

固体火箭发动机气体动力学 发展的现状和方向

何 洪 庆

摘 要

提纲式地阐述固体火箭发动机气体动力学,特别是二相流的发展和应用。认为气体动力学是固体火箭发动机理论设计、性能计算和专题研究的重要基础,流场计算已成为固体火箭发动机设计和研究中众所瞩目的中心问题。提出了固体火箭发动机流场计算一体化的观点。反应湍流边界层理论是固体火箭发动机气体力学的新领域。轴对称二相流的理论和实验研究已取得显著成果,但有必要继续进行和不断完善。工程应用迫切要求从速建立许多研究专题的二相模型。三维、二相、计算气体动力学是今后发展的方向;它与固体火箭发动机一体化工作过程的计算机图象显示相结合,将成为本世纪90年代及21世纪初的新水平。

主题词: 固体火箭发动机, 气体动力学, 评述

一、发 展 概 况

早年人们已经认识到,气体动力学是固体火箭发动机设计计算的基础。当时进行的仅是燃烧室和喷管的简单估算。随着固体火箭发动机研究工作的深入,对燃气流动计算的内容和方法以及气体动力学作用的认识,都得到不断的发展。

在本世纪50年代及50年代以前,固体火箭发动机的设计计算,仅进行一维定常下的纯气相燃烧、内弹道和喷管流动估算。众所周知,为了提高比冲和抑制高频振荡燃烧,固体火箭发动机普遍采用添加铝粉的复合推进剂,因此气流中含有 Al_2O_3 微粒。带有微粒的二相流动与纯气相流动有明显的甚至本质的差别,因此在60年代初,一维二相流动计算受到了重视。以上是气体动力学在固体火箭发动机应用中发展的第一时期。

人们对一维定常流动的估算是不满足的。随着电子计算机的发展,对火箭发动机进行轴对称流动计算已成为可能。从本世纪60年代到70年代,乃至80年代,日益完善的轴对称流动计算逐步代替了一维流动估算。轴对称流动计算也是发展的:开始是纯气相的,以后是二相流的,也考虑到流体粘性和流动中进行化学反应,最后是综合考虑化学反应、二相流及气流粘性的全耦合流动计算。早先,人们比较重视喷管中的流动计算,对喷管亚、跨、超音速段分别取得了成果。但他们并不满足对已知型面的锥型或特型喷管进行流动参数和性能计算,还寻求最大推力喷管的型面设计。随着塞式喷管、潜入喷管、摆动喷管和喷管中二次喷射推

力向量控制方案的应用,人们对它们的流动计算也逐步进行了研究。

在喷管计算臻于完善的同时,人们注意到燃烧室的流动计算是喷管计算的先导。燃烧室出口参数(即喷管入口条件)的不精确,将对喷管计算的精确性产生重大影响。因此,人们已经认识到,由于燃烧室气流马赫数低而不予重视,甚至假设喷管入口处的气流是滞止的,这些都是不妥当的;何况在一定的条件下,例如,为了提高装填密度而进行的通道狭窄的装药设计,以及无喷管发动机的应用等,燃烧室的气流马赫数并不低。此外,侵蚀燃烧、振荡燃烧等计算也需要燃烧室通道内确切的流动参数分布资料。因此必须把燃烧室与喷管统一起来考虑。问题还不止如此。喷管射流和多喷管射流相互间的作用,以及在喷管后设置燃气舵,它们的流场是在喷管流动基础上的延伸。这样,固体火箭发动机燃烧室、喷管内和喷管外的流场应当构成一个一体化流动计算的整体。

从本世纪60年代到80年代(其中70年代发展最快),包括燃烧室、喷管内外流场在内一体化的轴对称二相流计算代表了第二时期的发展水平。

二、气体动力学与发动机设计和专题研究的横向联系

固体火箭发动机理论计算的基本任务是获得发动机的燃气流动参数和流道尺寸,为进一步进行性能预估提供依据。数十年来,除了对上述基本问题精益求精以外,人们还开展了许多专题研究,例如:点火起动、转级熄火、稳态燃烧、侵蚀燃烧、振荡燃烧、三维装药通道中的燃烧与流动、裂纹燃烧、驼峰效应、沉积、烧蚀和温度场、摆动喷管和喷管二次喷射推力向量控制、推力偏心、优化设计、发射时喷管射流对发射装备的影响、多喷管射流间的相互作用、喷管射流对遥控讯号的衰减、燃气舵流场、烧蚀和温度场……。这些研究专题大多数与发动机的性能直接有关,它们不但需要在燃烧室和喷管中的流场资料作为基础和起点,而且研究专题本身的方程和计算又与燃气流动问题紧密融合在一起。这些专题研究的成果直接应用到发动机设计,人们企图把固体火箭发动机中常出现的特殊问题研究透彻,防患于未然,以求发动机研制一举成功。因此,气体动力学不但是固体火箭发动机理论计算的重要基础,而且是众多专题研究的起点,固体火箭发动机的流场计算已成为众所瞩目的中心问题。

三、二相流研究的重要意义

当前,除了一小部分固体火箭发动机使用双基或改性双基推进剂以外,添加铝粉的复合推进剂是其主要能源。因此,绝大多数宇航、战略、战术导弹用的固体火箭发动机的设计,都离不开带有 Al_2O_3 微粒的二相流计算。添加铝粉,一方面提高了推进剂能量,又能抑制高、中频振荡燃烧;另一方面,导致产生二相流损失,使比冲降低。目前,在许多高能推进剂中常加入10~20%的铝粉。对于加17%铝粉的复合推进剂,燃烧产物中约含有30%(按重量计)的 Al_2O_3 微粒。据统计,在喷管流动中,二相流损失常占总损失的 $1/3 \sim 1/2$,它是固体火箭发动机流动中最大的损失,可使比冲下降1.5~2.5%。计算由二相流引起的损失和比冲下降,是属于气体动力学的任务。

二相流对固体火箭发动机的影响,还远不止引起最大的流动损失的问题。首先,凝相 Al_2O_3 微粒与气相间的相互作用,一是阻力,二是传热。因此,它将影响燃烧室和喷管内、外主流诸如温度、压强等一切流动参数。其次,主流参数的不同,又将引起推进剂燃烧、流

动中化学反应、传热、凝相在壁面的沉积,反应边界层参数、烧蚀、二次喷射状况等的变化,这些都是无可置疑的。更进一步,当凝相微粒本身参与上述过程的时候,对其机理和计算又将产生怎样的影响呢?对这一问题,目前还不很清楚,因而在建立上述过程的模型时常常加以回避。但它又是一个非常尖锐、非常重要、不容回避的问题,因而迫切需要人们去研究解决。

关于固体火箭发动机中二相流动的研究,其现状大致如下:

对凝相微粒与气相之间相互作用的阻力与传热,以及对微粒平均直径的计算等,研究得比较多。许多经验公式的应用表明,已可应付一般的工程计算。关于流动过程中因微粒撞击而产生的凝聚与破碎,已有了初步的研究、应用和结论。关于燃烧室中二相流的研究,除少量较简单的一维二相流外,进行得并不充分。关于喷管中二相流的研究比较受到重视,研究的成果比较多。微粒尺寸分级下的轴对称喷管跨音速、超音速段的二相流动计算、微粒流线、二相流损失,以及最佳型面设计,代表了目前喷管理论计算的水平。潜入喷管进口附近流场和亚音速段的二相流计算尚需进一步研究。考虑有化学反应和气体粘性的二相流全耦合喷管,对其超音速段和射流的流场计算已经取得结果。对于燃烧室和喷管中的非定常纯气相流动,研究工作已逐步取得某些进展,而对非定常二相流动的研究尚处于初始阶段。关于微粒在喷管壁面上沉积的研究取得了初步效果。关于喷管烧蚀虽取得了不少研究成果,但基本上未考虑 Al_2O_3 微粒的作用。在有微粒参与的二相流条件下,推进剂的各种燃烧模型、对流和辐射传热,点火起动过程、反应附面层理论、烧蚀和温度场模型、二次喷射流动等,基本上还是空白。其原因是,对微粒如何进入湍流边界层和热防护壁面,以及微粒与边界层、推进剂或壁表面间的相互作用(质量、动量、热量传递)的机理还不太清楚,数学处理也更复杂。二相流的理论研究进展与实验研究是分不开的,许多经验或半经验公式直接来自实验测量,一些理论计算结果也得到实验的证实。今后应特别重视运用各种先进手段来观测微粒运动的轨迹以及微粒在各种研究专题物理模型中的作用机理。

总之,对于含铝推进剂固体火箭发动机的各种计算,不考虑二相流是不合适的。关于二相流的理论和实验研究,还需要有志者去毕力从事和逐步完善。

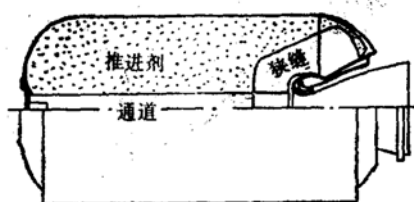
四、反应湍流边界层理论

反应湍流边界层理论是一支新兴的边缘课题,它首先在弹头再入大气层热防护计算中得到应用,然后,在其它工程领域也有越来越多的应用。从本世纪80年代起,这一理论已逐步应用到复合和双基推进剂侵蚀燃烧模型以及以热化学烧蚀为特点的碳基和硅基喷管的烧蚀模型。在这些模型中,反应湍流边界层理论能细致地描绘其机理并反应其物理本质。计算与实验的一致性证明了这种理论应用的正确性及其存在的生命力。作者已首次把反应湍流边界层理论列入固体火箭发动机气体动力学范畴^[1]。反应湍流边界层理论,包括解其方程组的数值计算,开辟了固体火箭发动机气体动力学崭新的一页。

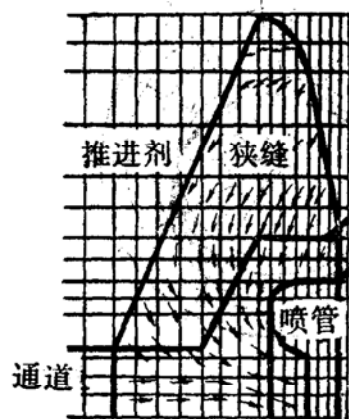
五、三维流动研究的迫切需要

在固体火箭发动机中,轴对称二相流的研究是很重要的,并且是很基本的,它的发展也还不很完善。尽管如此,三维二相流计算已感到迫切需要。近代的固体装药设计早就采用三维的型式,例如球柱翼装药设计,其通道中的流动以及气流的交汇根本就不是轴对称的,必须用三维计算才能反映它的物理本质。三维气流进入喷管,尽管喷管是轴对称的,但它的流

动也不再是轴对称流所能真实描绘的了。随之，固体火箭发动机中一系列的研究专题，也必须以三维二相流为基础。形似对称的星孔、车轮型装药，采用轴对称流计算也不甚合理，气流对喷管内衬冲刷的星形构槽残痕已证实了这一点。流入喷管的气流与轴线的偏斜将产生推力偏心 and 力矩，对于无控火箭要将它们减至最小。而摆动喷管却利用这样的偏心推力和力矩来操纵导弹飞行，通过三维计算可以得到它们的规律。超椭圆喷管的流场也是三维的。多个喷管、多个推力终止反向喷管、二次喷射推力向量控制，它们的应用所引起的发动机内外流场的非对称性又会产生什么新现象呢？这只有依靠三维二相流动研究来发掘。已经进行的三维流动计算说明，它与二维流动计算的结果有重大的差别，它对于流场的物理图象能表达得非常清楚，还能表明二维流动计算无法表示的物理图画。例如，三维装药通道内的流场(见图1)，摆动喷管的流场(见图2)，超椭圆喷管的流场(见图3)，多喷管的排气流场(见图4)……。许多资料表明，某些三维流动计算还证实了实验中发现的某些二维流动计算不能解释的现象；或者三维流动计算预示了某些新现象，后来又被更细致的实验所证实。现在能提供作为设计资料的试验数据是很不充分的，获取试验数据常常相当困难，费用也很昂贵，这就迫使研究者去探求更完善的、精确的计算，例如固体火箭发动机中的三维二相流动计算。目前这种计算的范例还很少，但是实际需要的迫切性召唤着人们去从速进行研究。



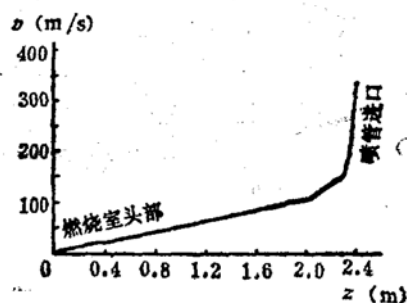
a. 三维装药火箭发动机



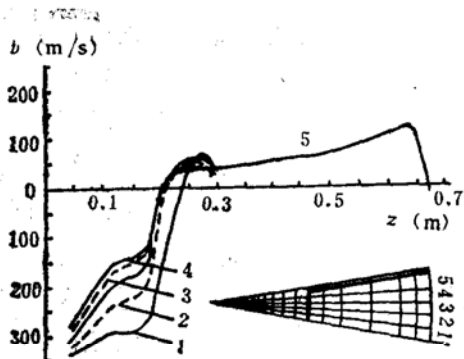
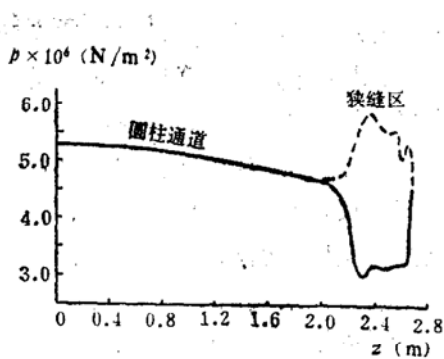
b. 狭缝中的二维流速



c. 喷管进口平面上的速度分布



b. 燃烧室中沿轴线的速度分布



e. 狭缝通道内和通道间的压强分布型式 f. 在五个扇形面中的轴向速度分布型式

图1 三维装药通道内的流场

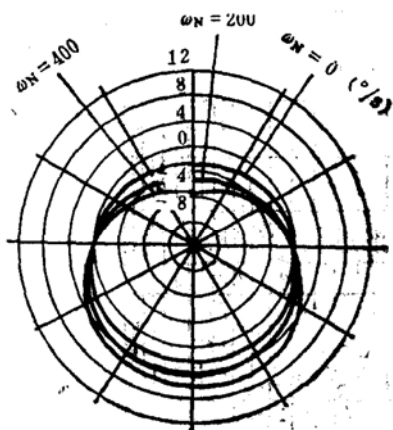


图2 在不同的喷管摆动速度下, 喷管出口截面上的壁面压力畸变

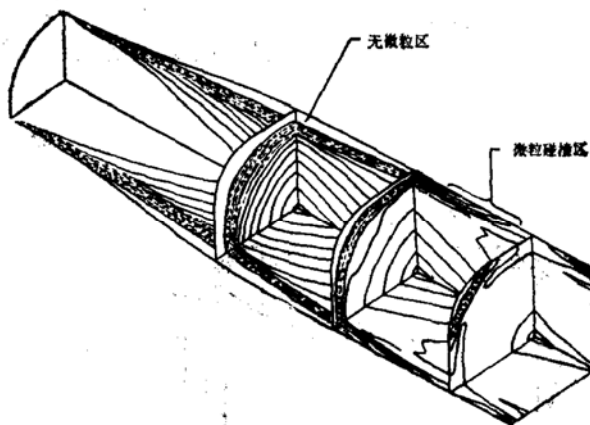
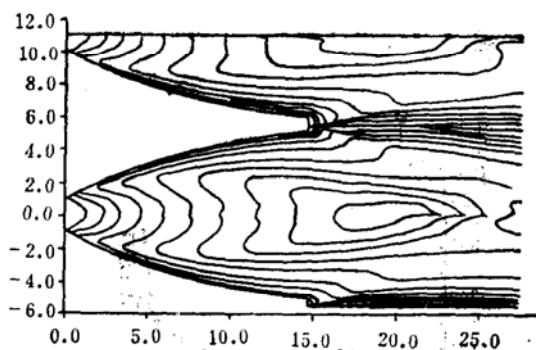
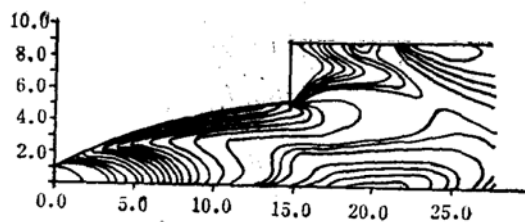


图3 超椭圆喷管中的微粒密度分布



a. 等马赫数线



b. 等压强线

图4 多喷管的排气流场

六、计算气体动力学的地位

由上述可知,固体火箭发动机的燃气流动过程是很复杂的,既有燃烧室中的流动,又有喷管中的流动;既涉及定常流动,又必须处理非定常流动;既要考虑纯气相流动,又要考虑有微粒参与的二相流动;既要研究主流的流动,又要研究边界层流动;既要处理轴对称流动,又要处理三维流动;……。归纳起来,固体火箭发动机的气体动力学问题可抽象为三维、二相、非定常、粘性、加质、复杂移动边界条件的流场计算。如与众多的专题研究相结合,更涉及到传热、推进剂燃烧、推进剂强度和变形(粘弹性)、反应湍流边界层、气流交汇、激波系等复杂现象。特别是在某几种流动和现象交叉重叠时,显得格外复杂。现在,计算气体动力学已经有很大的发展。同时,近代计算机的发展已为可能进行如此复杂的气体动力学计算问题提供有力的工具。

固体火箭发动机气体动力学的计算课题一般可分三步完成:建立物理模型和控制方程,方程的数值计算,计算结果的图象显示。建立模型和方程必须以弄清机理抓住问题的物理本质为基础,物性参数对计算的准确度也有很大的影响,这些都要与实验相结合。数值计算方法已经有很大的发展,包括计算方法(差分法,有限元法等),网格生成技术,各类方程的解法和激波的截获等。计算机的立体动态图象显示结束了大批枯燥无味的、烦人的数据人工分析,而能形象地、动态地展示全部物理过程。三维、二相、计算气体动力学与固体火箭发动机一体化工作过程的计算机图象显示相结合,将成为本世纪90年代乃至21世纪初固体火箭发动机气体动力学第三阶段发展的新水平。这种研究和设计方法不但对减少试验、缩短研制周期、节省经费,而且对提高研制质量都有重大意义。性能越来越好又能一举研制成功的理想指日可待。

七、结 论

1. 固体火箭发动机从燃烧室到喷管内、外的流场应组成一体化的计算。
2. 气体动力学是固体火箭发动机理论计算的重要基础,是众多专题研究的起点。固体火箭发动机的流场计算已成为众所瞩目的中心问题。
3. 轴对称二相流的研究已取得相当大的成果,但尚需进一步发展和完善。固体火箭发动机一体化的轴对称二相流计算代表固体火箭发动机气体动力学发展第二时期(本世纪80年代)的水平。
4. 使用先进测量手段的二相流实验研究需努力开展。
5. 各研究专题迫切需要建立有 Al_2O_3 微粒参与的物理和数学模型。
6. 反应湍流边界层理论,包括其数值解算,是固体火箭发动机气体动力学的新领域。
7. 三维、二相、计算气体动力学是今后发展的重点和方向;它与固体火箭发动机一体化工作过程的计算机图象显示相结合,将成为固体火箭发动机气体动力学发展第三个时期(本世纪90年代及21世纪初)的新水平。
8. 本文的思路可供总结其它航空与宇航发动机气体动力学发展与展望的参考。

参 考 文 献

- (1) 何洪庆、张振鹏主编:固体火箭发动机气体动力学,西北工业大学出版社,1988年6月出版。
- (2) Zencrow, M. J. and Hoffman, J. D., Gas Dynamics, Vol. I, 1976, Vol. II, 1977, New York.
- (3) 方丁酉:两相流喷管最佳型面理论计算研究工作报告,国防科技大学,1985.12。

NOZZLELESS ROCKET MOTOR

Li Yiming Pei Ming

Abstract

In this paper, we sum up the achievement resulted from developing a nozzleless solid propellant rocket motor. We analyse the merits and demerits of a nozzleless motor and compare them with that of a nozzled one. The performance of ignition, combustion, grain deflection and two phase flow inside nozzleless motor are described. Some of the problems in calculating the interior ballistics for nozzleless motor are also discussed.

Keywords: Nozzleless rocket motor, Solid rocket engine, Rocket ramjet, Rocket engine nozzle, Review

THE ADVANCE AND PROSPECT ON GAS DYNAMICS OF SOLID PROPELLANT ROCKET MOTOR

He Hongqing

Abstract

The development and application of gas dynamics, especially two-phase flow, of SPRM are clarified in a fashion of outlines in present paper. Gas dynamics is the important foundation for theoretical design, performance calculation and the some special topic studies of SPRM, and the flow field computation has grown into the cored affair which many people have being paid a close attention to in the design and study of SPRM. The view point of integrating the whole inner flow field computation of SPRM is proposed. The theory of reacting turbulent boundary layer is a new field of the gas dynamics of SPRM. The Theoretical and experimental studies of the axisymmetric two-phase flow have obtained remarkable achievements, but they must be proceeded and improved successively. It is urgent to establish the physical and mathematical models which take the Al_2O_3 particle function into account for many special topic studies in SPRM due to the desire of engineering design. The three-dimensional, two-phase and computational gas dynamics is the developing direction from now on, and its combination with computer graphics for showing whole operating process of SPRM