

吸气式高超声速飞行器前体/进气道一体化设计与试验

焦子涵¹, 邓帆^{1,2}, 范宇³, 刘辉¹, 尘军¹

(1. 中国航天科技集团公司 中国运载火箭技术研究院 空间物理重点实验室, 北京 100076;

2. 谢菲尔德大学 机械工程学院, 英国 谢菲尔德 S1 3JD;

3. 中国航天科技集团公司 中国运载火箭技术研究院 科研计划部, 北京 100076)

摘 要: 针对吸气式高超声速飞行器前体/进气道一体化设计的问题,以总体指标为约束,采用数值设计手段开展了前体/进气道一体化设计,并对高超声速飞行器进行测压/测力试验,考核了前体/进气道的一些主要性能,结果表明:①设计状态下,数值计算结果表明前体/进气道性能符合总体指标要求,设计手段有效;②数值手段模拟结果和风洞试验结果吻合良好,流量系数最大误差为4%,总压恢复系数最大误差为4.2%,数值算法有效;③前体/进气道的附加阻力随来流马赫数的增大而减小,0°攻角下,在来流马赫数为4时,附加阻力占总阻力的17.2%,在总体设计时应予以考虑;④在进行吸气式高超声速飞行器通流测压/测力试验设计时,应充分考虑进气道不起动的试验预案,防止由于进气道不起动导致整个试验的失败。

关 键 词: 吸气式高超声速飞行器; 前体/进气道; 超燃冲压发动机; 一体化设计; 风洞试验

中图分类号: V211.3; V211.7

文献标志码: A

Integrated design and test of forebody/inlet for air-breathing hypersonic vehicle

JIAO Zi-han¹, DENG Fan^{1,2}, FAN Yu³, LIU Hui¹, CHEN Jun¹

(1. Science and Technology on Space Physics Laboratory,

China Academy of Launch Vehicle Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China;

2. Department of Mechanical Engineering,

University of Sheffield, Sheffield S1 3JD, United Kingdom;

3. Department of Scientific Research Program,

China Academy of Launch Vehicle Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: With constraint of all performance indexes, the integrated design of forebody/inlet and the wind tunnel test of hypersonic vehicle was developed, while the major performance of forebody/inlet was assessed. Results showed that: (1) the performances of forebody/inlet satisfied all the performance indexes at the design condition, and the wind tunnel test validated the numerical design method; (2) the numerical results agreed well with the wind tunnel test results, the max error of mass flow ratio was 4% and the max error of total pressure recovery coefficient was 4.2%, so the numerical method was efficient;

收稿日期: 2016-01-28

作者简介: 焦子涵(1988—),男,工程师,硕士,研究方向为飞行器设计、空气动力学。

引用格式: 焦子涵,邓帆,范宇,等. 吸气式高超声速飞行器前体/进气道一体化设计与试验[J]. 航空动力学报,2017,32(1):168-176. JIAO Zihan, DENG Fan, FAN Yu, et al. Integrated design and test of forebody/inlet for air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(1): 168-176.

(3) the additional drag of forebody/inlet increased with the increasing of inflow Mach number, the additional drag was up to 17.2% of the total drag at the angle of attack 0° when the Mach number was 4, which should be considered in the design; (4) the pre-arranged planning should be made to avoid failure of the wind tunnel test because the inlet may not be able to start, which should be considered during design of the wind tunnel test scheme.

Key words: air-breathing hypersonic vehicle; forebody/inlet; scramjet; integrated design; wind tunnel test

吸气式高超声速飞行器越来越受到各国的关注,其设计有自己的特点:内外流耦合严重,必须考虑内外流一体化。内外流一体化设计的关键是推进系统/机体的一体化设计,而推进系统/机体一体化设计的关键是前体/进气道的一体化设计^[1-2]。总体专业对前体设计和进气道设计的要求截然不同:对前体的要求主要是高升阻比和良好的前缘气动热防护性能;进气道则要求尽可能高效的为燃烧室提供足量的气源。传统的设计思路是把两者作为两个单独的部件进行设计,而后对两者进行叠加和折衷,造成大量的反复迭代。前体/进气道的性能一定程度上决定了吸气式高超声速飞行器的总体性能。

美国在进行吸气式高超声速飞行器研究时对前体/进气道一体化进行了大量的设计、数值仿真和风洞试验研究^[3-8],国内学者也对前体/进气道一体化设计进行了大量的研究:张堃元等在大量研究的基础上,对近年来前体/进气道设计的研究进行了总结,提出了弯曲激波压缩的概念,并通过有旋特征线法实现了基于出口参数、压力型面、马赫数型面和激波压缩型面等要求的内流道反设计,认为其具有良好的综合气动性能^[9-12];李璞等采用数值仿真和风洞试验研究了带前体的高超声速矩转圆形进气道,分析了该进气道的性能^[13-14];贺旭照等采用特征线方法设计了基准内锥流场,基于密切内锥乘波体设计方法发展了密切内锥乘波前体/进气道设计技术,实现了前体/进气道一体化设计,采用数值手段验证了理论设计的结^[15];乔文友等总结了传统逆特征线法的不足,针对传统逆特征线法鲁棒性和精度较差的问题,发展了一种逆特征线法。应用该方法设计了压缩型面、乘波前体和进气道,并实现了两者的一体化设计,采用数值模拟手段评估了该方法的有效性^[16];宋文艳等考虑变比热和激波/边界层干扰,采用等激波角和等激波强度的设计方法,设计了几种前体/进气道方案,并采用数值分析的手段对

其性能进行了分析^[17-18];吴先宇等采用优化算法对高超声速前体/进气道进行了一体化优化设计,设计状态和非设计状态的性能都有不同程度的提高^[19-21];明承东基于 Busemann 流场,研究了大空域、宽速域的火箭基组合循环(RBCC)动力飞行器前体/进气道一体化设计和三维内收缩进气道设计,试图采用结构变形方案协调高低速性能的合理匹配,并采用 CFD 方法对前体/进气道进行了计算和分析,得到了前体/进气道的流场特征和性能参数^[22];严岭峰对楔/锥组合方法生成乘波体构型和利用平面激波生成进气道的设计方法进行了研究,利用该方法进行了前体/进气道的一体化设计,并设计了两种高超声速飞行器,利用数值方法进行了内外流一体化模拟,研究分析了高超声速飞行器的性能^[23];尤延铖等评述了三维变截面内乘波式进气道的研究进展,并关注了前体与进气道的一体化设计,展望了高超声速进气道与前体一体化设计的研究趋势,并指出:三维内收缩式进气道/前体的双乘波一体化设计是一种具有变革意义的设计,具有广阔的应用前景^[24]。综观国内学者的研究,主要以数值仿真为主要手段,普遍缺乏风洞试验验证,即使进行风洞试验,也是针对进气道本身的,将前体/进气道放在飞行器上进行研究考核的较少。本文设计了一种吸气式高超声速飞行器,以飞行器的总体性能要求为约束开展前体/进气道设计,首先通过数值手段评估了前体/进气道的性能,然后将前体/进气道放在吸气式高超声速飞行器上进行风洞试验,直接考核前体/进气道的设计,为吸气式高超声速飞行器的设计提供参考。

1 前体/进气道一体化设计

1.1 设计点选取

假定飞行器的工作模式为:由助推火箭助推至高度 $H=20\text{ km}$ 、来流马赫数 $Ma_\infty=4.5$ 时分离,超燃冲压发动机点火,进入亚燃模态^[25],吸气

式高超声速飞行器加速爬升至 $H = 23 \text{ km}$, $Ma_\infty = 5$ 后进入超燃模态, 加速爬升至 $H = 26 \text{ km}$, $Ma_\infty = 6$ 开始巡航飞行, 典型弹道如图 1 所示, 所以选取 $H = 26 \text{ km}$, $Ma_\infty = 6$, 攻角 $\alpha = 4^\circ$, 侧滑角 $\beta = 0^\circ$ 为设计状态. 设计状态下流量不小于 5 kg/s , 隔离段出口马赫数在 $2.9 \sim 3.0$ 间.

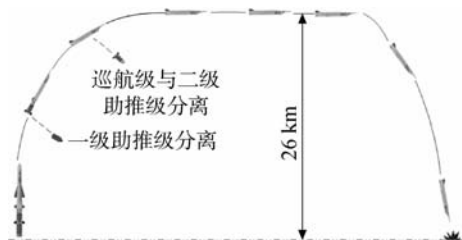


图1 典型弹道

Fig.1 Typical trajectory

1.2 前体/进气道设计

前体/进气道设计采用弧形前缘与等强度压缩组合. 采用超越椭圆对前体前缘的弧线形状进行描述, 方程如下:

$$\left(\frac{x}{a}\right)^n + \left(\frac{y}{b}\right)^n = 1 \quad (1)$$

其中 x, y 为前体/进气道一体化构型俯视图上的横、纵坐标; a, b 分别超越椭圆的长、短半轴; n 为指数, 其取值决定了弧形的形状, n 取值越大, 前缘型线则越钝. 本文长、短半轴 a, b 分别取 640 mm 和 300 mm , 如图 2 所示.

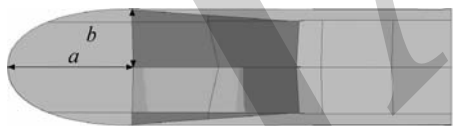


图2 超越椭圆前体示意图

Fig.2 Sketch map of transcendent elliptic forebody

进气道设计如图 3 所示, 等强度配波方案, 波系配置为 $3.5^\circ + 5.6^\circ + 5^\circ$, 进气道进口为矩形, 进口/前体宽度比为 0.58 , 前体长度为 2100 mm , 前缘型线采用超椭圆描述, n 取值 2.2 , 机身前缘顶点距外唇罩前缘的垂直高度为 442 mm , 喉道高度为 85 mm , 唇罩两侧的侧板后掠, 后掠角度为 57° .

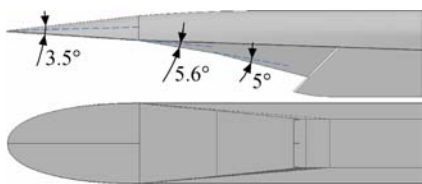


图3 前体/进气道示意图

Fig.3 Sketch map of forebody/inlet

2 数值研究

2.1 数值方法

采用结构化网格求解流场特性, 考虑流动的对称性, 选择半模进行计算分析, 近壁区网格单元的 y^+ 为 30 左右^[26]. 网格总数约为 500 万, 图 4 给出了壁面网格的分布情况.

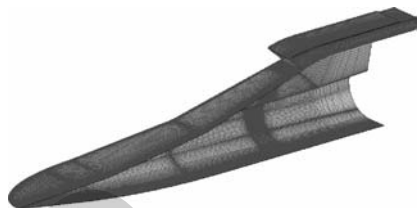


图4 壁面网格示意图

Fig.4 Sketch map of wall grid

采用商业软件 Fluent 求解三维可压缩的雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程, 2 阶格式离散, 选取 Spalart-Allmaras (S-A) 湍流模型, 变比热容法, 气体比热容为温度的函数, 具体如下:

$$c_p = C_0 + C_1 T + C_2 T^2 + C_3 T^3 + C_4 T^4 + C_5 T^5 + C_6 T^6 + C_7 T^7 \quad (2)$$

其中系数 $C_0, C_1, C_2, C_3, C_4, C_5, C_6, C_7$ 的取值依次为 $1.047.3, -0.388.3, 0.000.888.57, -1.6399 \times 10^{-7}, -6.647.4 \times 10^{-10}, 6.028.1 \times 10^{-13}, -2.0681 \times 10^{-16}, 2.5922 \times 10^{-20}$.

计算中所用到的边界条件包括压力远场边界、对称边界、压力出口边界以及无滑移固壁边界等. 其中, 外流场设置为压力远场边界条件, 在本文的研究中, 压力出口边界上均为超声速出流, 无需给定任何边界条件参数.

2.2 算法验证

本文采用绕中空圆柱-短裙 (hollow cylinder, truncated flare) 的流动进行算法验证, 该模型是高超声速空气动力学中的一个典型算例, 其几何外形如图 5 所示.

实验条件为: 来流马赫数 $Ma_\infty = 9.91$, 来流单位雷诺数 $Re_\infty = 1.86 \times 10^6 / \text{m}$, 来流温度 $T_\infty = 51.0 \text{ K}$, 壁面温度 $T_w = 293.0 \text{ K}$, 气体为氮气^[27]. 数值模拟条件与实验条件一致, 在数值模拟中, 壁面按等温壁面条件给定. 网格分布为 512×256 ; 法向网格雷诺数取为 5.0 . 由图 6 可见, 计算值与实验值的表面压力系数 (C_p) 吻合良好, 说明本文计算手段有效.

2.3 流场结构

图 7 给出了 $Ma_\infty = 6$ 时不同攻角下前体进气

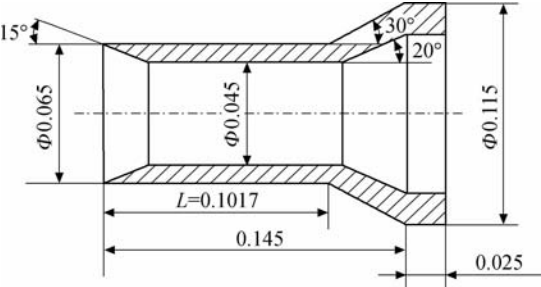


图 5 中空圆柱-短裙模型(单位:m)

Fig. 5 Hollowcylinder, truncated flare model (unit:m)

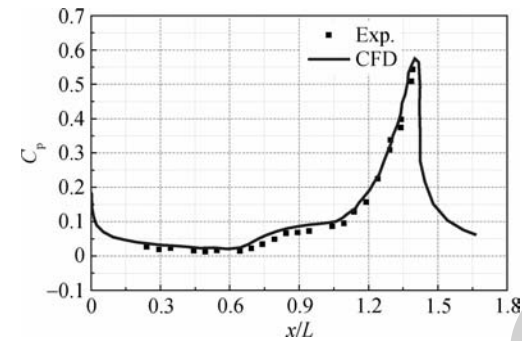


图 6 表面压力系数分布

Fig. 6 Distribution of surface pressure coefficient

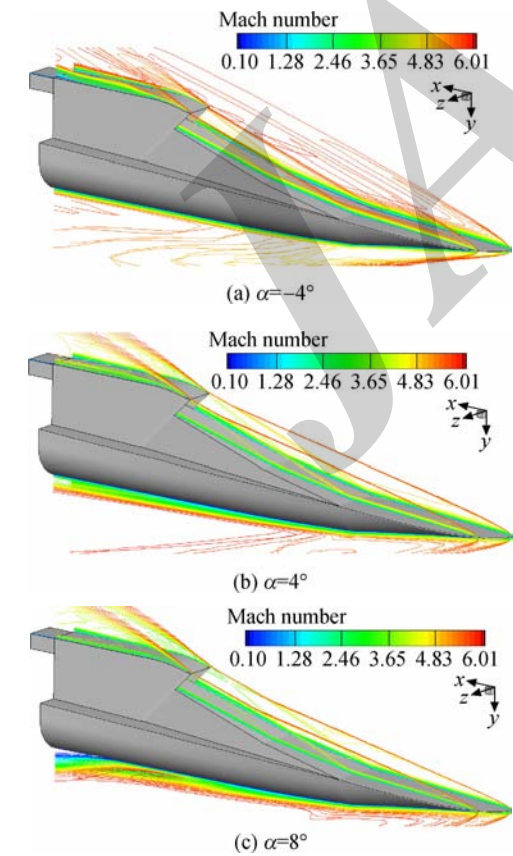


图 7 $Ma_{\infty}=6$ 时不同攻角下的流场马赫数
Fig. 7 Flow field Mach number contour of different angles of attack at $Ma_{\infty}=6$

道的波系,当攻角从 -4° 变化到 8° 时,前体/进气道方案的波系结构始终组织良好,未见有较大分离包的存在或脱体斜激波的出现,进气道均能正常工作^[28].当攻角为 -4° 时,其第 1 道外压缩波远离进气道唇罩,形成了明显的溢流,而第 2 道和第 3 道外压缩波系则提前汇聚形成一道强激波直接入射在唇罩前缘附近;当攻角增加至 8° 时,其第 1 道外压缩激波依次与第 2 道、第 3 道外压缩激波汇聚,最终合并为一道强激波,不过并没有进入通道内;在各攻角下,进口两侧前体激波系基本维持贴口.隔离段出口的马赫数图谱显示出出口马赫数均在 3 以下(图 8),出口区低能流堆积,这主要是由于当气流进入内通道,两侧横向扫略激波和内通道上、下壁面压差引起的二次旋流影响逐渐增强,最终在隔离段出口截面处形成了较大面积的低能流堆积区.

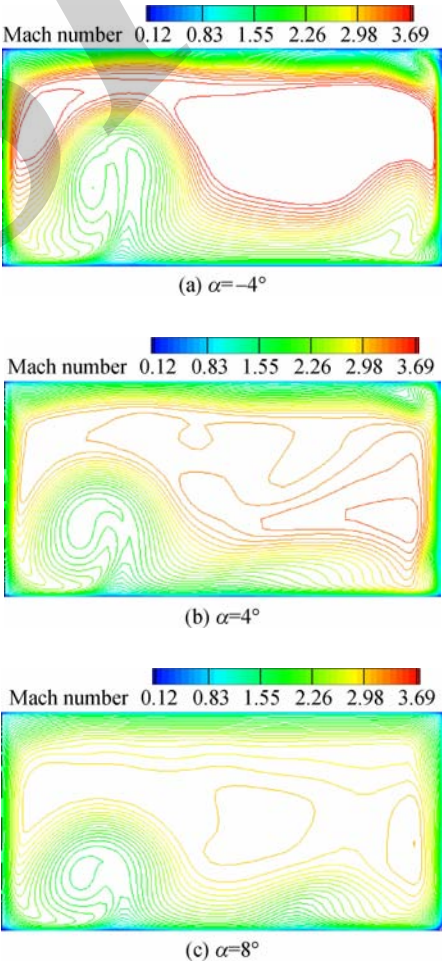


图 8 $Ma_{\infty}=6$ 时不同攻角下隔离段出口马赫数
Fig. 8 Isolator exit Mach number of different angles of attack at $Ma_{\infty}=6$

2.4 性能分析

图 9~图 12 给出了前体/进气道的典型气动性能。取隔离段出口参数计算总压恢复系数,计算条件为自由来流条件,计算对象为前体/进气道,设计状态下($Ma_\infty=6$, 攻角 $\alpha=4^\circ$, 侧滑角 $\beta=0^\circ$)前体/进气道的升阻比 L/D (L 表示升力, D 表示阻力)、流量系数 ϕ 和总压恢复系数 σ 分别为

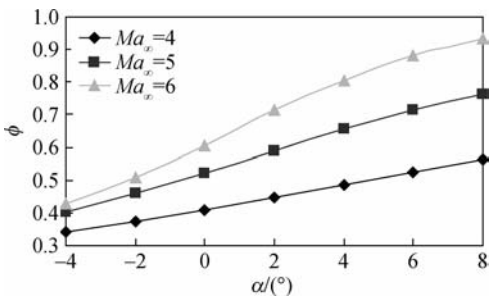


图 9 不同来流马赫数下流量系数随攻角的变化($\beta=0^\circ$)
Fig. 9 Mass flow capture ratio under variable angles of attack with different Ma_∞ ($\beta=0^\circ$)

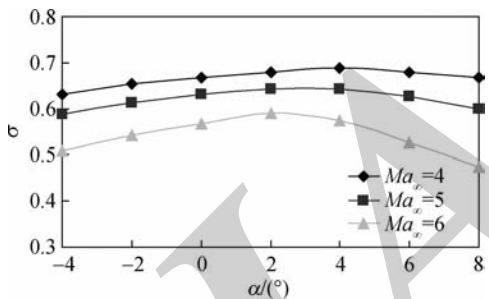


图 10 不同来流马赫数下总压恢复系数随攻角的变化($\beta=0^\circ$)
Fig. 10 Total pressure recovery coefficient under variable angles of attack with different Ma_∞ ($\beta=0^\circ$)

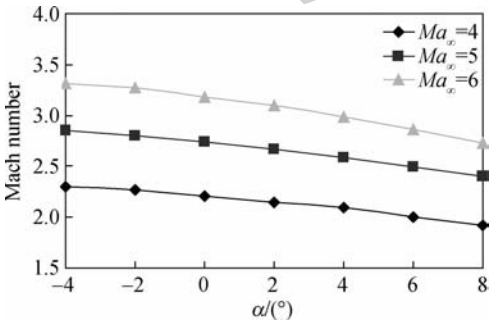


图 11 不同来流马赫数下出口马赫数随攻角的变化($\beta=0^\circ$)
Fig. 11 Exit Mach number under variable angles of attack with different Ma_∞ ($\beta=0^\circ$)

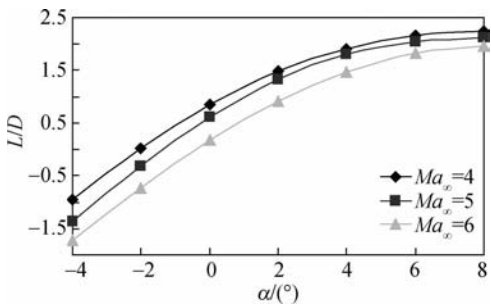


图 12 不同来流马赫数下升阻比随攻角的变化($\beta=0^\circ$)
Fig. 12 Lift to drag ratio under variable angles of attack with different Ma_∞ ($\beta=0^\circ$)

1.474, 0.805 和 0.574, 捕获流量为 5.012 kg/s, 隔离段出口马赫数为 2.966, 满足总体指标要求。不同来流马赫数下, 该方案各性能参数随着攻角的变化规律基本相同。 $Ma_\infty=4.0$ 状态下该方案的升阻比整体较高, 这可能是由于一部分经过前体压缩过的气流被排出了唇罩外, 从而形成了向下的排气冲量, 导致了部分附加升力的缘故。对进气道性能来说, 在所研究的攻角范围内, 该进气道的流量系数均随着来流马赫数的增加而逐渐上升, 而出口总压恢复系数则随着来流马赫数的增加而逐渐下降。此外, 对不同来流马赫数来说, 在所研究的攻角范围内, 进气道的流量系数均随着攻角的增加而增加, 但出口总压恢复系数则随攻角的增加呈现先增加后下降的趋势, 且该趋势在较低来流马赫数下表现得更为明显。

2.5 附加阻力

为了给推进系统总体性能分析提供参考, 对附加阻力进行了分析。仅选择了各来流马赫数下的零攻角状态进行分析。具体分析如下^[29]:

- 1) 在进气道前体两侧与内通道等宽度处设置侧向监控面, 在与进气道唇罩前缘等高度处设置底部监控面(图 13);
- 2) 统计各监控面的溢流流量, 以及该部分流体的流量加权平均 x 方向速度, 并计算其相比自由来流损失掉的 x 方向动量;
- 3) 根据动量方程计算其产生的附加阻力, 如表 1 所示。

可以看到, 随着来流马赫数的降低, 前体侧面、底面溢流导致的附加阻力缓慢上升, 但其在前体/进气道总阻力中的所占比重则越来越大, 在 $Ma_\infty=6.5$ 状态下, 该比值为 5.8%, 而 $Ma_\infty=4.0$ 状态下则增加至了 17.2%。并且, 其中侧面溢流导致附加阻力的贡献也越来越大, 在总体设计中应给与关注。

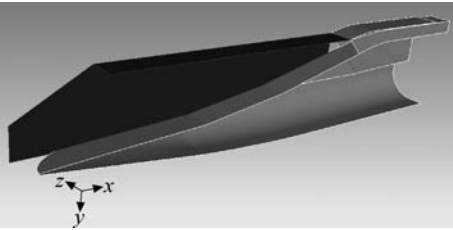


图 13 附加阻力监控面示意图

Fig. 13 Sketch map of additional drag monitor surface

表 1 附加阻力
Table 1 Additional drag

Ma_∞	溢流流量/ (kg/s)		溢流亏损 x 方 向速度/(m/s)		附加 阻力/N	占总阻 力百分 比/%
	侧面	底面	侧面	底面		
4	0.182	0.168	57.54	79.91	23.89	17.2
4.5	0.160	0.170	55.35	85.44	23.39	13.8
5	0.120	0.172	44.25	90.43	20.92	10.3
5.5	0.080	0.175	32.08	94.49	19.09	8.0
6	0.049	0.177	18.36	98.58	18.36	6.5
6.5	0.032	0.180	19.29	102.95	19.17	5.8

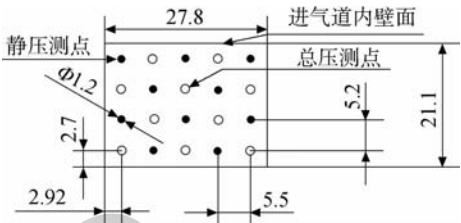
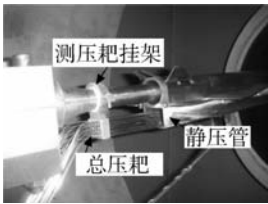


图 14 测压试验模型安装示意图(单位:mm)

Fig. 14 Sketch map of pressure-measurement model
(unit:mm)

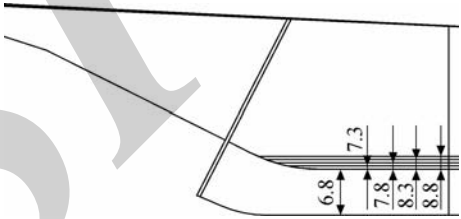


图 15 喉道调节片示意图(单位:mm)

Fig. 15 Sketch map of throat sealing plate (unit:mm)

3 试验研究

3.1 试验方案

为了考核前体/进气道的性能和飞行器的总体性能,在某高超声速风洞进行了风洞试验,试验模型缩比为 1 : 12.5,缩比后模型长度为 570 mm,风洞壅塞度为 1.4%. 试验采用尾支撑方案,先进行测压试验,测压模型安装见图 14,通过总/静压测量值计算流量系数和总压恢复系数,再结合纹影分析,确定进气道在该状态下是否正常起动^[30-31]. 若正常起动,拆掉测压装置,换上测力装置开展测力试验,以保证测力试验是在进气道起动的情况下进行.

受风洞尺寸和壅塞度的限制,模型缩比不能过大,缩比后模型的喉道高度仅为 6.8 mm,为了防止喉道高度过低引起进气道不起动从而导致整个试验的失败,在试验模型设计时增加了喉道高度调节垫片设计,如图 15 所示,单个垫片厚度为 0.5 mm. 若进气道不起动,抽掉一个垫片,喉道高度提高 0.5 mm,进气道起动的可能性大大提高,如此类推,直至进气道起动,从而在此状态下开展测力试验,这虽然会损失模型的缩比精度,却保证了测力试验在通气状态进行,提高了测力试验数

据的参考价值.

3.2 结果分析

图 16 给出了 $Ma_\infty=6$ 时不同攻角的纹影图,可见各攻角下激波均在进气道唇口附近,未出现激波振荡和吞吐现象,表明进气道正常气动.

风洞试验采取总/静压测量的方式换算流量系数和总压恢复系数^[26],压力监测点在飞行器尾喷管;CFD 计算条件为风洞试验条件,计算对象

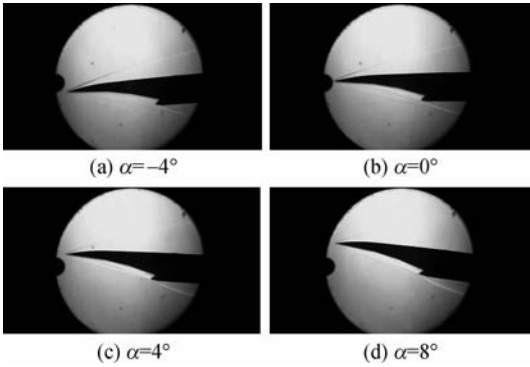


图 16 试验纹影图

Fig. 16 Schlieren pictures of test

为高超声速飞行器,压力监测点也在飞行器尾喷管,以此监测数据计算总压恢复系数.试验数据与计算数据对比如图 17 和图 18 所示,可见计算值与试验值吻合良好,流量系数最大误差为 4.0%,总压恢复系数最大误差为 4.2%,不仅验证了前体/进气道的设计,也验证了数值设计手段的有效性.

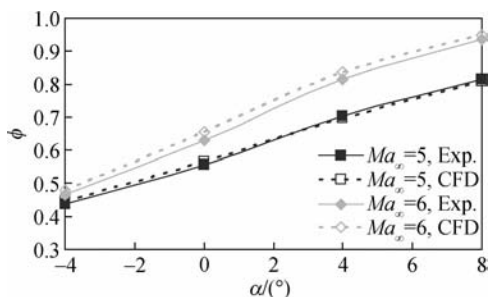


图 17 流量系数对比($\beta=0^\circ$)

Fig. 17 Mass flow capture ratio comparison ($\beta=0^\circ$)

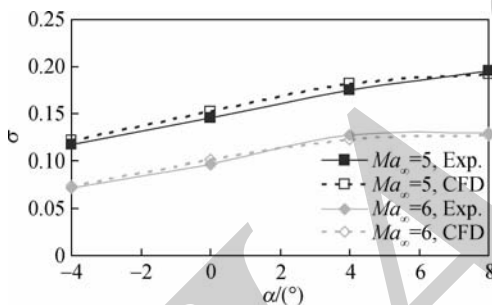


图 18 总压恢复系数对比($\beta=0^\circ$)

Fig. 18 Total pressure recovery coefficient comparison ($\beta=0^\circ$)

4 结 论

设计了一种吸气式高超声速飞行器,以总体指标为约束,开展了前体/进气道一体化设计,综合采用数值计算和风洞试验评估了前体/进气道的性能,结论如下:

1) 设计状态下前体/进气道的升阻比、流量系数和总压恢复系数分别为 1.474, 0.805 和 0.574. 捕获流量为 5.012 kg/s,隔离段出口马赫数为 2.966,满足总体指标要求,工作马赫数下进气道均能起动正常,表明采用的数值设计手段可行.

2) 将前体/进气道放到飞行器上进行通流风洞试验,试验测量值与数值计算结果吻合良好,流量系数最大误差为 4.0%,总压恢复系数最大误

差为 4.2%,风洞试验结果验证了数值设计手段的有效性.

3) 前体进气道的附加阻力随来流马赫数的增大而降低,在马赫数为 4 时,附加阻力占总阻力的 17.2%,在总体设计时应予以考虑.

4) 吸气式高超声速飞行器在进行通流测力/测压试验时应在进气道起动的情况下开展试验,在试验方案设计时应充分考虑,防止进气道不起动导致测力试验的失败.

参考文献:

- [1] 吴颖川,贺元元,贺伟,等. 吸气式高超声速飞行器机体推进一体化技术研究进展[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 245-260.
WU Yingchuan, HE Yuanyuan, HE Wei, et al. Progress in airframe-propulsion integration technology of air-breathing hypersonic vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 245-260. (in Chinese)
- [2] 罗金玲,李超,徐锦. 高超声速飞行器机体/推进一体化设计的启示[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 39-48.
LUO Jinling, LI Chao, XU Jin. Inspiration of hypersonic vehicle with airframe/propulsion integrated design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 39-48. (in Chinese)
- [3] Benson T J, Liou M F, Jones W H, et al. Nearly interactive parabolized Navier-Stokes solver for high speed forebody and inlet flows[R]. AIAA-2009-0711, 2009.
- [4] Saheby E B, HUANG Guoping, QIAO Wenyong, et al. A novel compression surface for integration design of high speed aircraft forebody and inlet[R]. AIAA-2015-3618, 2015.
- [5] Arend D J, Tillman G, O'Brien W F. Generation after next propulsor research: robust design for embedded engine systems[R]. AIAA-2012-4041, 2012.
- [6] Velicki A, Thrash P, Jegley D. Airframe development for the hybrid wing body aircraft[R]. AIAA-2009-0932, 2009.
- [7] Lamorte N, Friedmann P P, Dalle D J, et al. Uncertainty propagation in integrated airframe-propulsion system analysis for hypersonic vehicles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(1): 54-68.
- [8] Lewis M J. A hypersonic propulsion airframe integration overview[R]. AIAA-2003-4405, 2003.
- [9] 张堃元. 基于弯曲激波压缩系统的高超声速进气道反设计研究进展[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 274-288.
ZHANG Kunyuan. Research progress of hypersonic inlet reverse design based on curved shock compression system [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 274-288. (in Chinese)
- [10] 李永洲,张堃元. 基于马赫数分布可控曲面外/内锥形基准流场的前体/进气道一体化设计[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 289-301.

- LI Yongzhou, ZHANG Kunyuan. Integrated design of forebody and inlet based on external and internal conical basic flow field with controlled Mach number distribution surface[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(1): 289-301. (in Chinese)
- [11] 张林, 张堃元, 王磊, 等. 高超声速弯曲激波压缩侧压式进气道数值研究[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(2): 281-288.
- ZHANG Lin, ZHANG Kunyuan, WANG Lei, et al. Numerical investigation of hypersonic curved shock sidewall compression inlet[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(2): 281-288. (in Chinese)
- [12] 钟启涛, 张堃元, 庞丽娜. 出口马赫数分布可控的二元高超进气道双重反设计[J]. *推进技术*, 2015, 36(7): 982-988.
- ZHONG Qitao, ZHANG Kunyuan, PANG Lina. Double inverse design of 2-D hypersonic inlet with controllable exit mach number distribution [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(7): 982-988. (in Chinese)
- [13] 李璞, 郭荣伟. 一种带前体的高超声速短转圆形进气道研究[J]. *航空学报*, 2009, 30(4): 625-629.
- LI Pu, GUO Rongwei. Investigation of a hypersonic inlet with rectangular-to-circular shape transition and fore-body [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(4): 625-629. (in Chinese)
- [14] 赵昊, 谢旅荣, 郭荣伟, 等. 一种宽马赫数变几何超声速进气道气动性能研究[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(7): 1678-1684.
- ZHAO Hao, XIE Lürong, GUO Rongwei, et al. Study of variable geometry supersonic inlet aerodynamic performance in a wide Mach number range[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(7): 1678-1684. (in Chinese)
- [15] 贺旭照, 秦思, 周正, 等. 一种乘波前体进气道的一体化设计及性能分析[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(6): 1270-1276.
- HE Xuzhao, QIN Si, ZHOU Zheng, et al. Integrated design and performance analysis of waverider forebody and inlet [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(6): 1270-1276. (in Chinese)
- [16] 乔文友, 黄国平, 夏晨, 等. 发展用于高速飞行器前体/进气道匹配设计的逆特征线法[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(6): 1444-1452.
- QIAO Wenyao, HUANG Guoping, XIA Chen, et al. Development of inverse characteristic method for matching design of high-speed aircraft forebody/inlet [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(6): 1444-1452. (in Chinese)
- [17] 宋文艳, 黎明, 刘伟雄, 等. 超燃冲压发动机前体/进气道和隔离段气动设计[J]. *西北工业大学学报*, 2004, 22(1): 96-99.
- SONG Wenyan, LI Ming, LIU Weixiong, et al. Exploring design of hypersonic forebody/inlet and isolator of integrated scramjet[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2004, 22(1): 96-99. (in Chinese)
- [18] 黎明, 宋文艳, 贺伟. 高超声速二维混压式前体/进气道设计方法研究[J]. *航空动力学报*, 2004, 19(4): 459-465.
- LI Ming, SONG Wenyan, HE Wei. Design method of two-dimensional hypersonic forebody/inlet of mixed compression[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2004, 19(4): 459-465. (in Chinese)
- [19] 吴先宇, 刘睿, 罗世彬, 等. 基于替代模型的高超声速前体/进气道一体化优化[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(5): 796-802.
- WU Xianyu, LIU Rui, LUO Shibin et al. An integrated optimization of hypersonic forebody/inlet based on surrogate models[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(5): 796-802. (in Chinese)
- [20] 宋道军, 胥继斌. 高超声速二维前体进气道一体化优化设计研究[J]. *空气动力学学报*, 2004, 22(3): 371-375.
- SONG Daojun, XU Jibin. Optimal integrated design of two-dimensional hypersonic vehicle's forebodies and inlets[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2004, 22(3): 371-375. (in Chinese)
- [21] 刘济民, 侯志强, 宋贵宝, 等. 高超声速巡航导弹前体/进气道概念设计与优化[J]. *空气动力学学报*, 2013, 31(3): 321-325.
- LIU Jimin, HOU Zhiqiang, SONG Guibao, et al. Conceptual design and optimization for forebody/inlet of hypersonic cruise missiles [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(3): 321-325. (in Chinese)
- [22] 明承东. 乘波前体/进气道气动布局设计方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
- MING Chengdong. Aerodynamic layout design method of the waverider forebody/inlet configuration [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [23] 严岭峰. RBCC 飞行器前体/进气道一体化气动构型设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- YAN Lingfeng. Forebody/inlet integrative design of transatmospheric vehicle based on RBCC [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [24] 尤延铖, 梁德旺, 郭荣伟, 等. 高超声速三维内收缩式进气道/乘波体前体一体化设计研究评述[J]. *力学进展*, 2009, 39(5): 513-515.
- YOU Yancheng, LIANG Dewang, GUO Rongwei, et al. Overview of the integration of three-dimensional inward turning hypersonic inlet and waverider forebody [J]. *Advances in Mechanics*, 39(5): 513-515. (in Chinese)
- [25] 段晰怀, 郑日恒, 李立翰. 基于亚燃的高超声速冲压发动机内流道研究[J]. *航空学报*, 2015, 36(1): 232-244.
- DUAN Xihuai, ZHENG Riheng, LI Lihan. Internal flow-path for hypersonic ramjet based on subsonic combustion [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(1): 232-244. (in Chinese)
- [26] 邓帆, 杜新, 谭慧俊, 等. 吸气式高超声速飞行器冷流试验设计及验证[J]. *北京航空航天大学学报*, 2014, 40(10): 1341-1348.
- DENG Fan, DU Xin, TAN Huijun, et al. Design and vali-

- dation of cold-flow test for air-breathing hypersonic vehicle [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(10): 1341-1348. (in Chinese)
- [27] Gnoffo P A. CFD validation studies for hypersonic flow prediction[R]. AIAA-2001-1025, 2001.
- [28] 谭慧俊, 卜焕先, 张启帆, 等. 高超声速进气道不起动问题的研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(4): 501-508.

TAN Huijun, BU Huanxian, ZHANG Qifan, et al. Review of hypersonic inlet unstart phenomenon [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 46(4): 501-508. (in Chinese)
- [29] 乐川, 徐大军, 蔡国飙. 超声速溢流条件下二元超声速进气道附加阻力计算[J]. 航空动力学报, 2010, 25(11): 2431-2436.

YUE Chuan, XU Dajun, CAI Guobiao. Calculation of additional drag coefficient of supersonic inlet under supersonic spillage condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(11): 2431-2436. (in Chinese)
- [30] 李留刚, 谭慧俊, 孙姝, 等. 二元高超声速进气道不起动状态的信号特征及预警[J]. 航空学报, 2010, 31(12): 2324-2331.

LI Liugang, TAN Huijun, SUN Shu, et al. Signal characteristics and prediction of unstarting process for two-dimensional hypersonic inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(12): 2324-2331. (in Chinese)
- [31] 张红英, 孙姝, 程克明, 等. 进气道工作状态对吸气式高超飞行器气动特性影响的实验研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(4): 624-628.

ZHANG Hongying, SUN Shu, CHENG Keming, et al. Experimental investigation of inlet start/unstart influences on the aerodynamic characteristic of a hypersonic vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(4): 624-628. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)