

高超声速风洞马赫数 4.5 喷管研制与应用

黄颺, 杨永能, 刘奇, 杨海滨, 张伟

(中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

摘要:常规跨超声速风洞进行马赫数 4.5 试验时,常常伴有空气液化现象,造成试验数据可信度低,在高超声速风洞研制马赫数 4.5 喷管,具有对气流加热的能力,可以提供更加准确的试验数据。目前国内 0.5 m 量级高超声速风洞还不具备马赫数 4.5 的试验能力,因此,在高超声速风洞研制马赫数 4.5 喷管,填补了国内在该区域的空白,具有重要意义。通过无黏流计算方法计算轴对称喷管型面,并采用 Sivells-Payne 方法进行附面层修正及数值模拟,证明了计算出的型面满足马赫数设计要求。在结构设计上,采取了分三段的设计方法,更加能保证内型面的连续性和光滑性,以得到更加优质的流场结果。流场校测和标模试验结果表明:研制的马赫数 4.5 喷管速度场满足技术指标要求,标模试验数据规律、量值可信,可以为飞行器研制提供可靠的试验数据,为飞行器研制提供数据支撑。

关键词:高超声速;风洞;马赫数;喷管;流场;飞行器

中图分类号:V211.3

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2021)05-1064-06

高超声速飞行器是我国正在研制的重要武器装备,由冲压发动机驱动、高超声速巡航,具有飞行速度快、机动飞行、难以拦截等优势。马赫数 4.5 是高超声速飞行器、战略战术导弹等飞行器在上升段和再入段的关键马赫数,也是亚燃冲压向超燃冲压过渡马赫数,马赫数 4.5 的试验数据对飞行器研制至关重要。

目前国内工业性质的 0.5 m 量级高超声速风洞均无马赫数 4.5 的风洞试验能力。在高超声速风洞研制马赫数 4.5 喷管,可以填补国内空白,具有重要意义。通过马赫数 4.5 喷管的气动设计、计算验证、结构设计、加工、流场校测、标模试验,验证了研制的马赫数 4.5 喷管流场满足试验要求,可以为飞行器研制提供可靠的数据支撑。

1 气动设计

气动设计采用较为成熟、可靠的特征线法。主要分为以下 3 步:

1) 根据等熵理想流体运动,计算喷管的理想

型面;

2) 按照气体的黏性影响只在喷管壁面附近,计算喷管壁面的附面层位移厚度;

3) 修正喷管理想型面,给出喷管的物理型线。

马赫数 4.5 喷管采用轴对称型面喷管,喷管型面气动设计采取文献[1-3]方法计算:在亚声速段收缩段采用维托辛斯基方法计算;在喉道段采用 3 次曲线方法计算;在超声速段采用特征线法计算,并采用 Sivells-Payne 方法进行边界层位移厚度修正。设计计算图如图 1。

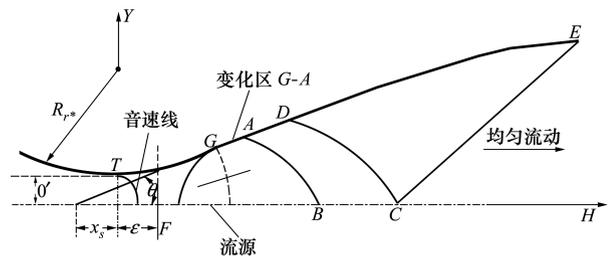


图 1 轴对称喷管气动设计计算图

依照以上方法,表 1 给出了 M4.5 喷管型面设计计算的主要结果,T,A,B,C,D,E 分别为图 1 中的位

置点, X 为横坐标, Y 为纵坐标, M 为马赫数, T_0 为温度, 图 2 给出了马赫数 4.5 的型面曲线。

表 1 M4.5 无黏流型面参数主要计算结果

点号	X/mm	Y/mm	M	$T_0/(\text{°})$
T	0.000	61.43	1.000	0.000
A	926.56	142.75	3.256	7.500
B	1 596.60	0.00	4.300	
C	1 989.51	0.00	4.500	0.000
E	3 086.38	250.00	4.500	0.000
D	1 142.56	170.34	3.604	6.823

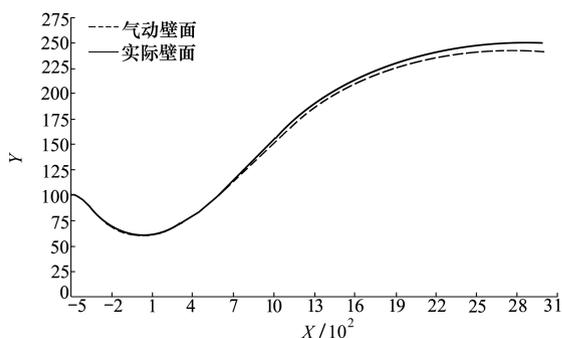


图 2 M4.5 喷管型面曲线

2 计算验证

2.1 计算方法概述

本文对 M4.5 喷管流场分布特性计算采用商用 Gambit 软件来生成网格。Gambit 的主要优点体现在其突出的非结构化网格生成能力和生成过程较强的自动化能力, 包含了数十种网格生成方法, 能够针对复杂的几何外形生成三维四面体、六面体的非结构化网格及混合格网, 同时 Gambit 比较注重软件的图形用户界面 (GUI), 交互式特点直观易学。



图 3 M4.5 喷管流场计算网格

M4.5 喷管的计算网格见图 3, 网格内部间距 10 mm。当网格生成完毕, 要定义网格使用范围, 并定义好边界条件, 以备 FLUNET 软件计算使用。

FLUENT 软件提供了从不可压到可压、层流、湍

流等范围很广的模拟计算能力。软件中输运现象的数学模型与所模拟的几何图形是结合在一起的。湍流模型是 FLUENT 中很重要的一部分, 湍流会影响到其他的物理现象如浮力和可压缩性。湍流模型具有很大的适用范围, 而不需要对特定的应用做特殊调节, 而且它涵括了其他物理现象的影响, 如浮力和可压缩性。通过使用扩展壁面函数和区域模型, 对近壁面精度问题有很好的处理能力。

本文利用 FLUNET 软件来模拟计算前面设计的 M4.5 喷管的流场分布。所计算喷管流场的计算区域由壁面、压力入口条件、压力出口条件和对称轴所包围的区域组成。图 4 为层流模型计算残差收敛过程图, 从图中可以看出, 计算收敛过程较快, 说明网格质量和计算所选用模型较好。

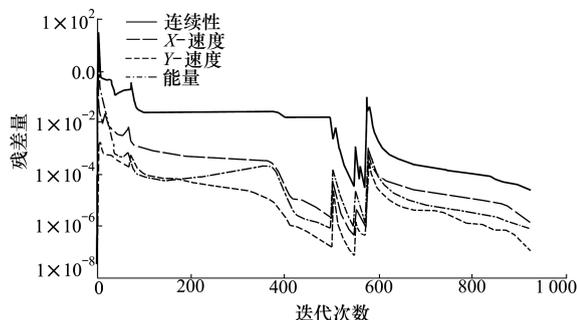


图 4 计算残差收敛过程

2.2 流场特性分析

对于高超声速风洞来说速度场一般指喷管内和试验段的马赫数分布规律, 本文主要针对速度场, 温度场, 方向场进行简要分析, 目的在于检验本文计算的喷管型面坐标是否符合设计要求。

M4.5 喷管的马赫数分布见图 5, 从图中可以看出, 在喷管内和喷管出口处的马赫数分布趋势同设计分布一致, 能得到试验所需的流场参数。

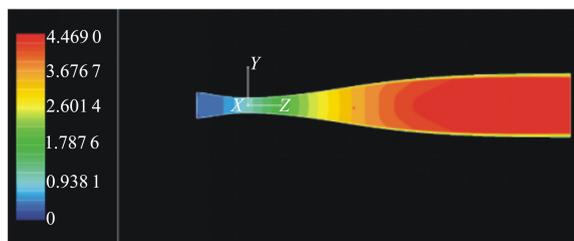


图 5 马赫数云图

在喷管设计方面, 一般最关心的是喷管内部和

出口处的流场特性情况,为了更容易比较,表 2 利用 FLUENT 计算结果给出了 M4.5 喷管出口速度场指标分析结果。从表 2 可以看出:在最大马赫数偏差小于 1.0%的情况下, $k-\epsilon$ 湍流模型计算出的均匀区直径 D 为 0.37 m,平均马赫数 M_{j_AVE} 为 4.479,均方差 σ_{M_j} 为 0.005 3;而层流模型计算出的均匀区直径为 0.48 m,平均马赫数为 4.499,均方差为 0.009;这满足参考文献[5]中规定的指标要求,同时也符合参考文献[6]中规定的指标要求。其中 M_{j_MAX} 为最大马赫数, M_{j_MIN} 为最小马赫数, ΔM_{j_MAX} 为最大马赫数偏差。

表 2 M4.5 喷管出口速度场分析结果

计算模型	湍流 $k-\epsilon$	层流 1	层流 2
D	0.37	0.48	0.42
M_{j_AVE}	4.479 4	4.498 7	4.500 8
M_{j_MAX}	4.485 3	4.509 2	4.509 2
M_{j_MIN}	4.443 6	4.475 3	4.489 3
σ_{M_j}	0.005 3	0.009 0	0.006 5
ΔM_{j_MAX}	0.035 7	0.023 4	0.011 5

而从高超声速风洞现有的喷管流场校测结果来分析,实际加工出的 M4.5 喷管的流场均匀区直径在两者之间,其为 0.42 m 是比较合理的,层流模型计算出的结果取均匀区直径为 0.42 m 时,平均马赫数为 4.500,均方差为 0.006 5;这满足参考文献[5]中规定的先进指标要求,同时也符合参考文献[6]中规定的指标要求。可见如果喷管加工按要求进行,本套 M4.5 喷管型面数据是符合要求的。

3 结构设计

马赫数 4.5 喷管共 3 段,即喷管一段、喷管二段和喷管三段,喷管与喷管之间轴孔配合,外端法兰连接,为保证喷管的气密性要求,在喷管之间安装有紫铜垫圈,通过螺栓压紧紫铜,紫铜垫圈变形的方式实现喷管段的密封。喷管一段为气体入口段,也是通过法兰与风洞设备实现连接,密封方式也采用紫铜垫圈,喷管三段与风洞设备连接采用轴孔配合的方式,配合端面采用石棉垫,端面外侧通过多个压板实现喷管段与风洞设备的连接固定。其剖面图见图 6,三维图见图 7。



图 6 喷管剖面图

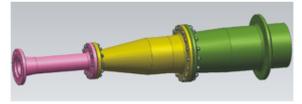


图 7 喷管三维图

考虑喷管实际情况,对喷管进行强度校核,分别对喷管一段、二段、三段添加载荷约束后进行计算,最后将 3 段装配完成后进行计算,计算应力云图如图 8 所示。由图中可以看出,喷管最大应力为 28.285 MPa,计算其安全系数为: $\eta = 660/28.285 \approx 23.33$,满足技术要求。

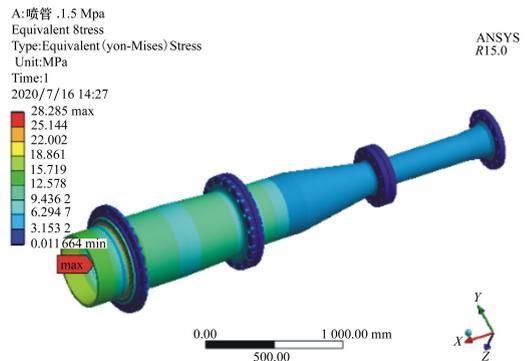


图 8 喷管应力云图

4 流场校测

4.1 校测方法

速度场校测排架呈“十”字形,共计 49 个测点。测点探头用 $\Phi 4.0 \text{ mm} \times 1.0 \text{ mm}$ 不锈钢管制成,为平头型总压探头,伸出支架前缘 50 mm,用 $\Phi 3.0 \text{ mm} \times 0.5 \text{ mm}$ 紫铜管连接。

试验时总压排架通过专用测压支臂固定在 5D 机构中部支架上,测压管路从风洞超扩段专用引出口引出后,再用聚四氟乙烯软管与 Netscanner-9016 电子扫描阀系统相连。试验中通过控制 5D 机构的 X 轴来实现排架在喷管出口 $X = -0.15 \text{ m} \sim 0.40 \text{ m}$ 范围内运行,从而测量出试验段内不同截面的速度场特性。

速度场校测时,测点马赫数的得出是通过把测量出的前室总压 P_{01} 和波后总压 P_{02} 代入正激波关系式通过迭代计算得到的。正激波关系式为

$$\frac{P_{02}}{P_{01}} = \left[\frac{(\gamma + 1)M^2}{(\gamma - 1)M^2 + 2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left[\frac{\gamma + 1}{2\gamma M^2 - (\gamma - 1)} \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (1)$$

验。其中 a 为攻角, $\sigma_{c_N}, \sigma_{c_A}, \sigma_{c_m}, \sigma_{x_{cp}}$ 分别为法向力系数、轴向力系数、俯仰力矩系数、压心的均方根误差。

表 3 M4.5 喷管重复性试验精度

a	σ_{c_N}	σ_{c_A}	σ_{c_m}	$\sigma_{x_{cp}}$
-4	0.000 52	0.001 25	0.001 31	0.000 62
-2	0.000 48	0.000 90	0.00121	0.001 16
-1	0.000 33	0.000 72	0.000 49	0.001 02
0	0.000 40	0.000 50	0.000 39	
1	0.000 31	0.000 56	0.000 60	0.001 12
2	0.000 32	0.000 69	0.000 64	0.000 65
4	0.000 60	0.000 47	0.000 77	0.000 38
6	0.000 81	0.000 43	0.000 65	0.000 16
8	0.000 68	0.000 65	0.000 51	0.000 08
10	0.000 66	0.000 70	0.000 47	0.000 11
12	0.001 02	0.000 62	0.000 51	0.000 10
14	0.000 52	0.001 25	0.001 31	0.000 62

6 结 论

通过对高超声速风洞马赫数 4.5 喷管的内型面设计、流场计算、结构设计加工,最后进行流场校测和模型试验,可以得出以下结论:

1) 马赫数 4.5 喷管的流场均匀性满足 GJB4399 指标要求, $X = -100 \sim 400$ mm 的流场均匀区可用;

2) 从 HB-2 标模数据的结果表明,马赫数 4.5 与马赫数 5,6,7 的测力数据规律一致,重复性精度达到 GJB4399 指标要求;

3) 综合上面结论,本文采用的气动设计和结构设计方法合理,研制的马赫数 4.5 喷管可投入试验应用。

参考文献:

[1] 杨永能. FL-31 风洞增设 M4.5 喷管总体方案[R]. 中国空气动力研究与发展中心, EJ-202000095
 YANG Yongneng. Overall scheme of adding Mach number 4.5 nozzle of FL-31 wind tunnel[R]. CARDC-EJ-202000095 (in Chinese)

[2] 黄颀. FL-31 风洞马赫数 4.5 喷管研制实施方案[R]. 中国空气动力研究与发展中心, EJ-20210665
 HUANG Ju. Mach number 4.5 nozzle development and implementation scheme of FL-31 wind tunnel[R]. CARDC-EJ-20210665 (in Chinese)

[3] 杨永能,黄颀. FL-31 风洞 M4.5 喷管型面设计计算[R]. 中国空气动力研究与发展中心, EJ-202000096
 YANG Yongneng, HUANG Ju. Mach number 4.5 nozzle profile design calculation of FL-31 wind tunnel [R]. CARDC-EJ-202000096

[4] 张凯钊. FL-31 风洞增建马赫数 4.5 喷管方案论证报告[R]. 中国空气动力研究与发展中心, EJ-202000096
 ZHANG Kaizhao. Demonstration report of Mach number 4.5 nozzle of FL-31 wind tunnel[R]. CARDC-EJ-202000096 (in Chinese)

[5] 黄颀. FL-31 风洞 M4.5 喷管流场校测和标模试验报告[R]. 中国空气动力研究与发展中心, EJ-2021100141
 HUANG Ju. Report of Mach number 4.5 nozzle flow calibration and standard model test in FL-31 wind tunnel[R]. CARDC-EJ-2021100141 (in Chinese)

[6] HAGEMAN G, I MMICH H. Critical assessment of the linear plug nozzle concept [R]. AIAA-2001-3683

[7] Maureen Rowbo tham. XR S2200 linear aerospike engine: Use of proengineer for determing mass properties [R]. AIAA-1999-2334

[8] BOOTH T E, VILJA JO, CAP D P, et al. The design of linear aerospike thrust cells[R]. AIAA-1993-2562

[9] MEENAH R, HOFFMAN J D, MURTHY S N B. Design and performance computations in complex 3D nozzles [R]. AIAA-1999-0882

[10] VAN L B. Towards the ultimate conservative difference scheme V: a second order sequel to Godunov's method [J]. J of Comp Phys, 1979, 32: 101-136

Developing and applying Mach 4.5 nozzle in hypersonic wind tunnel

HUANG Ju, YANG Yongneng, LIU Qi, YANG Haibin, ZHANG Wei

(China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: Mach 4.5 tests in a conventional trans-supersonic wind tunnel are often accompanied by the air liquefaction phenomenon, resulting in the low reliability of test data. The Mach 4.5 nozzle developed in a hypersonic wind tunnel is able to heat airflow and provide more accurate test data. At present, China does not have the capability to test the Mach 4.5 nozzle in the 0.5-meter hypersonic wind tunnel. This gap may be filled by developing the Mach 4.5 nozzle in the hypersonic wind tunnel. The axisymmetric nozzle profile was calculated by the inviscid flow calculation method, and the boundary layer was modified by the Sivells-Payne method. Then, the numerical simulation was carried out, and the simulation results prove that the nozzle profile thus calculated meets the design requirements of the Mach number. For its structural design, a three-section design method is adopted to ensure the continuity and smoothness of the inner surface so as to better calibrate the flow field. Standard model tests were also carried out. The test results show that the velocity field of the Mach 4.5 nozzle we developed meets technical requirements. The standard model test data provide data reliable support for the development of aircraft.

Keywords: hypersonic speed; wind tunnel; Mach number; nozzle; flow field; aircraft

引用格式:黄颺, 杨永能, 刘奇, 等. 高超声速风洞马赫数4.5喷管研制与应用[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(5): 1064-1069

HUANG Ju, YANG Yongneng, LIU Qi, et al. Developing and applying Mach 4.5 nozzle in hypersonic wind tunnel[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(5): 1064-1069 (in Chinese)