

超声速和高超声速进气道的数值模拟*

王保国、卞荫贵

中国科学院力学研究所, 北京(邮政编码100080)

摘要 本文讨论超声速和高超声速进气道的数值模拟问题, 其中包括国内外对进气道问题的一些主要进展、方向和今后预研的动态, 目的在于弄清流场形成的机理, 为高速飞行器进气道的气动设计提供理论依据。

关键词 超声速流动; 高超声速流动; 进气道; Navier-Stokes 方程; 数值模拟

本文主要谈 4 个问题: ①进气道在航空和航天技术中的作用; ②关于进气道研究的几个课题; ③数值模拟进气道流场的几种途径; ④发展高精度、高分辨率、快速求解高速进气道 3 维粘性流场的设想。

1 进气道在航空和航天技术中的作用

在现代飞机、飞航导弹及其他飞行器的设计和研制中, 进气道的作用及其有关的流体力学问题越来越引起航空、航天设计师和从事气动研究人员的注意。例如激波的数值模拟技术, 激波与湍流边界层的相互作用, 湍流结构和流场细微结构产生的机理等。这些问题恰是当前空气动力学中正在开展和主攻的重要方面之一。

进气道系统的主要任务是为发动机提供并预压一定量的空气, 其主要的气动性能指标为进气道出口的平均总压恢复系数和出口流场畸变指数。随着飞行速度的增加, 在热力循环中进气道的冲压作用所占的比例也越来越大, 以至于可取消压气机; 即使将来出现 Mach 数为 15—25 的跨大气飞行器(这种飞行装置可能用液氢作燃料), 为了减轻重量仍会选用进气道吸入空气获取氧化剂的方案。因此进气道的研究在今后很长时间内将一直会有生命力。

随着飞行速度与机动性能要求的不断提高, 飞行的攻角和侧滑角范围将大为增大, 这对进气道进口流场会起不利作用; 发动机希望进气道长而直, 以便为发动机进口提供较均匀的气流, 而总体重量则要求设计的进气道尽可能短; 对于隐形飞机则要求进气道曲折, 能使压气机隐藏起来。因此进气道形状不断更新, 从 50 年代比较简单的皮托管式, 过渡到 60 年代的两侧进气, 进而发展到 70 年代的机身、机翼屏蔽的 S 型进气道, 近年来又出现了背负式进气道, 并利用前机身边条来卷走进气道进口前方的低能流^[1,2]。由于进气道在总体设计上

* 国家自然科学基金和国家博士后基金资助项目。

处于从属地位，它常被布置在从空气动力的角度来看最为不利的位置，因此设计者所面临的任务就是从这种最不利的布局出发，设计出能够满足各方面要求的进气道。

成功的进气道设计离不开风洞试验和数值模拟。事实上40—50年代，美国就已经对Mach数2.5以下的飞机进气道进行了较为全面的研究，其中包括将各种进气道安装到飞机有关部位上的试验。这些研究为后来型号的发展，如隐形飞机、垂直短距起落飞机的进气道问世奠定了基础。据美国的有关资料报道^[3]，在整架飞机的研制过程中，进气道的设计以及与之有关的一些试验通常都要花费相当多的时间和资金，因此发展能描述粘性流动的数值方法，将成为研制新型飞行器进气道系统的一种经济且有效的重要途径。

2 关于进气道研究的几个课题

与进气道有关的研究所涉及的方面很广，可粗略归并为如下6个方面。

2.1 进气道与发动机组合体动态特性和控制特性的研究 这直接涉及战斗机的性能。作战姿态的不断变换和推力的不断变化使得进气道内的激波间断面不断遭受扰动。这种扰动要么使得进气道处于亚临界状态从而进气道内流动不稳定，要么使得进气道处于严重的超临界状态导致压气机失速、喘振，甚至导致压气机叶片断裂。因此研究扰动作用下的动态特性和控制问题便显得极为重要。早在50年代美国就建成了Mach数为2的 2.4×1.5 米²超声速风洞，用它进行扰动作用下的动态特性试验；70年代又建成了Mach数为3的 3×3 米²超声速风洞^[4]。

2.2 进气道与发动机组合体的相容性研究 其中，动态畸变指数是检查相容性的一个重要指标。美国曾选用这个参数作中间控制量去制定飞机与推进系统的综合控制律，并将这种控制律用于F-111(1976年)和F-15(1983年)飞机的研制，达到了将原先预留的压气机稳定裕度释放一部分加以利用的目的，并且在超声速范围内增大了推力，降低了燃油消耗率。

2.3 进气道与飞机干扰的研究 这在近年来已获得很好的应用，例如在F-16和F-18飞机上就充分利用了机身的屏蔽作用，从而大大减小了进气道性能对攻角等因素的敏感性；F-19则是一种隐形歼击机，它的进气道布置在背部并且管道为S型。

2.4 唇口形状的研究 如果唇口设计得薄而尖，则超声速流动时波阻小，但亚声速流动时却会引起流动分离而造成能量损失，尤其是在飞机起飞时。反之，若采用圆弧状的亚声速唇口，则超声速飞行时又会有大的波阻。因此，必须在考虑总体性能的前提下，通过数值计算和部件实验，精选出合适的唇口形状和适当的位置。

2.5 激波与边界层的干扰，激波和边界层控制的研究 进气道的气动设计不同于飞机机翼，它靠分配激波强度的分布，改变激波的形状和位置以及控制激波的生成来满足发动机的要求，因此精心的设计和计算激波的形状和位置十分重要。另外，进气道内部逆压梯度的存在使边界层易于分离，再加上激波引起的压力不连续变化更易导致边界层的分离。从流体力学的角度来看，这意味着去研究激波、边界层相互作用以及存在着分离现象的3维粘性流场，这当然是难度较高的课题。

2.6 与超声速燃烧有关的进气道研究 随着航天技术的发展，超声速燃烧问题的研究在国内外已受到重视。与之相应的进气道研究，尤其是相应的进气道流场特征和数值模拟问题也应是值得重视的课题。

以上列举的仅仅是与进气道有关的部分研究课题。应该指出,由于目前受风洞技术和计算技术的限制,对于某些重大的气动设计问题,地面上的试验和理论上的设计还不能完全取代试飞研究,例如1976年7月法国Rafale(原型机)飞机就进行了考查和验证进气道设计的试飞试验工作。

3 数值模拟进气道流场的几种途径

数值模拟进气道流场,大体上可有如下3种划分。

3.1 按照求解的方程来划分 可分为速度势方程, Euler方程和 Navier-Stokes方程(NS方程)这3种。[5—13]反映了求解速度势方面的工作, [14—18]属于 Euler方程法, [19—27]为采用 NS方程模拟进气道流场方面的文章,其中 Knight的工作最有代表性。

3.2 按照求解的区域进行划分 可分为分区模拟法和全场统一求解法。分区模拟也有不同的做法。一种做法是根据超声速进气道内不同区域内的流动特点,将进气道系统分为超声速段、跨声速段和亚声速段,各段分别进行计算。在超声速段中,所求解的是“抛物化”的3维定常平均 NS方程组即 PNS方程组,并采用3维主流方向的空间推进技术数值求解^[28-30]。在跨声速段中,求解平均 NS方程并捕捉激波^[31]。在亚声速段中,求解的办法较多。对有些亚声速段的流动也可采用空间推进技术求解 PNS方程组^[32]。另一种做法是将进气道系统分为无粘核心区、边界层以及激波与边界层相互作用区,通常采用特征线法^[33]或者差分方法求解无粘核心区,采用边界层的有关算法计入边界层内粘性的影响;在激波与边界层相互干扰作用区,可求解完全的 NS方程组,当然也可采用控制容积法^[34]或其他方法。这种分区模拟的办法较为经济,能够清晰地分析流场中各部分的影响^[35,36],但通用性差,使用起来较复杂,而且也不易于处理有分离的流场。

全场统一求解即全场求解 NS方程。这种方法的优点是通用性好,无论进气道的几何形状如何,流动状态如何(即流动到底是处于层流还是湍流,流动到底是超声速还是跨声速或亚声速状况),都没有限制,并且也不需要粘-无粘相互作用的模型。但是,这种方法所需要的网格点数较多,而且湍流涡粘系数也很难计算;再加上这种方法占用的计算机内存较大,计算时间较长,因此在近期内很难交付工程界使用。

3.3 按照基本方程中含的时间项分类 可分为求解3维定常方程组的空间推进技术和求解3维非定常方程组的时间推进技术。前者为不含时间项的 NS方程组,后者为完全的 NS方程或薄层(thin-layer)方程,又称 TLNS方程。作为例子, [37,38]给出了用 NS方程求解进气道流场的尝试。

4 求解3维粘性进气道流场的设想

湍流模式是数值求解超声速或高超声速进气道3维粘性流场时首先遇到的棘手问题。近20年来,关于湍流剪切流结构的观念虽然有了重大的改变,但是对于拟序结构方面的了解仍缺乏某种通用理论,而且有关结构形成和发展的条件本身的物理概念还处于形成阶段^[39],湍流的理论预测和计算仍处于探索与发展中。因此在今后若干年内,湍流计算的工程方法仍然会被采用和发展。

目前,工程上实用的计算湍流的方法是求解平均 NS方程。这时湍流被看作时均运动与脉动的叠加,将脉动量产生的雷诺应力项用模型来表示,因此对湍流现象的不同理解就有不同的湍流模型^[40-50],例如零方程模型(代数湍流模型),1方程模型,2方程模型,应力

模型(例如微分应力模型 DSM, 代数应力模型 ASM) 等。在目前进气道的计算中, 采用 Baldwin-Lomax 代数湍流模型和 $k-\epsilon$ 涡粘性 2 方程模型的文章较多。

在超声速和高超声速进气道流场的模拟中, 除了粘性项的计算之外, 激波系的捕捉和计算又是一个非常棘手且非常重要的问题。图 1 给出了某进气道的示意图, 图 2 给出了某型进气

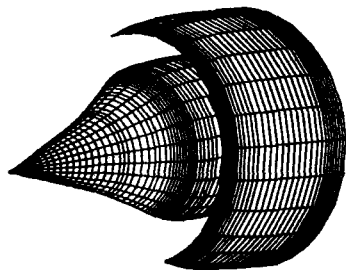


图 1 某进气道示意图

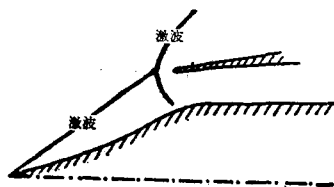


图 2 某进气道激波系示例

道流场的复杂激波系。用数值方法准确模拟和捕捉到这么复杂的激波系并不是件简单的事, 多年来流体力学工作者一直探索和发展各种算法和数值格式, 发展高精度高分辨率的差分格式去模拟复杂激波系。

[51—58]反映了我们在边界层和粘性流计算方面所做的部分工作。在提高精度高分辨率的激波和发展快速解法方面^[59—65]也做了一些改进和发展。所有这些工作都为超声速和高超声速进气道的研究奠定了基础。

考虑到我国目前计算机的现状和我们能够使用的条件, 在流场计算时建议采用下面两种方案。一种是在小型机上或微机上采用区域解法 (zonal approach), 这种处理对粘性流计算和各种复杂绕流问题很有效^[66,67]。另一种是采用并行计算技术, 在全场范围内直接求解 NS 方程; 大量的高度并行性和局部通讯性是充分利用并行机并且可减少附加处理时间的主要途径, 也是当前计算数学和计算流体力学的热门课题。发展能够适应于任意多个子区域的分裂算法以及具有高度并行性和局部通讯性的方法将是求解复杂流场的有效办法。显然, 第一种方案是从物理的角度出发进行区域处理, 解决在小机器上做大题目的问题; 第二种方案则是从并行计算技术的角度出发, 借助并行机完成大型计算。但是, 无论哪种方案在方程的离散和数值计算时都必须注意构造高精度和高分辨率的差分格式和发展快速高效的求解方法。TVD 格式和其他优秀格式^[68—75]大都是耗散型的, 无须为数值稳定而加入人工耗散项。它们明显提高了对激波和各种间断面的分辨率, 可有效地捕捉到较复杂的激波。因此在超声速和高超声速进气道流场的计算中应充分利用和进一步发展这类格式。另外, 多层网格技术^[76—79]和自适应网格法^[80—82]在国外发展很快, 而且处理的办法也很多。前者对加速收敛十分有效, 后者在捕捉激波和图形显示方面效果很好。这两种措施在 3 维粘性进气道流场的计算中值得采用。

最后略提一下边界条件问题。进气道的形状较为复杂, 它所涉及的流动既有内流问题又有外流问题, 因此边界条件的合理提法通常并不太容易。应指出, 这里说的边界条件包含两方面含义, 一是微分方程即 NS 方程本身的定解条件, 二是数值求解 NS 方程中需要补充的数值边界条件^[83—85]。作为例子, [86—91]给出了边界条件的处理办法。边界条件的处理是一个非常非常重要的问题, 我们应该高度重视它。

参 考 文 献

- 1 Durston D A, Smeltzer D B. NASA TM 84252
- 2 Widing K. ISABE 85-7012 (1985)
- 3 Mace J, Hankey W. AIAA Paper 84-0119
- 4 卢贤楷. 航空工程, 1 (1991): 41—43
- 5 罗时钧等. 空气动力学学报, 4 (1982): 1—6
- 6 —, 沈慧俐等. 空气动力学学报, 2 (1984): 25—34
- 7 杨应凯, 沈慧俐, 罗时钧. 空气动力学学报, 7, 1 (1989): 123—129
- 8 Woollett R R, et al. NASA TM X-3215
- 9 Rizzi A, et al. AIAA Paper 78-1115
- 10 Richard J R, et al. NASA TM X-2927
- 11 陈红全, 黄明恪. 南京航空学院学报, 22, 4 (1990): 1—8
- 12 Reyhner T A. *AIAA J.*, 15, 9 (1977): 1299—1306
- 13 —. AIAA Paper 80-1364
- 14 Deese J E, et al. AIAA Paper 83-1853
- 15 张书城, 黄熙君. 航空学报, 11, 3 (1990): 169—174
- 16 郑小清, 沈慧俐. 航空学报, 11, 3 (1990): 161—168
- 17 Biringen, et al. NASA CR-3413
- 18 Buggeln R C, et al. NASA CR-3218
- 19 Knight D D. *AIAA J.*, 19 (1981): 34—41
- 20 郭荣伟. 力学学报, 17, 4 (1985): 293—299
- 21 郭应钧. 空气动力学学报, 8, 1 (1990): 104—109
- 22 韩振学, 崔济亚, 马铁犹. 关于超音速进气道系统流场数值模拟的研究. 北京航空航天大学 (1988, 12)
- 23 Knight D D. AIAA Paper 80-1107
- 24 —. AIAA Paper 80-0383
- 25 Anderson B H. AIAA Paper 80-0194
- 26 Benson T J. AIAA Paper 86-1461
- 27 Kawamura T, et al. AIAA Paper 87-0160
- 28 Buggela R C, et al. AIAA Paper 80-0194
- 29 Benson T J, et al. NASA TM 83058
- 30 Yaghmaee S, Roberts D W. AIAA Paper 86-0552
- 31 Liu N S. NASA CR 3723
- 32 Vakili A, et al. AIAA Paper 84-0033
- 33 Vadyak J, et al. NASA CR 135425
- 34 Reyhner T A, et al. *J. Aircraft*, 9, 8 (1972): 589—595
- 35 Bush R H. AIAA Paper 85-1521
- 36 黄兰洁. 第5届全国计算流体力学会议文集 (1990): 114—117
- 37 Knight D D. AIAA Paper 83-0223
- 38 —. AIAA Paper 83-1165
- 39 Козлов В В (程屏芬译, 董务民校). 力学进展, 21, 2 (1991): 245—261
- 40 Chapman D R. *AIAA J.*, 17, 12 (1979): 1293—1313
- 41 Cebeci T, Smith A M O. *Analysis of Turbulent Boundary Layers*. Academic Press, New York (1974)
- 42 Hinze J O. *Turbulence*. McGraw-Hill (1975)
- 43 周培源. 力学学报, 3, 4 (1959): 281—297
- 44 蔡树棠, 周光炯, 魏中磊, 谢象春. 力学进展, 10, 1 (1980): 16—36
- 45 Bradshaw P, et al. *Engineering Calculation Methods for Turbulent Flow*. Academic Press, New York (1981)
- 46 Launder B E, et al. *JFM*, 68 (1975): 537
- 47 Patankar S V. *Numerical Heat Transfer and Fluid Flow*. McGraw-Hill (1980)
- 48 Launder B E, Spalding D B. *Mathematical Models of Turbulence*. Academic Press, London and New York (1972)
- 49 陈景仁. 流体力学及传热学. 国防工业出版社 (1984)
- 50 Lakshminarayana B. *AIAA J.*, 24, 12 (1986)

- 51 卞荫贵,粘性流计算进展.力学未来15年国际学术讨论会论文集(第2卷),中国科学院力学研究所(1986): 23—31
- 52 ———,力学进展, **13**, 1(1983): 19
- 53 ———,赵烈,于欣.空气动力学学报, **6**, 1(1988)
- 54 ———,力学与实践, **11**, 1(1989)
- 55 ———,钟家康.高温边界层传热.科学出版社,北京(1986)
- 56 华耀南,王保国. ASME Paper 89-GT-227
- 57 ———,———. AIAA Paper 88-3782
- 58 王保国.空气动力学学报, **8**, 2(1990): 202—206
- 59 ———.跨音速叶栅流动数值计算的新方法.中国科学院博士学位论文(1990): 1—149
- 60 ———,陈乃兴.应用力学学报, **7**, 2(1990): 83—89
- 61 ———.航空学报, **10**, 7(1989): 309—315
- 62 ———.应用数学和力学, **9**, 2(1988): 165—172
- 63 ———,陈乃兴. *Acta Mechanica Sinica*, **6**, 3(1990): 204—213
- 64 高书春,王保国.计算物理, **7**, 1(1990): 39—44
- 65 王保国.计算物理, **4**, 1(1987): 71—78
- 66 Hennesius K A, Pulliam T H. AIAA Paper 82-0969
- 67 陈乃兴.气动热力学发展战略研讨会专题报告汇编.国家自然科学基金委,北京(1989): 8—22
- 68 Harten A. *SIAM J. Num. Anal.*, **21**, 1(1984): 1—23
- 69 Yee H C, Harten A. *AIAA J.*, **25**, 2(1987): 266—274
- 70 张涵信.空气动力学学报, **6**, 2(1988): 143—165
- 71 庄逢甘,王垒.空气动力学学报, **5**, 4(1987): 318—325
- 72 马延文,傅德薰.1989年北京计算流体力学讨论会文集.中国科学院力学研究所,北京(1990): 1—15
- 73 黄东涛,沈孟育,张耀科.航空动力学学报, **4**, 4(1989): 319—324
- 74 赵栋,董常铨.1989年北京计算流体力学讨论会文集.中国科学院力学研究所,北京(1990): 79—90
- 75 叶友达,郭智权,张涵信.第5届全国计算流体力学会议文集.中国力学学会、中国空气动力研究会,北京(1990): 509—520
- 76 Bakhvalov N S. *USSR Comp. Math. and Math. Phys.*, **5** (1966): 101—135
- 77 Federenko R P. *ibid.*, **4** (1964): 227—235
- 78 Brandt A. *Math. Comp.*, **31**, 138 (1977): 333—390
- 79 Jameson A, Baker T J. AIAA Paper 84-0093
- 80 Dwyer H A, et al. *AIAA J.*, **10**, 10 (1980): 1205—1212
- 81 Deiwert G S, et al. AIAA Paper 84-1524
- 82 Gnoffo P A. *AIAA J.*, **21**, 9 (1983)
- 83 沈孟育,周蕊,林原真.叶轮机械中的跨音速流动.科学出版社,北京(1988): 84—112
- 84 Yee H C, Beam R M, Warming R F. *AIAA J.*, **20**, 9 (1982): 1203—1211
- 85 Beam R M, Warming R F, et al. NASA CP 2201
- 86 Gustafsson B, Sandstrom A. *SIAM J. Appl. Math.*, **35**, 2 (1978): 343—357
- 87 Steger J L, Pulliam T H, et al. AIAA Paper 80-1427
- 88 Rudy D H, et al. *Computer and Fluids*, **9** (1981): 327—338
- 89 Shang J S. AIAA Paper 84-1549
- 90 刘高联,王甲升.叶轮机械气体动力学基础.机械工业出版社,北京(1980)
- 91 朱幼兰,钟锡昌,陈炳木,张作民.初边值问题差分方法及绕流.科学出版社,北京(1980)

ON NUMERICAL SIMULATIONS OF SUPERSONIC AND HYPERSONIC INLET

Wang Bao-guo Bian Yin-gui

Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences

Abstract The paper systematically reviews the advances in fluid mechanics of supersonic and hypersonic inlet, its development and state of arts both at home and abroad, and the research on numerical simulations in China. Some suggestions are made with respect to advancing development of numerical simulations in China.

Keywords *supersonic flows; hypersonic flows; inlet flowfield; Navier-Stokes equations; numerical simulations*