

高超声速乘波飞行器气动实验研究

姚文秀, 雷麦芳, 杨耀栋, 王发民

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京 100080)

摘 要: 以绕楔锥高超声速流场为基础, 用流线追踪法生成了一种高超声速飞行器气动概念构形, 初步探索了高超声速飞行器机身/推进系统一体化气动构形设计方法, 开展了高超声速测压实验。结果表明: 该类构形飞行器在高超声速飞行时, 可以产生较高的升阻比, 前体的预压缩效果明显, 是以吸气式冲压发动机为动力的有前途的飞行器构形。

关键词: 乘波飞行器; 气动构形; 气动实验; 预压缩性能

中图分类号: O 354 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2002)06-0082-04

0 引言

乘波外形飞行器是钱学森先生早在 60 年代提出的水漂式飞行概念的一种气动布局。到 1981 年, 美国马利兰大学 Rasmussen 教授提出圆锥流场生成乘波体^[1]以来, 历经理论和实验研究, 在高超声速飞行范围内, 已被公认为是最好的外形。它可以在高超声速飞行时达到最高的升阻比, 可以作为单级入轨或双级入轨的航天运载器第一级载机、穿越大气层的可重复使用的高超声速飞行器、高超声速导弹、高超声速侦察机及高超声速战略飞机。如美国 X-43 计划是已经用于飞行验证的实验计划^[2], 它是以吸气式超燃冲压发动机为动力的乘波飞行器。

乘波机是激波完全贴附在飞行器前缘的一种特殊类型的飞行器 ($M > 4$), 整个激波面置于升力面的下方, 波后的高压完全作用在升力面的下表面上, 与上表面的低压区没有压力沟通。与常规的飞行器外形相比, 乘波机具有很高的升阻比。

以吸气式发动机为动力的高超声速飞行器, 需要在满足设计目标的条件下, 各个系统采用一体化设计。前机身必须具有将来流的马赫数压缩三分之一以上的功能, 还要为进气系统提供压缩后的均匀来流; 后机身的下表面要承担发动机排气系统的膨胀功能。同时发动机的推进系统不仅仅提供克服飞行器的阻力的功能, 而且一部分动力要为飞行器提供升力, 因此, 只有具有能地面模拟推力系统工作状

态的气动研究, 才能“真实”评价该飞行器的气动特性。

本文应用楔锥流场生成了乘波前体的飞行器, 下表面用流线追踪法生成, 上表面取压力等于来流压力的表面。与常用的圆锥流场生成的乘波体相比, 本文介绍的乘波体能为进气道提供均匀的平行的预压缩来流, 并通过实验和数值计算对它的气动特性进行了研究, 初步探索了高超声速飞行器气动布局设计方法。在高超声速风洞中进行了气动实验, 实验研究的结果可以用于检验数值模拟的可靠性。

1 实验研究

1.1 实验模型设计

本文用 NND 格式的有限体积 Euler 方程程序求解了楔锥流场, 通过对该流场流线追踪生成了下表面乘波体, 用等于来流压力的流线生成上表面, 建立了乘波前体的基本布局; 根据冲压发动机进气道预压缩要求, 采用了三级预压缩平板和波阻较小的斜菱形翼布局, 建立了完整的乘波飞行器构形, 开展了高超声速乘波外形气动构形设计, 并依据该乘波机的外形数据设计了实验模型。为满足实验部件可置换性及加工性能的需求, 实验模型设计为 7 件, 包括主机身、机盖、水平控制翼 (两个)、垂直尾翼 (两个) 和发动机盖。作为首次研究, 由于模型尺寸的限制 (480 mm × 205 mm × 82 mm), 内通道不可能详细模拟, 本次实验发动机内通道简化为等面积的矩

形通道, 见图 1。

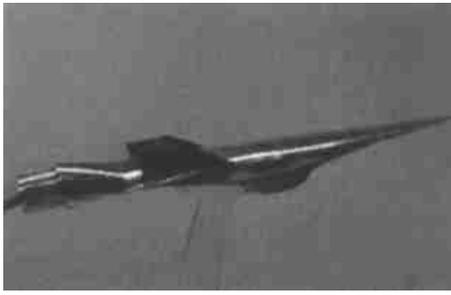


图 1(a)

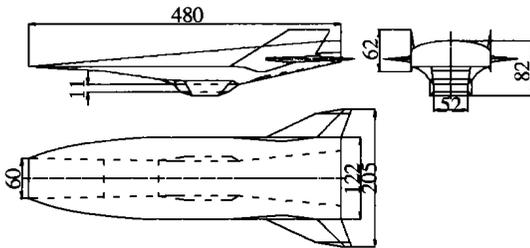


图 1(b)

1.2 实验设备

本次实验研究工作是在北京空气动力学研究所的 FD-07 常规高超声速风洞中完成的。该风洞实验段口径 0.5 m, 以高压空气为介质, 出口马赫数 $Ma = 5 \sim 8$, 实验段内 Ma 均匀性 $\Delta M / M < 1\%$, 配有彩色与黑白纹影系统拍照和录像, 记录流场中波系的变化以及高速数据采集系统, 攻角范围: $-10^\circ \sim 20^\circ$ 。

1.3 实验结果及简要分析

本次实验的目标为验证乘波前体的激波结构, 获得进气道入口所需的流场参数, 并为数值计算提供检验数据。我们进行了马赫数为 5, 攻角 $\alpha = -8^\circ, -4^\circ, 0^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 41$ 个测压点的实验。在实验

中我们拍摄了流场的纹影图像, 为研究乘波机复杂的激波和激波边界层干扰提供实验数据。

数值模拟应用了我们发展的 NND 格式有限体积 N-S 方程程序进行了计算^[2], 特别是, 本文应用了积分形式梯度和散度表示式将传统的有限差分格式离散粘性项改为用积分形式逼近粘性项, 保证了通量守恒和克服了格式对网格的依赖性。对这样复杂的全机外形, 在流向、周向和法向分别采了 $120 \times 50 \times 70$ 个网格。显然, 对于这样复杂的全机外形, 推进系统内通道(含高温化学反应)与全机一体化计算, 在我们现有计算机条件下, 是不现实的。有鉴于此, 我们借鉴亚跨声速飞机(如苏 27)研究的方法, 在进气道入口和出口流场采用了一阶外插。

图 2 给出了 3 个攻角对称面的上、下机身表面压力的实验测量结果。下机身前五个压力测量实验点分别分布在三个前机身压缩面上, 在攻角 $\alpha = 0^\circ, 8^\circ, 10^\circ$ 范围内, 通过三个压缩面的作用将来流压力系数分别提高到 $C_p = 0.28, 0.52, 0.68$, 它表明前机身的预压缩作用。图 2(a)、(b)、(c) 中, 连线代表计算值, 离散点代表实验值, 前体机身的计算状态与实验状态一致, 图中给出了前机身上、下表面实验结果和数值模拟结果的对比, 最大相差在 5% 以内。第 6、7 两点是在发动机通道上壁面对称线上, 其它点分布在后体的对称轴上, 说明了后体的膨胀过程以及随攻角的变化规律。

图 3 表示机身侧面上、下表面的流向压力系数分布, 攻角分别为 $-8^\circ, -4^\circ, 0^\circ, 4^\circ, 10^\circ$ 。随着攻角从 -8° 增加到 10° , 下表面压力由低于上表面压力增加到高于上表面压力, 在 10° 攻角时, 上、下表面压力系数 C_p 相差可达 0.14, 说明该升力体可以产生很大的升力。

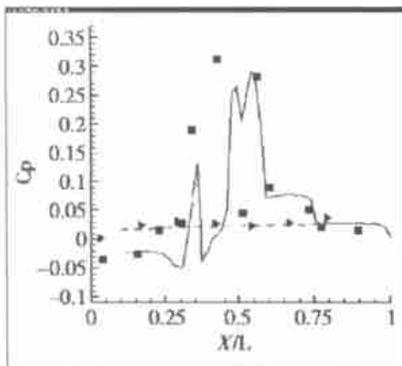


图 2(a)

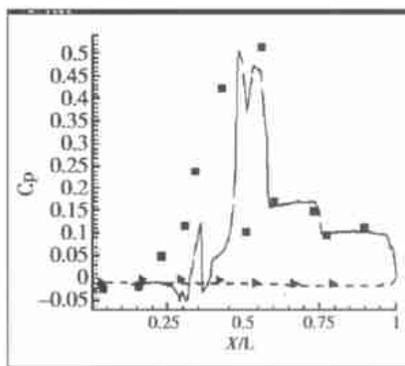


图 2(b)

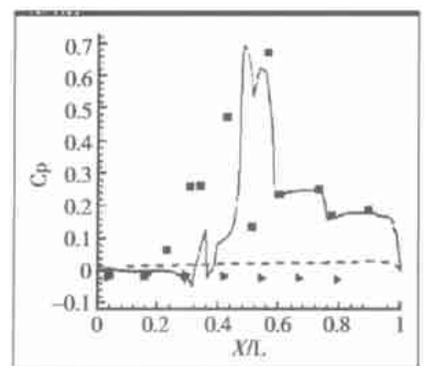


图 2(c)

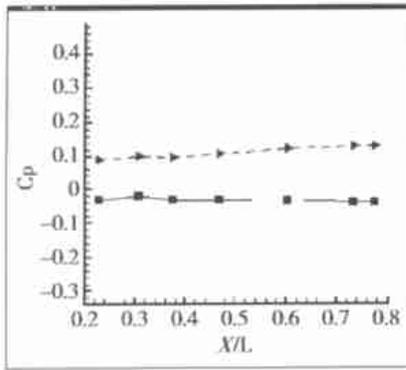


图 3(a)

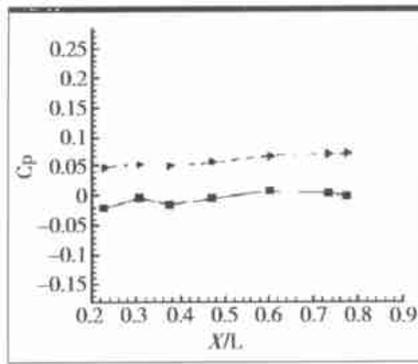


图 3(b)

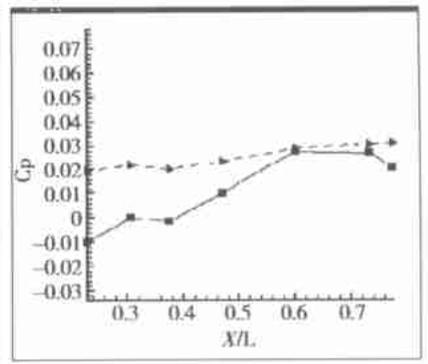


图 3(c)

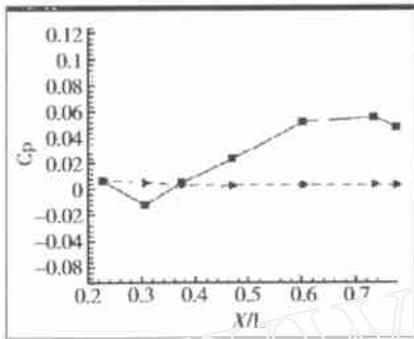


图 3(d)

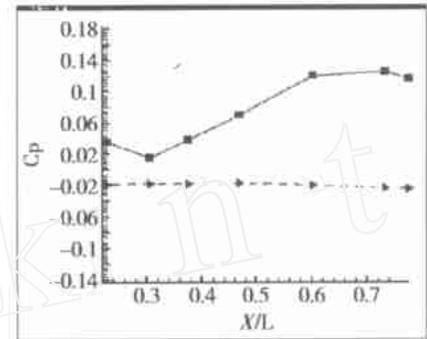


图 3(e)

图 4 给出了实验模型在 $M = 5$ 、攻角为 $0^\circ, 4^\circ, 10^\circ$ 的纹影图像。可以看出明显的头激波, 第一、第二及第三压缩面的三个激波和它们与边界层的相互作用, 也说明激波的位置随着攻角的变化规律, 图中还明显地显示了发动机尾喷口气流的膨胀过程。

表 1 列出了 $\bar{z} = z/L = 0.158$ 翼剖面的实验数据, 给出了一种适应于高超声速气动特性的菱形翼面的压力分布, 位置 x 表示测压点距翼后缘的距离。依据表中数据以二维翼形积分, 以翼面展长为单位 10 度攻角时该二维翼形剖面的升力和阻力系数分别为 0.0211 和 0.0045。



图 4(a)

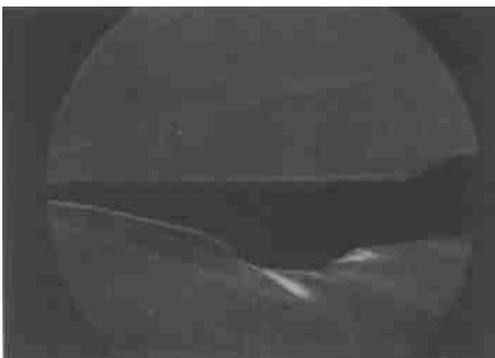


图 4(b)



图 4(c)

表 1 10 度角的翼面压力实验结果

位置 $\bar{x} = x/L$	上翼面				下翼面			
	0.007	0.028	0.089	0.146	0.0279	0.075	0.135	0.148
C_p	- 0.042	- 0.043	- 0.042	- 0.037	0.024	0.043	0.110	0.101

机体/推进系统一体化设计技术是设计以吸气式冲压发动机为动力的飞行器的关键技术之一。它要求前体能提供满足发动机压力和温度要求的均匀气流,即要求前体在有限长度范围内提供足够的预压缩性能,以使碳氢燃料在 2 m 左右长度的发动机内完全燃烧。本文采用了三级预压缩平板,将压力系数提高到 0.68,三道激波交于进气道入口的肩部,再通过进气道唇口平板的斜激波进入进气道。前体预压缩性能的好坏将决定能否在有限长度的燃烧室内有效燃烧。

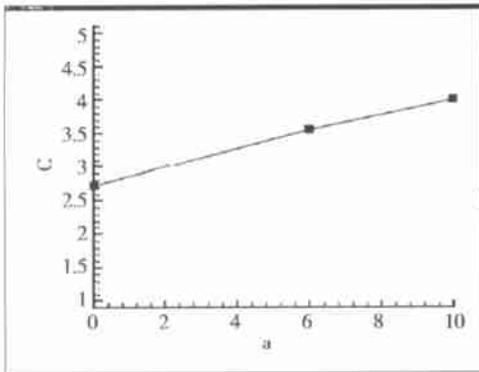


图 5 进气口平均密流比

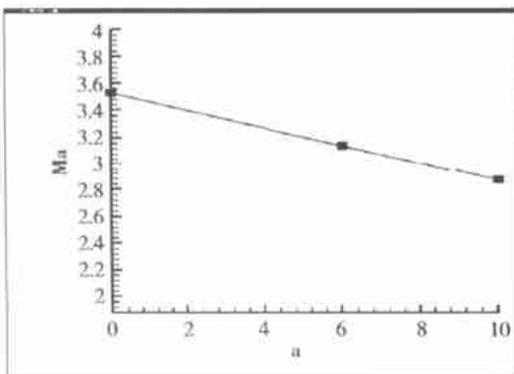


图 6 进气口平均马赫数

评估前机身的预压缩效果时,进气道入口的面平均马赫数和面密流比是反映前机身预压缩效果的重要参数,面密流比为 $(\bar{\rho}u)/\rho u$,反映了自由来流

管被压缩的倍数。根据经过与实验数值对比证明可靠的三维 N-S 方程计算数据,图 5 给出了攻角 $\alpha=0^\circ, 6^\circ, 10^\circ$ 的密流比,说明在预压缩过程中动压转换为静压的过程,在 10 度攻角时密流比可达 4.2。图 6 给出进气道入口面平均马赫数随攻角的变化,可以看出,在设计马赫数为 5 时,该构形飞行器的前机身可以把来流压缩到 2.8 到 3.5。

2 结论

作为乘波构形飞行器的先期实验研究,我们完成了该飞行器气动外形设计,首次在高超声速风洞中进行了实验研究。实验结果和数值模拟结果表明:该类构形飞行器在高超声速飞行时,可以产生较高的升阻比,前体的预压缩效果明显。这类飞行器是以吸气式冲压发动机为动力的有前途的飞行器构形,所得的实验结果可以为一体化数值计算校正对比提供实验依据。

参考文献:

- [1] Rasmussen M. Hypersonic Flow, 1st ed, Wiley-Interscience, New York, 1994, pp. 100-136
- [2] McClinton C R, Dholland S, et al Hyper-X wind tunnel program, AIAA 98-0553
- [3] 王发民, 沈月阳, 姚文秀 高超声速升力体气动热计算 空气动力学学报, 2001, 19(4)
- [4] 张坤元, 余少志 乘波体预压缩性能实验研究《空气动力学学报》, 1999, 17(1)



作者简介: 姚文秀(1964-), 中国科学院力学所, 副研究员, 空气动力学专业; 研究方向: 高超声速气动布局研究。

(下转第 90 页)

Computation and analysis of an adaptive airfoil

FU Hong-yan, ZHU Zi-qiang, YU Ri-xin, LIU Hang

(Institute of Fluid Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

Abstract: The deflection angles of a simplified adaptive airfoil's control surfaces are calculated at different conditions of M_a and α . In the calculation computational grid is generated by an algebraic method and 2D compressible Euler equations are solved by a finite-volume method. The inviscid flux terms are discretized by using Van-leer's scheme. Implicit time integration and a multigrid acceleration technique are used. An optimization method is used to obtain deflection angle of control surface and the aerodynamic efficiency of airfoil is calculated. The aerodynamic efficiency is compared with bi-objective optimization airfoil's, to identify the advantage of adaptive airfoil. Numerical results of symmetric arc airfoil and NACA 65A 006 airfoil show that aerodynamic efficiency of adaptive airfoil is better than that of bi-objective optimization airfoil.

Key words: Adaptive airfoil; Multi-objective optimization; Euler equation

(上接第 85 页)

An aerodynamic experiment research of the hypersonic waverider vehicle

YAO Wen-xiu, LEI Ming-fang, YANG Yao-dong, WANG Fan-in

(Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics,
Chinese Academy of Science, Beijing 100080)

Abstract: The waverider shape to be used as a forebody on a airframe/engine integrated hypersonic vehicle is generated by a hypersonic flow round a wedge-cone body. The lower surface of the waverider is created by trailing the stream line surface from the inlet plane until it intersects to the conic shock. Being a basic research, the design technique of airframe/engine integration has been concerned. The surface pressure experiment has been done in a hypersonic wind tunnel. The results of experiment and computation show that the ratio of lift to drag ($L/D = 3.5$) is good and the pre-compressive ability of the forebody can satisfy the requirement of the inlet. So the configuration presented has a good future for scramjet engine vehicle.

Key words: Waverider; Dynamic configuration; Aerodynamic experiment; Pre-compressive performance