷管族的最佳选择, 小偏差的影响	21
§ 4	最佳喷管的造型	23
§ 5	喷管亚音速部分的型面	39
§ 6	喷管中的不平衡流动和两相流动	49
§ 7	射流的准一维流动	58
第二章	紊流超音速流动	67
§ 1	紊流边界层	67
§ 2	超音速流中的紊流分离流动	77
§ 3	射流超音速分离流动计算的积分方法	105
第三章	喷管推力特性	112
§ 1	拉伐尔喷管中气流的过膨胀和分离	112
§ 2	带中心体的环形喷管和盘式环形喷管	116
§ 3	火箭发动机喷管的环形组合	125
§ 4	改进火箭发动机喷管推力特性的方法	135
第四章	外超音速流和喷管流与侧向和迎面射流的相互作用	141
§ 1	超音速流和横向气体射流相互作用的物理图象	141
§ 2	超音速流中侧向通气时加力系数的计算	152
§ 3	制动射流和迎面超音速流的相互作用	162

结 论	168
参考文献	171

引言 喷管的结构方案及其 气动计算的任务

1. 拉伐尔喷管

目前, 在各类火箭发动机和发动机装置中只有轴对称拉伐尔喷管得到了实际应用, 这是由于这种喷管经过了全面的研究已经达到了相当完善的程度。

这种喷管的造型方法是, 先进行喷管亚音速、跨音速和超音速区域的无粘性气体的流动计算, 然后再进一步考虑在边界层中的摩擦和传热。这种流动模型(无粘性气体和边界层)在无气流分离时(图 1.1a)可以足够精确地设计出给定结构要求(尺寸、重量、推力)的最佳喷管。

更复杂的流动模型, 即包括喷管内外以及火箭底部的分离流动的计算, 暂时还只具有半经验的性质。

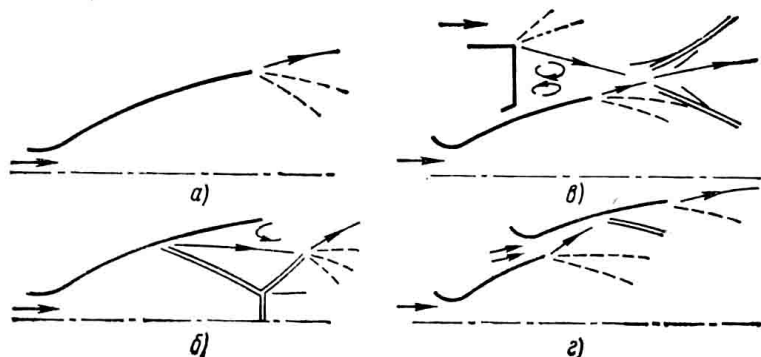


图 1.1

拉伐尔喷管的主要缺点是长度长(质量大)以及在过膨胀时效率低,这种缺点在大膨胀比喷管中特别明显:这时喷管的尺寸和重量可以比燃烧室的尺寸和重量大一个量级,而由于过膨胀引起的推力损失可达50%。在大大低于设计高度上采用高空拉伐尔喷管(大膨胀比喷管)时,会引起热交换的强化和由于气流分离而形成脉动(图1.16),甚至还会由于外界压力引起喷管直接破坏的危险。

应用拉伐尔喷管还存在着不能充分利用火箭尾部面积作为膨胀表面的问题,因而产生底部推力损失。这个损失由射流和外部气流的相互作用确定(图1.16)。

目前,拉伐尔喷管从结构上已完善地应用于火箭发动机总的系统。为了减轻质量,喷管尾部作成不冷却的延伸段,为了保护壁面不受高温核心气流的作用,可以通入较低温度的气体(涡轮废气)以形成冷却膜。为减少高空喷管的长度,这个延伸段可以做成可伸缩的,在发动机起动瞬时伸出。为了减少过膨胀引起的损失,这种喷管可以作成双工位,这时在通气截面上型面的间隙由主流和二次流的粘性相互作用所确定(图1.16)。

因此,对于给定的火箭,选择最佳的拉伐尔喷管在一般情况下是很复杂的问题,这和喷管内粘性和无粘性流的气动计算有关,并要考虑其与外部气流的相互作用。

2. 环 形 喷 管

从五十年代末开始,具有环形临界截面和中心体的喷管引起了设计人员愈来愈大的注意^[71, 166],因为这种喷管没有拉伐尔喷管所固有的某些缺点,例如环形喷管的长度比拉伐尔喷管小一半,由于过膨胀引起的推力损失要小一个量级(5%

代替 50%), 还有, 这种喷管可以利用火箭尾部的全部面积以得到有效推力。但是这种喷管至今还没有得到实际应用, 这是由于, 例如必须要研制新的(环形)燃烧室。目前只有有关这种(远景)火箭发动机的设计方案报导。由于带环形喷管的火箭发动机与火箭尾部能更自然地配合、更灵活地选择喷管形状、以及在制动和降落时更有效地使用这种喷管, 因而扩大了设计人员研制新型火箭的可能性。

实际上适宜采用截得很短的环形喷管, 因此计算这种喷管的推力明显地和计算中心体端面后的分离流动有关, 同样也和膨胀表面(中心体或外型面)上半有限射流中的粘性流动有关(图 1.2)。对于环形喷管, 在沿喷管型面上的压力分布和外界介质压力有关时流动状态的计算, 较之拉伐尔喷管具有更大意义, 因为在拉伐尔喷管中只有在喷管内出现气流分离时喷管型面上的压力分布才和外界压力有关, 而对拉伐尔喷管通常是避开这种工作状态的。

和在拉伐尔喷管中一样, 宜于将蒸汽燃气(涡轮工质)送入环形喷管的尾部, 特别是送进截短中心体的端面, 该处也可通入化学活性的工质, 这样可显著提高底部压力。在底部区具有二次流的环形喷管或称为空气动力喷管的计算(图 1.2 ϵ)是新的气动问题。

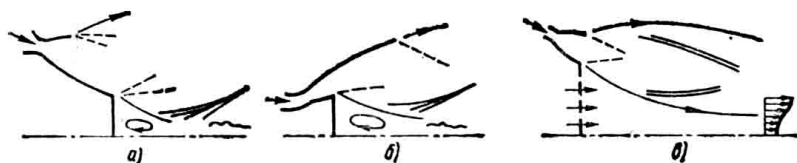


图 1.2

还应提到类似的空间环形喷管, 它们适宜应用于利用升阻比的飞行器上, 这种飞行器的尾部具有空间外形。

3. 组合发动机装置的喷管

现代火箭发动机装置常是单台火箭发动机的捆绑或组合。即使在不远的将来，这种类型的动力装置对于宇航火箭来说也会是主要的。给定动力装置的气动计算在于确定从各个单台发动机喷管出来的射流之间的相互作用，这种相互作用可能导致形成底部推力损失和火箭底部过热。

今后，研制高效率发动机装置时，将利用原型发动机的各种合理组合，并用一共同的膨胀表面联合起来，环形喷管即可作为这种发动机装置的喷管^[105]。这种发动机装置喷管的特点是可以简单地解决在单台发动机喷管中临界截面冷却的困难，同时还可利用火箭尾部外壳作为上升时的膨胀表面和软着陆时的制动表面。

由于可能实现很大的膨胀比和具有高空补偿的性能，这类喷管适用于巨型火箭第一级的动力装置和单级轨道或宇航火箭^[87, 98, 174]。

图 1.3 给出了由单台火箭发动机环形捆绑组成的一种大

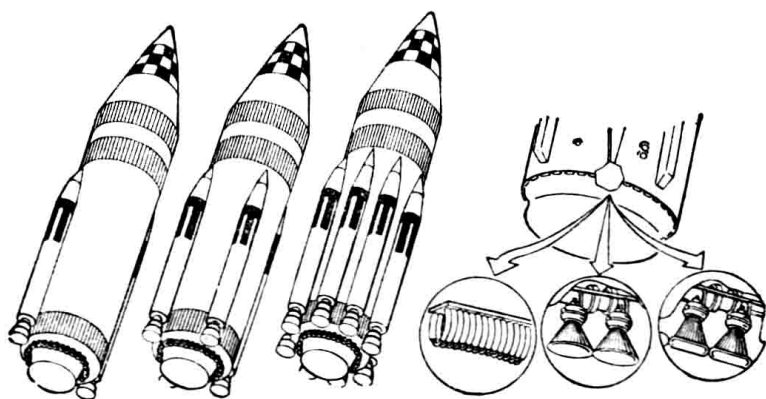


图 1.3

推力发动机装置的方案——里面为带共用中心体的环形喷管,外面为装在悬挂贮箱上的火箭发动机^[174]。

如图 1.3 右面所示,可以采用带拉伐尔喷管的普通火箭发动机,也可采用环形管束式燃烧室结构,其中预膨胀的缝隙式喷管可以用变化管子的形状来造成。为了减少由于气流不均匀性造成的推力损失和局部表面过热,适宜改变单个圆形拉伐尔喷管的形状。这时必须要进行簇式共用喷管和单台喷管以及考虑空间效应时相互配合条件的气动计算。另一个气动计算问题是计算内环和外环捆绑件气流的相互作用,由于这种作用,可能使发动机装置的实际推力明显变化。

4. 气动力控制和火箭制动

发动机装置的推力向量控制通常是用专用的游动火箭发动机或者主发动机的摇摆、利用舵或者使簇式发动机中各个单台火箭发动机推力不一致等方法来实现。

最近,对于向火箭喷管中横向通气的推力向量气动力控制法给予很大注意。由于主流和二次流的相互作用,这种相互作用导致分离区的形成(图 1.4a)和通气孔附近局部压力增加,这时全部横向作用力的合力比侧向喷管的推力要大两倍。气动方法控制推力向量的有效性取决于通气口的位置、形状以及很多其它决定气流相互作用特性的因素。具有共用中心体或喷管外型面的环形簇式发动机形成的动力装置,其推力向量的控制也是一个有意义的气动问题,在这样的发动机装置中,对其中一台火箭发动机(它的偏离或节流)进行调节几乎产生不了侧向推力分量,这是由于相应于这台火箭发动机附近的环形簇式发动机共用喷管型面上的压力要进行重新分配。

当用专门的火箭发动机控制火箭以及在级分离或着陆时的制动,会产生相类似的外部问题(图 1.4*б, в*)。流入外流的超音速射流造成压力增加和降低的分离区,因此通气加力系数大于 1。但是也可能有这样情况(图 1.4*в*),通气加力系数小于 1,即开动制动发动机导致阻力降低。

应当指出,空间分离流动的研究目前还只是定性的,因此上述气动问题的解还只基于平面流动所得到的数据和累积的实验数据。

因此,喷管的类型既取决于火箭的任务,而且也和在尾部的布置、火箭发动机的参数和推进剂种类有关。喷管的气体动力学在很大程度上决定了发动机装置的有效推力、在飞行中控制火箭的有效性以及返航和着陆时的制动。

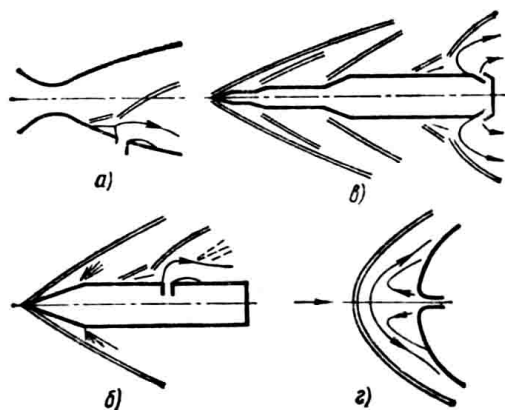


图 1.4

第一章 无粘性气体的流动

§ 1 喷管的气体动力学分类

前面已经指出,最近几年随着火箭发动机新的喷管方案,主要是环形和空间喷管方案的研究,超音速喷管的范畴明显地扩大了。

有一系列的著作论述各种不同类型环形喷管的计算,其中既有特征线法在电子计算机上精确计算的解^[67],也有具有一定实用意义的近似算法^[27, 36, 67]。

与在喷管出口具有均匀特性、并由一个参数(例如马赫数 M_a)决定的普通圆截面拉伐尔喷管不同,环形喷管还要用临界截面相对半径值 r_*/r_0 和底部相对半径值 r^0/r_0 ,以及与其它参数来表征。因此,有必要以统一的观点重点地研究轴对称超音速喷管的主要特点,并利用,例如平面和环形喷管中流动的相似性,对这些喷管进行分类^[27]。

和拉伐尔喷管相比环形喷管中流动的特点如下:第一,靠近临界截面流动区域的横向尺寸和离轴线的距离比较起来很小,因而就可以认为在这个区域中的流动为平面流;第二,轴线附近的流动区域可不予考虑,因为靠近轴线区的实际气体流动,和无粘性气体等熵流本来就有很大的不同(实际上中心体的底部是截短的)。因而在环形喷管中的流动和平面喷管中的流动是类似的。

为了对喷管进行分类,我们现在利用平面流动的外摆线

图来研究带角点和均匀特性的最短理想喷管中流动的主要形式(图 1.5)。

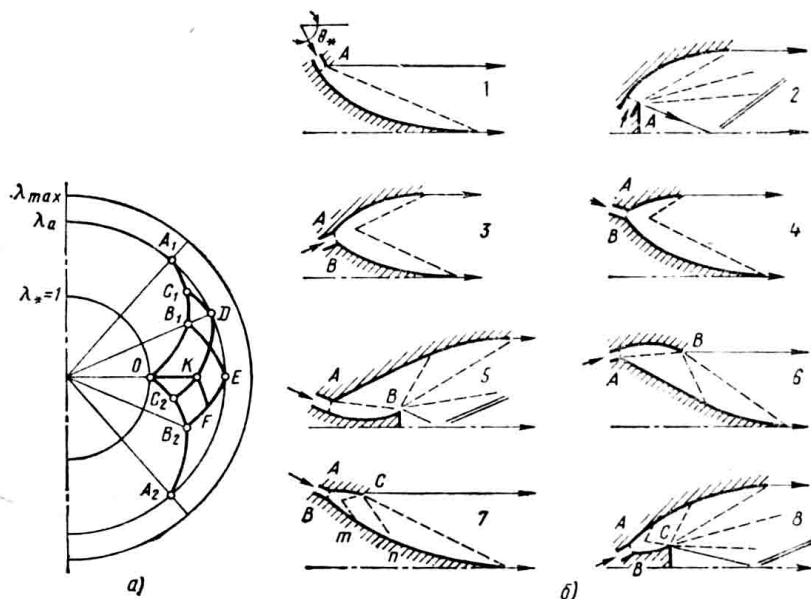


图 1.5

按给定膨胀比(马赫数 M_a 或者速度系数 λ_a)计算的理想喷管出口截面上的气体状态, 是由外摆线图上半径为 $R = \lambda_a$ 的圆和相应于临界截面 $M_* = \lambda_* = 1$ 气体状态的 O 点引出的第一族和第二族外摆线的交点 A_1 和 A_2 之间圆弧段上的点所决定。气体达到 λ_a 的状态, 是由共心的简单膨胀波对气流作用的结果, 膨胀波的数目和角点在物理平面上的位置, 决定了喷管形状和气流在临界截面和出口截面上的方向间夹角 θ_* 。当膨胀是由两个同样强度的简单共心波同时作用而产生的情况(在图 1.5a 速端平面上的 OB_1 和 OB_2) 时, 在速端平面上的流线映象位于平面四边形 OB_1EB_2 内; 在物理平面上, 这种流动就相应于在带两个角点的平面对称拉伐尔喷管中的