

羽流问题研究概况

蔡国飙 祖国君 王慧玉 张振鹏

(北京航空航天大学宇航学院, 北京, 100083)

摘要: 概要介绍了羽流研究的目的和意义, 羽流研究的方法及国内外羽流研究的现状。阐明了用数值模拟的方法研究羽流问题的必要性和迫切性。

主题词: 尾流, 数值模拟, 述评

分类号: V411.3

THE SKETCHY SITUATION OF STUDY ON PLUME

Cai Guobiao Zu Guojun Wang Huiyu Zhang Zhenpeng

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

Abstract: This paper has sketchy introduced the contents of plume in several aspects, the purpose and importance of the study, the methods and domestic and international situations on this study. Simply states the necessity and urgency to study plume, specially with numerical simulation methods.

Subject terms: Wake, Numerical simulation, Review

1 研究的目的和意义

飞行器的流动问题大致可分为内流和外流两部分。过去在内流的研究上, 着重于燃烧室和喷管中的流动, 对喷流研究较少。近些年来, 随着航空航天高科技向纵深发展, 并随着计算机技术和计算流体力学的发展, 人们对尾流问题也进行了研究。

尾流通常指飞行器尾部的流动, 喷流是指发动机喷射出来的气流, 羽流是指火箭发动机在高、真空状态下喷射出来的状似羽毛的喷流。尾流、喷流、羽流虽有其各自的定义, 但目前人们并不太关心其区别, 一般研究也是针对尾流, 当然其中自然就包括喷流和羽流了。由于飞行器不同, 执行的任务不同, 尾流问题也各种各样。研究的尾流问题大致有下述内容:

a. 大气中飞行的尾流问题, 需研究热喷流和冷空气的相互作用, 还涉及到激波、热传导、

红外辐射、化学反应、多相流动等问题。

b. 有背体情况下的回流问题。回流的作用将会使背体和喷管的热传导率增加,需研究喷管和背体的冷却问题。

c. 高空下的流动分离问题。在高空,由于空气稀薄和飞行速度很高,在尾部边缘将会产生流动分离,它将导致飞行器的摆动、飞行不稳定、推力损失、不能按预定轨道飞行、飞行器达不到预定的高度和区域,对于液体火箭发动机,还会对储箱中的推进剂产生影响,导致化学侵蚀等不良后果。

d. 多发动机和多喷管问题。多发动机主要用在大型的运载器;多喷管问题则很普遍,如一些飞机、各种大型火箭和航天飞机的尾喷管,气动激光技术所使用的喷管排等等。此时尾流研究有其复杂性,即三维性,喷流的相互作用等等。

e. 火箭发射和级间分离的喷流问题。喷管外物体的结构对喷流的影响较大,反过来,喷流又会对发动机和喷管产生作用。

f. 真空中的羽流问题。随着航天技术的飞速发展,真空羽流问题显得尤为重要,特别是对于人造卫星上的姿控发动机(或轨控发动机)。由于通讯卫星表面是敏感的光学电子原件,姿控发动机工作时其羽流将可能折返撞击表面板和仪表,易导致粒子污染(粒子附着和化学反应),影响卫星的控制和结构完整性。撞击热载也会使表面仪器过早老化,羽流冲击会导致冲量的损失。由于用多个姿控发动机定期调姿,因而将会使星体表面仪器污染越来越严重,严重影响通讯卫星的工作寿命。因此,全面研究姿控发动机的羽流、设计出受羽流影响较小或不受羽流影响的一体化星体至关重要。

2 研究的方法

尾流问题的研究方法虽然多种多样,但大致可分为如下三种:半经验和分析的解法、试验测量的方法以及数值模拟的方法。半经验和分析的方法主要是针对比较简单的几何模型,在流动可视为线性、物理过程又不太复杂的情况下,利用简化而得出的分析解或半经验半理论公式,对流动问题进行研究,为飞行器的设计提供依据。但随着人们对飞行器的要求越来越高,需研究的尾流问题便越来越复杂,而且飞行器尾部几何形状也越来越复杂,流动也多是湍流的,因而半经验和分析的方法便不能满足当今飞行器的设计要求了。

试验测量的方法是用实物模型试验的方法模拟飞行器工作过程中的尾流问题,在试验中记录各物理量,从而得出人们所关心的数据,为设计各种各样的飞行器,提供直接的数据。该方法在飞行器的设计研制过程中起着重要的作用,可以说,航空航天科技是在试验的基础上发展起来的。但是随着现代航空航天技术的飞速发展,对飞行器研制的周期、经费等的要求也越来越苛刻,因而试验的方法已不再是飞行器设计的唯一方法。当然,试验的方法在飞行器的设计中仍起着十分重要的作用。

数值模拟的方法是随着计算机和计算流体力学的发展,为了满足飞行器设计多、快、好、省的要求而逐渐为人们所采纳的一种研究和设计的方法。数值模拟不仅能快速提供设计者所希望得到的数据结果,还能提供多种设计方案供设计者选择。在尾流问题的研究上,由于尾流问题复杂多样,有些情形是用实物试验无法模拟的,而数值模拟的方法则能克服这一困难,为设计者提供各种情形下的尾流场参数,还可以得到一些目前用实物试验无法得到的数据。这

又是实物试验方法无法比拟的。此外,数值模拟还能节省大量的人力、物力和财力,意义重大。

数值模拟的方法是利用计算的手段,针对飞行器的流场情况,在明确所研究的流场后,将流场划分为若干个网格点,然后用差分的方法数值求解流场的控制方程,从而得到流场中各物理量的分布情况。基于羽流场的问题研究,数值模拟的方法又不同。研究大气层中的羽流问题时,目前通常采用差分求解湍流 N-S 方程的方法,湍流模型以代数模型和两方程模型为主,差分格式多为 MacComark 或 Beam-Warming 隐式差分的方法。对于超高空和真空中的羽流问题,由于其流动特性与大气层内不同,其流动包括羽流核心区的连续介质流和外围的过渡流及分子自由流,因而单纯的数值求解 N-S 方程已不再适用,数值模拟很困难,目前还没有满意的方法和结果,国外开始用直接模拟的蒙特卡洛法(DSMC)来研究,但由于该方法要求计算网格尺寸小于分子的平均自由程,且只考虑分子的二体碰撞,因而只适应于极低密度下的流动计算,对羽流核心流并不适用,这是基于计算机内存和速度的困难及其准确度的原因。国外将 DSMC 方法用于羽流场的数值模拟,尚属方法性探索阶段,也仅限于极低密度的羽流(为了计算而人为给出的羽流),结果还不太满意。所以,考虑在羽流核心区用数值求解 N-S 方程的方法和外围区用 DSMC 方法相结合的方法来数值模拟高真空羽流似乎是较理想的方法,但这会带来更多的困难,如 DSMC 方法的使用、分区的标准、边界的确定、边界条件的处理、二方法的藕合问题及计算机时间问题等等,这有待于进一步的研究。

3 国外研究现状

60 年代开始 Sibulikin M 和 Albin F A 等做了高空下火箭羽流的半理论半经验分析研究^[1,2]。这一时期国外主要侧重于简单的模拟和计算。近年来,用试验的方法对羽流问题进行了较多的研究,主要工作包括:1985 年 Pretre H L 等发表的带喷流的导弹尾流场的试验和计算结果的比较^[3];1989 年 Przewier R F 等用气体推进剂燃烧室技术所做的固体火箭喷流的模拟^[4],该研究的内容较多,包括多羽流的相互作用,高低空下羽流的风洞试验,背体的加热、羽流碰撞的影响,并做了纯气相和含 Al 喷气的试验;90 年代初,Boyd I D 和 Penko P F 等做了真空中小喷管羽流的试验研究^[5,6];1992 年 Kennedy K D, Walker B J 等发表了关于羽流流场试验测量和计算预测的论文^[7],两种方法所获得的结果比较吻合;1993 年 Hartfeld Roy 等用流动显示的方法研究了真空中羽流的结构^[8];1993 年 Samanta Roy R I 模拟了离子火箭的羽流污染问题^[9]。

近十年来,国外注重用数值模拟的方法研究羽流,取得巨大的成果。80 年代初期和中期,对羽流的数值模拟研究侧重于大气层中,研究的方法主要有解无黏流动 Euler 方程的方法、无黏-有黏迭代方法、分块模拟方法、数值求解 N-S 方程的方法,这是由当时的计算机条件和计算流体水平所决定的。研究的内容侧重于导弹和飞机的轴对称尾部流动。

80 年代后期到现在,数值模拟研究羽流的工作无论在范围上还是在方法上都有很大的突破。对大气层的尾流问题,以解雷诺平均的 N-S 方程为主,多应用代数湍流模型和两方程湍流模型,采用 MacCormack 和 Beam-Warming 隐式差分的方法等方法,建立了许多通用的软件包,研究的高度也从低空到了高空,研究内容也不是单一的轴对称羽流,而是包含了多喷管、多发动机等复杂几何外形的三维羽流,并对离子火箭及核子火箭羽流也进行了研究。对回流、

羽流激波和分离流动、火箭发射和级间分离的羽流及带化学反应的羽流进行了广泛的研究,取得了较多的成果。这主要体现在 Wolf D 等人的工作上^[7,10~15]。经过这一时期的工作,大气层中羽流的研究已趋于完善。

国外对高高空和真空羽流的数值模拟研究始于 80 年代末,到现在也只有短短几年的时间,这主要是由于这一区域的羽流从流动状态来看包含着黏性流、过渡流和分子自由流几个部分,对过渡流目前还尚无完善的理论,因而进行数值模拟比较困难。后来随着计算机条件的改善(内存的扩大),人们采用了与流态无关的直接模拟的蒙特卡洛方法(Direct Simulation of Monte Carlo Method——DSMC),该方法是用粒子的方法来模拟流场中的流动,该方法用统计力学的方法,将流场分成很多微元,在每个微元中按 Maxwell 随机分布律放置一定数量的粒子(分子),通过对每个微元中的每个粒子运动的跟踪,统计出每个微元的平均物理参数,再对所有参数进行数值计算,然后再将计算后的参数返回到各自的微元中,继续跟踪,如此反复迭代,直到收敛,便得到流场中的参数分布,该方法适用于稀薄气体中的流动,正逐渐为人们所采用。同时作为一种比较,在可能的情况下也用解 N-S 方程的方法计算了核心流近场和用解 Boltzmann 方程的方法求解了真空羽流近场,取得了较一致的结果。这些研究工作主要在于超高空和真空中的火箭发动机(特别是通讯卫星上的姿控发动机)的羽流数值模拟。这主要体现在 Doo Y C 等人的工作上^[5,6,15~17],由于计算机条件(内存)的限制,这一方面的工作还不够完善,模拟真实发动机,特别是较大发动机的工作还很困难。

4 国内研究现状

与国外相比,我国在尾流问题的研究上虽然作了一些工作,但还有较大差距,这主要是由于我国航空航天技术的整体水平及我国的计算机条件等所决定的。我国在尾流问题上所取得的主要进展有以下几个方面:

1990 年王福恒、董雁冰作了“拦截器尾焰射流场的计算”工作^[18],1993 年张平等发表了高空下火箭羽流场的数值计算及非平衡化学反应的羽流参数计算^[19,20]。两文均采用了火箭排气动力学理论进行分析计算,属半经验理论研究范畴。

1984 年张福祥、廉闻宇作了超音速火箭射流及对平板冲击压力分布的试验研究,90 年代,廉闻宇、张福祥、闫大鹏等用光学显示的方法研究了火箭发动机燃气射流流场及激波结构^[21]。

1992 年张涵信、黎作武发表了“高超声速尾流尾迹的数值模拟”论文^[22]。该研究用 NDD 格式(及改进格式)数值求解层流 N-S 方程的方法,模拟了高超声速下二维轴对称无喷流的飞行器尾流轨迹的流动,给出了主膨胀波、拐角激波、迹激波及自由剪切层,所得结果与实验结果一致,1993 年 Wang Z H 和 Wang C Y(国防科大)在 AIAA 发表了类似工作的论文,但所用的方法是用 MacCormack 格式求解二维轴对称的雷诺平均 N-S 方程。

1989 年纪永春、崔济亚等作了喷管内外超跨音速黏性流动的数值研究^[23],数值模拟采用 MacCormack 格式求解轴对称 N-S 方程的方法,并用实验方法显示了收缩喷管和引射喷管的射流场;1991 年杨弘炜、李椿萱用 MacCormack 格式求解雷诺平均 N-S 方程的方法研究了二元喷管的喷流流场,并研究了其中的化学反应和红外辐射情况^[24];1992 年王强、李椿萱用分块计算迭代的方法研究了火箭或导弹底部阻力的计算及尾部流场,同时还用半经验方法数值模拟了燃气羽流远场^[25];1992 年祖国君研究了歼七飞机的喷管内流及羽流,并考虑了非平衡

化学反应^[26]。

5 结束语

综上所述,我国在羽流问题上的研究还有待进一步的努力,特别是有些领域的工作还很少或根本未进行,如多喷管或多发动机羽流的数值模拟,真空羽流研究等等。由于我国航空航天技术与发达国家相比还有较大差距,在羽流研究上也落后于发达国家,而羽流问题的研究对飞行器的设计是不可缺少的,因此,对我国来说,羽流问题的研究尤为迫切,否则不仅赶不上世界先进的航空航天水平,而且差距只能越来越大。

参 考 文 献

- [1] Albini F A. Approximate Computation of Underexpanded Jet Structure. AIAA Journal, 1965 (8)
- [2] Sibulikin M & Gallaber W H. Far-Field Approximation for a Nozzle Exhausting into a Vacuum. AIAA Journal, 1963 (6)
- [3] Petrie H L & Walker B J. Comparison of Experiment and Computation for a Missile Base Region. AIAA-85-1618
- [4] Przewwiecki R F, Boyer D W, Pearce B E & Baran A J. Propellant Rocket Exhaust Plumes Using a Gaseous Propellant Combustion Technique. AIAA-89-1763
- [5] Boyd I D, Penko P F & Meissner D L. Numerical and Experimental Investigations of Rarefied Nozzle and Plume Flows of Nitrogen. AIAA-91-1363
- [6] Boyd Iain D, Penko Paul F, Meissner Dana L, et al. Experimental and Numerical Investigations of Low-Density Nozzle and Plume Flows of Nitrogen. AIAA Journal 1992 (10)
- [7] Kennedy K D, Walker B J, Mikkelsen C D, et al. Measurements and Predictions for Velocity and Turbulent Kinetic Energy in Co-Flowing Air/Air Plumes. AIAA-92-2782
- [8] Harfield Roy & Eskridge Richard. Experimental Investigation of a Simulated LOX Injector Flow Field. AIAA-93-2373
- [9] Roy R I Samanta & Hastings D E. Modelling of Ion Thruster Plume Contamination. AIAA-93-2531
- [10] Wolf D. Analysis of 2-D and 3-D Rocket and Scramjet Nozzle/Exhaust Flowfields Using the SPAN Family of PNS Solvers. AIAA-89-1764
- [11] Holcomb J Eric. 3-D Adaptive Grid Navier-Stokes Rocket Plume Calculations. AIAA-91-0146
- [12] Venkatapathy E & Feiereisen W J. Computational Analysis of Plume Induced Separation. AIAA-91-0711
- [13] McDonald Allan J. Chemical Rocket Propulsion and the Environment. AIAA-92-1660
- [14] Wang T S. Numerical Analysis of Base Flowfield at High Altitude for a Four-Engine Clustered Nozzle Configuration. AIAA-93-1923
- [15] Chung C H, Kim S C, Stubbs R M, et al. Analysis of Plume Backflow around a Nozzle Lip in a Nuclear Rocket. AIAA-93-2497
- [16] Doo Y C & Nelson D A. Analysis of Small Bipropellant Engine Internal Flows by the Direct Simulation Monte Carlo Method. AIAA-87-1548
- [17] Penko P F, Boyd I D, Meissner D L, et al. Measurement and Analysis of a Small Nozzle Plume in Vacuum. AIAA-92-3108

(下转第 81 页)

$3\mu\text{m}$ 至 $10\sim 14\mu\text{m}$ 。由于孔隙很小,因此渗油能力很强,其渗油高度可达几十厘米。可以推断,采用陶瓷多孔体作稳定器时其间会充满燃油的分析是合理的。

(4) 陶瓷多孔体的内表面积达到 $1000\sim 3300\text{cm}^2/\text{cm}^3$ 。小的孔隙直径和巨大的内表面积,使得燃油流过时会产生很大的阻力^[4]。当内部产生气泡时由于表面张力的存在,会产生附加压力。半径为 $10\mu\text{m}$ 的气泡产生的附加压力可达 4600Pa ,这无疑会增大燃油的流动阻力。因此燃油在陶瓷多孔体内的流动将是一个复杂的问题,需要进一步加以研究。

(5) 陶瓷多孔体中的小的孔隙直径和巨大的内壁效应,会使流过介质中的微小质点阻塞孔隙。在我们的实验中曾发生过这种现象,这是多孔毛细陶瓷在应用中需要注意解决的一个问题。

参 考 文 献

- [1] 科林斯 R E 著. 流体通过多孔材料的流动. 北京: 石油工业出版社, 1984. 8
- [2] 谈慕华、黄蕴元编. 表面物理化学. 北京: 石油工业出版社, 1985. 12
- [3] 程征兰等编. 简明界面化学. 大连: 大连工学院出版社, 1988. 4
- [4] 崔国文编著. 表面与界面. 北京: 清华大学出版社, 1990. 11

(上接第 54 页)

- [18] 王福恒, 董雁冰. 拦截器尾焰射流场的计算——尾流对拦截器的干扰和影响. 863-409-5, 推进技术概念研究文集, 1990. 3
- [19] 刘青云, 崔继嵩, 张平. 高空火箭发动机羽流特性的计算机预估. 推进技术, 1993(3)
- [20] 张平, 崔继嵩, 刘青云. 二维火箭喷焰流场的化学组分和电磁特性计算. 推进技术, 1993(2)
- [21] 闫大鹏, 贺安之, 苗鹏程等. 火箭发动机燃气射流流场的光学显示方法研究. 航空动力学报, 1993(1)
- [22] 张涵信, 黎作武. 高超声速层流尾迹的数值模拟. 力学学报, 1992(2)
- [23] 纪永春, 马铁犹, 崔济亚. 二元喷管三维黏性流场的数值模拟. 航空动力学报, 1991(1)
- [24] 杨弘炜. 矢量推力系统内外流场的数值模拟及飞行器尾喷流红外辐射信号的计算: [博士论文]. 北京: 北京航空航天大学, 1991. 9
- [25] 王强. 火箭或导弹底部阻力计算方法研究及燃气羽流远场计算: [博士论文]. 北京: 北京航空航天大学, 1992. 6
- [26] 祖国君. 歼七飞机喷管喷射流场研究. 北京航空航天大学, 科研报告, 1992. 9