吸气式高超声速飞行器冷流试验设计及验证

邓 帆 杜 新 谭慧俊

(中国运载火箭技术研究院 空间物理重点实验室, 北京 100076) (南京航空航天大学 内流研究中心, 南京 210016)

曾宪政

(中国航天空气动力技术研究院 二所, 北京 100074)

摘 要: 对于吸气式飞行器而言,地面冷流试验是检验其进气道性能及气动特性的一项重要手段. 以二元混压式进气道、机体/推进系统耦合为基本特征,设计了采用超燃冲压发动机为推进系统的内外流一体化巡航飞行器,针对其高超声速特性开展了冷流风洞试验,来流速度范围 $Ma=5.0\sim7.0$,攻角范围 $\alpha=-4°\sim8°$. 测压试验结果表明,随着来流马赫数的增大,进气道的总压恢复系数下降;而流量系数先上升,在设计点达到最大值;在一定攻角范围内,进气道的总压恢复系数和流量系数提高,但当攻角增大至巡航攻角时,随着攻角的增大,进气道的总压恢复系数和流量系数逐渐下降. 测力试验验证了数值算法的有效性,除轴向力系数以外,其余气动特性系数的发展规律及数值基本吻合,可通过修正试验值的方式外推出飞行器的气动特性数据.

关 键 词: 二元混压式进气道; 超燃冲压发动机; 内外流一体化设计; 冷流试验; 气动特性

中图分类号: V 211.3; V 211.7

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2014)10-1341-08

Design and validation of cold-flow test for air-breathing hypersonic vehicle

Deng Fan Du Xin

(Science and Technology on Space Physics Laboratory, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Tan Huijun

(Internal Flow Research Center, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Zeng Xianzheng

(The Second Institute, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: Cold-flow test is an important method for air-breathing vehicle to validate the inlet capability and aerodynamic characteristics. An airframe/propulsion integrative cruise vehicle with scramjet egine was designed; two-dimensional mixed-compression inlet and airframe/propulsion system coupling was used. The cold-flow wind tunnel test of the model was finished in hypersonic wind tunnel. Experimental data was measured when free Mach number was 5.0, 6.0, 7.0, and angle of attack was between $-4°$ and $8°$. The pressure performance test results indicate that, with the increase of the free stream Mach number, the total pressure recovery coefficient decreases, while the mass flow ratio increases firstly, and the maximum is obtained at design point; with the range of the angle of attack to a certainty, the total pressure recovery coefficient and the flow ratio increases. But after the cruise angle of attack, with the increase of the angle of attack, the total pressure recovery coefficient and the mass flow ratio decreases. The aerodynamics force performance wind tunnel test results validate the efficiency of the numerical simulation method, which shows a consistent trend with the experimental results, except the axial force coefficient. The aerodynamics characteristics of air-breathing hypersonic cruise vehicle could be obtained by revising the experimental results.

收稿日期: 2013-10-30; **网络出版时间**: 2014-03-25 16:15; **DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2013.0617

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2013-0617.html

作者简介: 邓 帆(1982 -),男,四川三台人,高级工程师,dengfan8245@sina.cn.

Key words: two-dimensional mixed-compression inlet; scramjet engine; airframe/propulsion integrative design; cold-flow test; aerodynamics characteristics

吸气式高超声速飞行器的推进系统至关重要.普通冲压发动机必须使来流减速到亚声速才能保证其工作效率,而且压缩后的空气温度过高,而超燃冲压发动机可使来流以超声速进入燃烧室燃烧,因而飞行器的飞行马赫数可以超过 5,适宜在大气层或跨大气层中长时间超声速或高超声速动力续航飞行.因此,基于超燃冲压发动机的高超声速飞行器已成为临近空间领域的重要发展方向之一[1-3],被美国视为未来实现"全球到达,全球作战"快速反应能力的重要手段.

在飞行器高升阻比内外流一体化气动布局设计中,对其气动性能的正确评估涉及到气动界面和动力界面的定义、内外壁面的划分以及气动系数的拆解.冷流风洞试验的重点在于有效辨识出通气状态下飞行器的内通道流场发展情况和其气动性能.同时,受风洞试验条件的限制,如何把试验装置的影响从试验数据中剥离,从而获取有效气动数据也是试验设计方案成败的关键.

1 一体化设计

吸气式高超声速飞行器气动布局设计打破了传统空气动力学中外流与内流的界线,推进系统与飞行器整体气动特性存在着强烈的耦合关系,飞行器的前体和后体下壁面既是主要的气动型面,又是进气道的外压段型面和尾喷管的膨胀型面;同时,推进系统对飞行器的升阻特性、飞行品质及动态特性都有较大影响[4-8].因此,一体化的设计思想在飞行器布局研究中显得尤其重要.

现在研究最广泛技术较为成熟的超燃冲压发动机进气道形式主要包括轴对称式进气道、二元混压式进气道和三维侧压式进气道.一般来说,轴对称式进气道适合外形受到限制的高超声速导弹使用,而二元混压式进气道能够充分利用飞行器前体的预压缩效应,适合升力体类气动构型的高超声速飞行器使用[9-12].进气道多级楔面的长度和楔角的大小直接影响到飞行器头部形状和飞行器下表面的波系结构,从而对飞行器升阻力特性和气动压心造成影响.而进气道楔面形成的气流转折又影响到总压恢复系数和进入燃烧室的气流速度,从而对发动机燃烧状态和推力性能产生影响.开展一体化设计的首要重点是开展飞行器前体/进气道一体化设计[13-15].

前体/进气道一体化设计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,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.本文以飞行器巡航点(H = 26 km, Ma = 6.0, α = 4°)为设计约束条件,采用三级预压缩平板,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.进气道三级外压缩激波分别为 2° +4°,5°,8°,第四、五级楔角分别为 8.8°,8.8°,其外唇罩的前缘到机身顶点的高度为 346 mm,内通道进口高度为 70 mm.

对前缘外形的选取,采用常规方案前体压缩面容易导致进口两侧部分外压缩激波直接入射到内通道,导致内通道局部区域热流较高,易引起局部烧蚀;与平直前缘相比,弧形前缘有利于减少飞行器阻力,减轻热防护负担.在此采用超越椭圆对前体前缘的弧线形状进行描述,方程如下:

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

其中 x, y 为前体/进气道俯视图的横、纵坐标; a, b 分别为超椭圆的长、短半轴; n 为指数, n 取值越大,前缘型线则越钝,考虑飞行器升阻特性及进气道性能,经数值模拟对比研究,此处 n 取值 2.2.

对一体化布局的性能进行数值分析,利用 ANSYS ICEM CFD 进行计算网格划分,所有网格单元均为六面体形式,考虑到流动的对称性,选择整个流动区间的 1/2 为计算域,以减少网格量.计算网格在近壁区、内通道以及激波波面附近等处进行加密,以适应黏性计算和激波捕捉的需要.大部分近壁网格单元的 y^+ 保持在 30 附近.飞行器计算网格单元的总数约 510 万(见图 1).

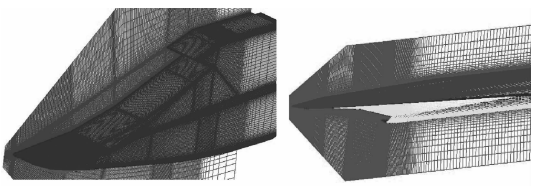


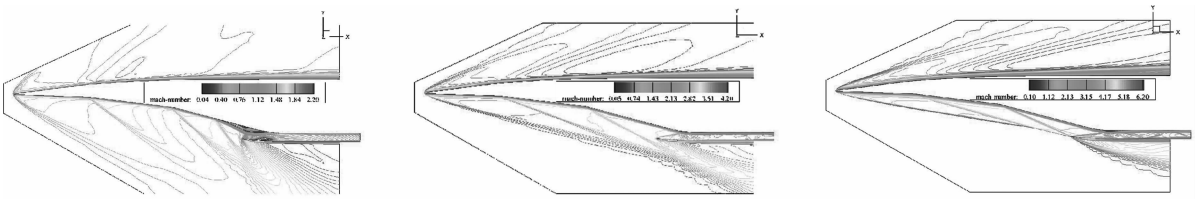
图 1 吸气式飞行器数值计算网格示意图

Fig. 1 Computational grid of air-breathing vehicle

数值计算解算器采用 Fluent13,流动方程使用二阶格式离散,湍流模型选用 S-A 模型,考虑到高超声速条件下,在部分流动区间气体的振动能被激发,为此研究中还采用了变比热法,将气体的比热容表达成温度的多项式函数. 数值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.

图 2 为随来流马赫数增加进气道内部流动的结构图谱. 图 2a 显示降低来流马赫数至 2.0,使进气道喉道发生壅塞,进气道进口附近存在明显分离包,引起进气道不起动;随后再提高来流马赫数至 4.0,如图 2b,前体外压缩波系和内通道流场均正常建立,进气道进口附近未发现明显的分离包,进气道顺利起动;图 2c 显示设计点状态下前体外压缩波系基本汇聚在进气道进口唇罩前缘附近,且内通道唇罩激波及其反射激波并未导致明显的流动分离,这表明进气道方案设计合理.

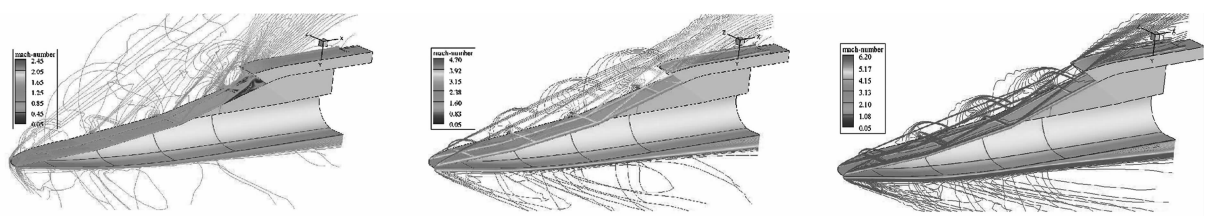
图 3 从三维视图角度描述了流场的纵、横向发展. 图 3a 显示 $Ma=2.0$,$\alpha=4°$时进气道入口前分离包部分脱出进气道内通道,从而在前体压缩面上又诱导出一道斜激波. 图 3a 到图 3b 的流场变化表明进气道在 $Ma=4.0$,$\alpha=4°$状态下具备自起动能力. 图 3c 中设计点状态下前体沿展向存在较强的横向压强梯度,在该横向压强梯度的作用下,部分经过压缩的气流被排出内通道,降低了进气道的流量捕获能力. 前体波面在一定宽度范围内接近平直,仅两侧呈现弯曲,这主要是由于进气道相对进口宽度(与前体宽度相比)减小的缘故.



a　*Ma*=2.0　　b　*Ma*=4.0　　c　*Ma*=6.0

图 2　对称面激波分布图谱($\alpha=4°$)

Fig. 2　Shock wave distribution in the symmetry plane ($\alpha=4°$)



a　*Ma*=2.0　　b　*Ma*=4.0　　c　*Ma*=6.0

图 3　前体各横向、纵向截面激波分布图谱($\alpha=4°$)

Fig. 3　Shock wave distribution in different lateral and pitch plane($\alpha=4°$)

表 1 分析表明,进气道在 $Ma=4.0,6.0$ 时均能正常起动,且巡航点总压恢复系数 $\sigma=0.430$,捕获空气流量 $\dot{m}_a=9.978$ kg/s,出口马赫数 $Ma_e=2.816$.

表 1　进气道性能参数($H=26$ km)

Table 1　Parameters of inlet performance($H=26$ km)

Ma	α/(°)	σ	Ma_e	$\dot{m}_a$/(kg/s)
4.0	0	0.616	2.248	3.507
	2	0.620	2.182	3.777
	4	0.644	2.119	4.141
	6	0.638	2.040	4.420
6.0	0	0.393	2.967	7.411
	2	0.420	2.903	8.635
	4	0.430	2.816	9.978
	6	0.379	2.672	11.188

在飞行器气动布局一体化设计中,对推进系统的内流道进行了简化,暂未考虑燃料喷射支板、火焰稳定凹腔等燃烧室设计细节. 进气道与燃烧室之间设置了一等截面隔离段,隔离段高度即进气道喉道高度. 超燃室被简化为一等面积段和 2.5°扩张的膨胀段. 喷管上壁面型线被简化为一道与水平线夹角为 15°的直线. 结合前体/进气道外形,设计出了具有内外流一体化特征的飞行器,采用头部类乘波正常式气动布局,带一定安装角的后掠梯形弹翼,三通道的控制通过主翼后方的 2 片水平尾舵及背部斜上方的 2 片“V”型尾舵来实现.

2　试验方案设计

2.1　试验方案

为了对飞行器气动性能及进气道起动情况进行验证,并考虑到试验模型所需的马赫数及雷诺数范围,确定在暂冲、吹引式 $\phi0.5$ m 高超声速风洞开展试验(见图 4). 由于试验缩比模型尺寸、风洞条件等的制约,很难做到与进气道的真实工作

环境(飞行器整机环境)完全一致,但其试验方案应尽可能贴近真实飞行器环境,反映实际流动特征.该风洞试验具有 3 个技术难点:①试验方案的拟订,不仅要最大限度地减少干扰,还要在方案的技术层面上尽量保证进气道处于通气状态;②进行风洞试验时飞行器进气道是否正常起动的判定依据;③从试验数据中剥离出试验装置影响,获得有效气动数据的方法.



图 4 试验模型示意图

Fig. 4 Schematic view of the model

针对飞行器一体化设计的气动布局特征,可供选择的方案有 2 种——尾撑式方案和腹撑式抽吸方案.通过对 2 种试验方案的比较研究,基于最大限度减小试验装置对飞行器气动特性影响的考虑,决定采用尾撑式方案.

针对试验方案,加工设计模型时,在进气道内表面预留出厚度不等的多层垫片(图 5),从进气道高度的可调性上保证进气道的正常起动,进气道喉道模型设计为可拆卸,一旦出现壅塞,卸除上壁面预留的垫片来增加喉道面积.

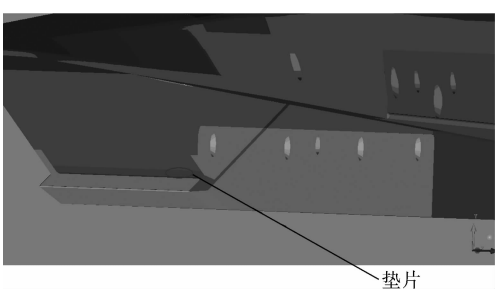


图 5 进气道垫片示意图

Fig. 5 Schematic view of inlet padding

2.2 试验设备

FD-07 风洞以空气为工作介质,喷管出口直径为 0.5 m,马赫数范围为 4.5 ~ 10,采用更换喷管的方法改变马赫数. $Ma = 6.0$ 以上的喷管都带有水冷却装置,防止喷管结构受热喉道产生变形.

支撑机构为六分量应变天平,攻角变化范围为 $-10° \sim 50°$. 与其配套的支杆直径为 $\phi 24$ mm.

风洞流场由纹影光学系统显示、拍摄和录像.为了研究进气道流场启动性能,每个马赫数下都采用高速摄像系统对进气道唇口激波形状变化进行拍摄,对模型进行恢复处理后再采用普通纹影采集系统.

按照试验要求,使用经过流场校测后实际马赫数为 4.937,5.933 和 6.971 的轴对称喷管,校测的马赫数相对偏差都小于 ±0.01,均满足流场均匀性指标.模型缩比为 1∶10,参考长度即总长 700 mm,参考面积 0.003 9 mm^2.

3 冷流试验验证

3.1 通气试验判据

为考察在不同来流条件下进气道能否正常启动,采用布放测压钯测压的方式对扩张段尾段的气流进行测量,扩张段尾段下底面布置 3 孔测静压,与孔平行顺来流方向布置 2 个管测总压(图 6).试验方案给出了两种进气道起动的判据:一是激波纹影观察法,即通过观察进气道前激波位置的前后移动以及稳定性来判断进气道是否起动[16-17];二是与数值方法相结合的总压恢复系数-流量系数监测法,即通过监测试验状态进气道前后的流量与总压变化情况,与数值风洞模拟出的通气状态的流量和总压进行对比来判断进气道是否起动.这两种方法相结合可有效判断进气道起动状况.

试验时首先对试验模型进行进气道起动测试,测压耙的安装位置在尾喷管出口附近,测量尾喷管出口的总压和静压,以获得进气道的流量系数和总压恢复系数,同时配合高速摄像采集系统,判别进气道流场性能;在确认进气道流场正常起动的前提下,去掉影响测力的测压耙,对模型进行恢复处理,进行全机测力试验.

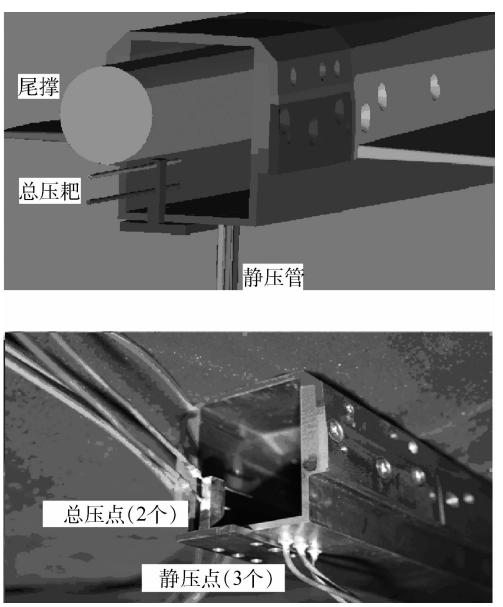
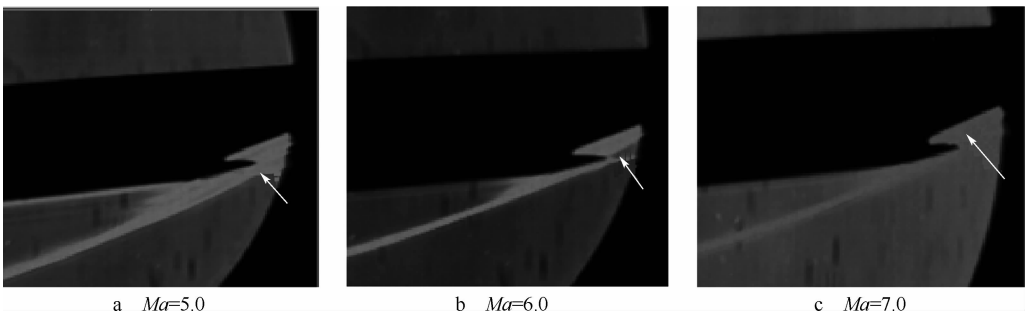


图 6 试验模型测压装置示意图

Fig. 6 Pressure-measure device of test model

图 7 为 $Ma=5.0\sim7.0$,$\alpha=4°$条件下试验模型进气道纹影图片. 纹影显示在 $Ma=5.0$ 时,进气道外压缩波汇交于唇口外;随着马赫数的增大,激波角逐渐变小,在 $Ma=6.0$ 条件下进气道外压缩波汇交于唇口附近;在 $Ma=7.0$ 条件下,激波角进一步变小,进气道外压缩波汇交于唇口内. 纹影录像显示在 $Ma=5.0\sim7.0$ 条件下,进气道外压缩波均能够保持稳定,并未发生喘振现象,表明进气道在该马赫数范围内能够顺利起动并正常工作.

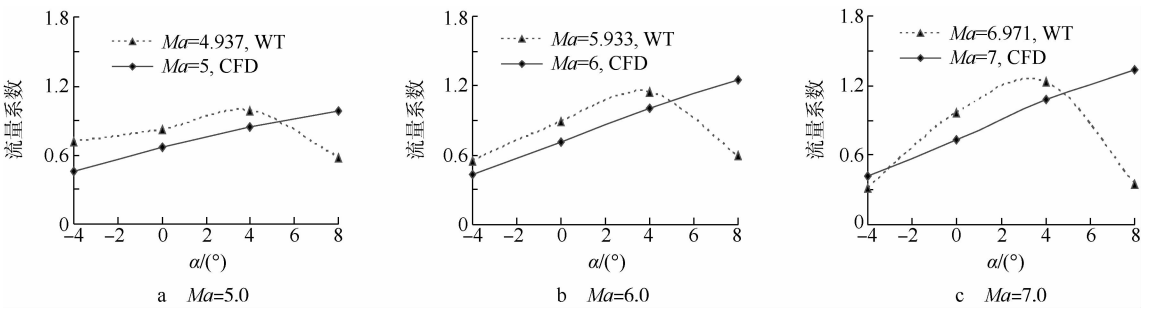
图 8 和图 9 分别对比了试验模型内通道流量系数、总压恢复系数的数值模拟结果(CFD)和试验值(WT). 对比结果显示在同一马赫数条件下,在小攻角范围内($\alpha=-4°\sim4°$),随着攻角的增大,流量系数随之增大,总压恢复系数随之增大;在大攻角条件下($\alpha=4°\sim8°$),流量系数随之减小,总压恢复系数有所减小. 这主要是因为,随着攻角的增大,在进气道(迎风面)一侧,压缩面相对于气流的实际压缩角变大,激波角变大,进气道捕获面积随之增大,则流量系数随之增大. 当攻角进一步增大至 $\alpha=8°$时,进气道压缩能力进一步增大,压缩波在内通道内形成复杂的激波反射,可能导致尾喷管测量点的误差变大.



a　Ma=5.0　　b　Ma=6.0　　c　Ma=7.0

图 7　试验模型进气道纹影图

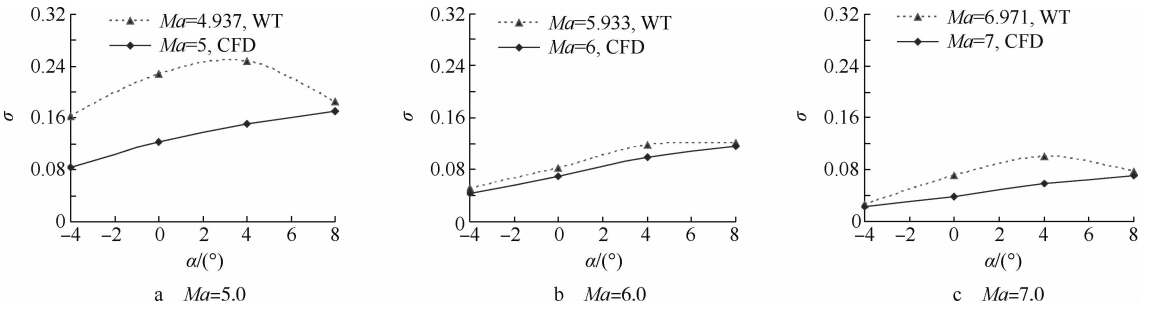
Fig. 7　Inlet shadowgraph of test model



a　Ma=5.0　　b　Ma=6.0　　c　Ma=7.0

图 8　不同马赫数下流量系数随攻角的变化曲线

Fig. 8　Mass flow ratio vs angle of attack at different Mach numbers



a　Ma=5.0　　b　Ma=6.0　　c　Ma=7.0

图 9　不同马赫数下总压恢复系数随攻角的变化曲线

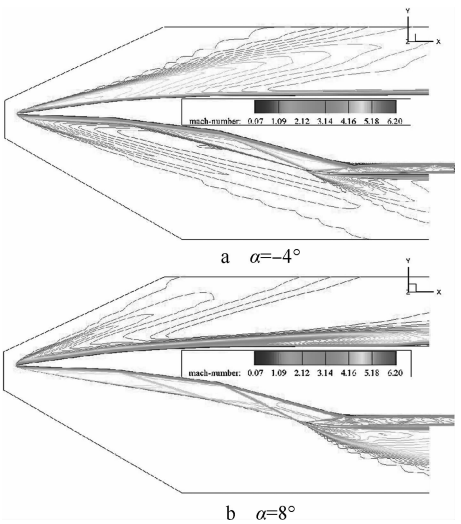
Fig. 9　Total pressure recovery coefficient vs angle of attack at different Mach numbers

在同一攻角条件下,随着马赫数的增大,流量系数随之增大,总压恢复系数降低. 这主要是因为马赫数增大后激波角变小,进气道溢流减少,斜激波变强,激波损失加大,总压恢复系数随之减小.

由图 8 ~ 图 9 中两种手段得到的数据结果可以看出,在小攻角范围内($\alpha=-4°\sim4°$),进气道流量系数和总压恢复系数的计算值和试验结果吻合良好,验证了该试验模型进气道内部气流未发生壅

塞,模型外部流态符合真实飞行状态.

图 10 及图 11 给出了 $Ma=6.0$,$\alpha=-4°$以及 $\alpha=8°$状态下前体附近的流动结构图谱. 由图可见,前体/进气道的波系结构始终组织良好,未见较大分离包的存在或脱体斜激波的出现. 当攻角为 $-4°$时,第 1 道外压缩波系远离进气道进口唇罩,较多气流溢流出内通道,大大降低了进气道的流量系数,同时第 2 道和第 3 道外压缩波系提前汇聚形成一道强激波直接入射到内通道中,导致进气道流动损失增大. 当攻角增加至 8°时,其第 1 道外压缩波系与第 2 道外压缩波系汇聚,随后与第 3 道外压缩波系在进口前提前汇聚,形成了一道强激波,但并未进入通道内. 上述波系结构特点在前体的各纵向剖面上均存在,仅激波汇聚点前后位置稍有差别. 同时激波相交形成的滑流层还可能使得进气道内流的稳定性和抗反压能力也有所下降.

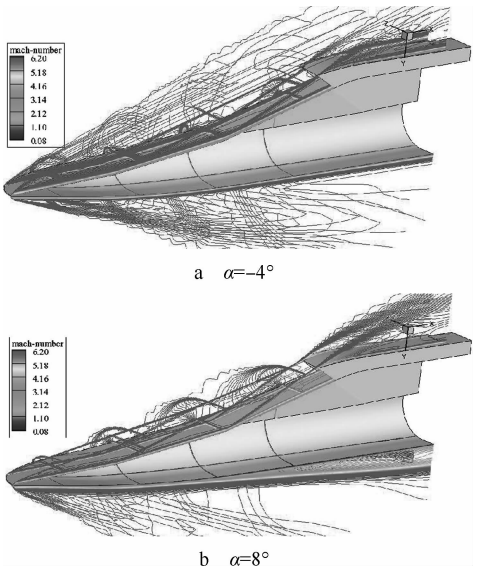


a $\alpha=-4°$

b $\alpha=8°$

图 10 对称面激波分布图谱($Ma=6.0$)

Fig. 10 Shock wave distribution in the symmetry plane($Ma=6.0$)



a $\alpha=-4°$

b $\alpha=8°$

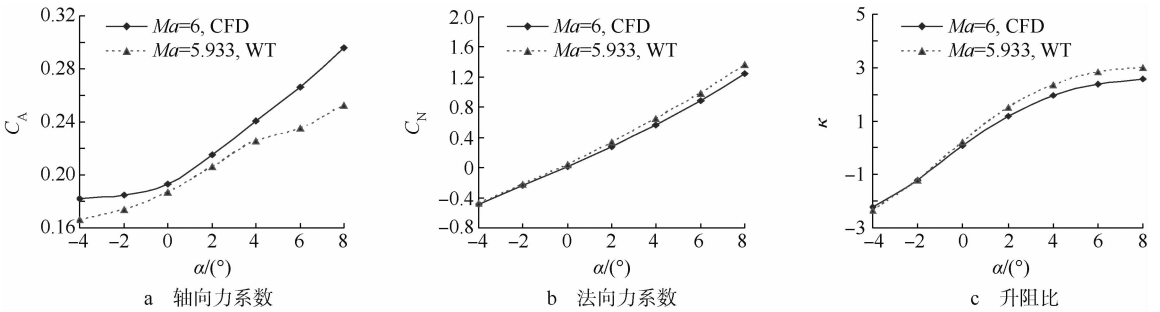
图 11 前体各横向、纵向截面激波分布图谱($Ma=6.0$)

Fig. 11 Shock wave distribution in different lateral and pitch plane($Ma=6.0$)

3.2 数据修正方法

针对试验数据中进气道“内阻”的扣除问题,通过数值计算拆分出各个状态下“内阻”占总阻力的比例,在对应状态的风洞试验中扣除相应比例值,从而确保获取有效的阻力数据.

由于风洞试验测量无法扣除进气道内部阻力,在算法验证阶段,为保持对比一致性,试验模型数值计算中也加入了飞行器内阻,试验模型气动特性变化规律数值计算和试验数据对比如图 12 所示. 飞行器在巡航点的阻力系数在小攻角范围内吻合度较高,升力系数在研究攻角范围内均吻合较好. 升阻比随攻角增加逐渐增大,$\alpha>4°$后增速变缓,试验值大于计算值,主要是由于轴向力系数的差别,二者最大误差为 17%,巡航点升阻比试验值为 2.33.



a 轴向力系数 b 法向力系数 c 升阻比

图 12 试验模型内外流一体化气动特性随攻角变化曲线

Fig. 12 Aerodynamics characteristics of airframe/propulsion integrative test model vs angle of attack

在开展冷流试验同时,通过数值模拟手段预示试验模型的基本气动特性,并和真实飞行器进行对比,用于评估真实飞行/风洞试验之间的数据关联性,分析内通道与外表面轴向力的比例关系. 不仅保证了试验数据的有效性,也为天地数据转化提供有益的借鉴. 在此过程中,界面的合理划分

对布局设计至关重要[18],总体设计时在巡航点飞行器处于推阻平衡状态,由此在飞行器的升阻特性研究方面,采用“nose-to-tail”方法扣除掉内通道的阻力(见图 13).进气道压缩面中与唇口同宽的下表面、进气道内部上下壁面、左右两侧壁面、燃烧室和尾喷管上下和两侧壁面均须在飞行器轴向力计算中扣除.但法向力要考虑所有表面,其原因是发动机有效推力只记入轴向的部分.

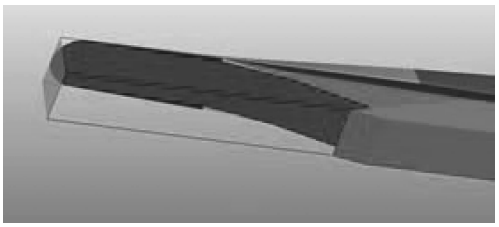


图 13　飞行器“内阻”扣除示意

Fig. 13　Schematic view of vehicle “interior drag”

飞行器实际长度 7 m,受风洞尺寸限制,试验模型长度为 0.7 m.模型设计过程中,从尽量避免进气道内气流壅塞、便于安装天平和支撑装置的角度考虑,对进气道唇口附近和膨胀面的几何外形进行了修改,从而导致试验模型和真实外形之间的差异.尾撑的安装对飞行器外流的影响不大,但使进气道内部流动发生改变.采用大气飞行数据来分析试验模型的气动力特性时,模型尺寸的缩比导致雷诺数 Re 相差 10 倍,进而影响了边界层模拟的精度.

试验模型数值分析中,外表面轴向力系数占总轴向力系数的比例关系见表 2.$Ma=6.0$ 时,攻角从 $-4°$ 变化到 $8°$,比例从 0.720 单调减小到 0.505.该比例随马赫数也有一定变化.在拆分相关的风洞数据时,根据 $Ma=6.0$ 的比例关系,按照攻角逐一进行拆分.

表 2　试验模型外表面轴向力系数占总轴向力系数的比例

Table 2　Axial force coefficient ratio of model exterior face

α/(°)	Ma		
	5.0	6.0	7.0
−4	0.722	0.720	0.720
0	0.635	0.585	0.561
4	0.589	0.543	0.502
8	0.562	0.505	0.474

依据对“内阻”的处理方式,得到风洞试验模型数值计算结果与飞行器全尺寸外形数值模拟结果在 $Ma=6.0$,$\alpha=-4°\sim8°$ 工况下的气动力数据对比如图 14 所示,图 14 显示:①除轴向力系数外,试验模型和真实外形的气动力分量随攻角的变化趋势一致;②随攻角增大,法向力系数和俯仰力矩系数的值均有很好的吻合度;③试验模型的轴向力系数均大于真实外形,相差 10% 左右,主要是由于和真实外形比较而言,试验模型雷诺数较小,黏性的影响导致轴向力系数偏大;④试验模型升阻比绝对值均小于真实外型.

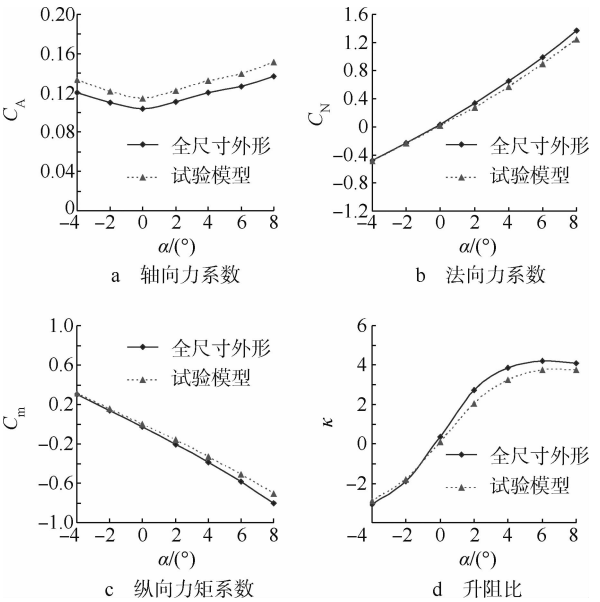


图 14　扣除“内阻”后飞行器气动特性随攻角的变化曲线($Ma=6.0$)

Fig. 14　Aerodynamics characteristics of vehicle excluding “interior drag” vs angle of attack($Ma=6.0$)

从风洞试验数据与试验模型数值计算结果的对比关系,以及试验模型数值计算结果与真实外形数值计算数据的对比关系,可推导出真实外形的气动特性.在关联各分量气动力系数时通过如下修正方式:①对法向力系数、俯仰力矩系数以风洞试验数据为基础修正到真实气动外形;②对轴向力系数,风洞试验与实际情况差别较大,以试验模型的数值计算结果修正风洞试验数据,再由修正后的试验数据外推到真实外形的气动数据.通过修正,真实气动外形的法向力提高,轴向力降低.修正结果显示在巡航状态($H=26$ km,$Ma=6.0$,$\alpha=4°$),真实外形的升阻比为 3.863.

4　结　论

通过对吸气式高超声速巡航飞行器的气动布局选型及气动特性评估工作,获得了高升阻比的飞行器气动布局.为了验证数值模拟方法的精确度,确定了风洞试验验证方案,并针对此气动外形的风洞试验开展了多轮数值分析工作,最终成功进行了飞行器的内外流一体化冷流试验.进气道在 $Ma=4.0\sim7.0$ 范围内均能正常起动,验证了气动设计方案的可行性,并采用数据修正方法,获

得了飞行器全速域气动参数,得到以下结论:

1) 根据试验模型进气道局部纹影图辨析在所研究马赫数范围内进气道均能启动,通过监测流量系数及总压恢复系数显示巡航点飞行器进气道满足设计需求,在小攻角范围内($\alpha = -4° \sim 4°$),随着攻角的增大,流量系数随之增大,总压恢复系数随之增大;在同一攻角条件下,随着马赫数的增大,流量系数随之增大,总压恢复系数降低.

2) 冷流风洞试验验证了数值算法的有效性,除轴向力以外,其余力及力矩系数的发展规律及数值基本吻合,可通过试验值修正真实气动外形数据.轴向力方面由于采用尾撑的测量方式,在对扩张段处轴向力的模拟上存在一定误差,同时由于存在雷诺数差异,使得数据最大误差为 17%,可通过试验模型数值分析修正试验数据,再预示真实气动外形数据.

3) 经扣除"内阻",试验模型在巡航设计点($H = 26$ km, $Ma = 6.0$, $\alpha = 4°$)升阻比为 3.245,通过采用关联数据修正,真实气动外形的法向力提高,轴向力降低,修正结果显示在巡航状态真实外形的升阻比为 3.863.

参考文献 (References)

[1] McClinton C R, Hunt J L, Ricketts R H, et al. Airbreathing hypersonic technology vision vehicles and development dreams[R]. AIAA-1999-4978, 1999

[2] William H H, David T P. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington D C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994

[3] Hiroaki K, Tetsuya S, Nobuhiro T. Optimization of airbreathing propulsion system for the TSTO spaceplane[R]. AIAA-2001-1912, 2001

[4] Chavez F R, Schmidt D K. Analytical aero-propulsive/aeroelastic hypersonic vehicle model with dynamic analysis[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1994, 17(6): 1308 - 1319

[5] Rudd L V, Pines D J. Integrated propulsion effects on dynamic stability and control of hypersonic waveriders[R]. AIAA-2000-36948, 2000

[6] 孟中杰,陈凯,黄攀峰,等. 高超声速飞行器机体/发动机耦合建模与控制[J]. 宇航学报, 2008, 29(5): 1509 - 1524
Meng Zhongjie, Chen Kai, Huang Panfeng, et al. The coupling model and control between scramjet and airframe for hypersonic vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(5): 1509 - 1524 (in Chinese)

[7] Bolender M A, Doman D B. Nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 374 - 387

[8] 马辉,袁建平,方群. 吸气式高超声速飞行器动力学特性分析[J]. 宇航学报, 2007, 28(5): 1100 - 1104
Ma Hui, Yuan Jianping, Fang Qun. Dynamics analysis of air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(5): 1100 - 1104 (in Chinese)

[9] 张晓嘉,梁德旺. 内压缩通道几何参数对高超声速进气道性能的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(6): 685 - 689
Zhang Xiaojia, Liang Dewang. Performance effects of geometry parameters on hypersonic inlet[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(6): 685 - 689 (in Chinese)

[10] Trapier S, Duveau P, Deck S. Experimental study of supersonic inlet buzz[R]. AIAA-20451-244, 2006

[11] 张晓嘉,梁德旺,李博,等. 典型二元高超声速进气道设计方法研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1290 - 1296
Zhang Xiaojia, Liang Dewang, Li Bo, et al. Study of design method of typical two-dimensional hypeisonic inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1290 - 1296 (in Chinese)

[12] 洛广琦,郑九州,宋頔源. 考虑附面层影响的二元混压式进气道设计[J]. 航空动力学报, 2009, 24(9): 2063 - 2068
Luo Guangqi, Zheng Jiuzhou, Song Diyuan. Design of a two-dimensional mixed-compression supersonic inlet with boundary layer consideration [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9): 2063 - 2068 (in Chinese)

[13] Ryan P, Starkey M, Lewis J. Critical design issues for airbreathing hypersonic waverider missiles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(4): 510 - 519

[14] 车竞,唐硕. 高超声速飞行器机身/超燃冲压发动机设计方法研究[J]. 试验流体力学, 2006, 20(2): 41 - 49
Che Jing, Tang Shuo. Research of airframe/scramjet integrated design of hypersonic vehicle[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(2): 41 - 49 (in Chinese)

[15] 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)

[16] 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)

[17] 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力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)

[18] 罗金玲,徐敏,刘杰. 一体化外形的高超声速飞行器升阻特性研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(6): 1478 - 1481
Luo Jinling, Xu Min, Liu Jie. Research on lift and drag characteristics for the integrated configuration of hypersonic vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(6): 1478 - 1481 (in Chinese)