

文章编号:1000-8055(2013)06-1270-07

一种乘波前体进气道的一体化设计及性能分析

贺旭照^{1,2}, 秦 思², 周 正², 倪鸿礼^{1,2}

(1. 中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所

高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心 吸气式高超声速技术研究中心, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 采用特征线方法设计了具有直线初始激波、内收缩段消除激波反射、出口参数均匀可控的基准内锥流场。基于密切内锥(osculating inward turning cone, OIC)乘波体设计方法, 发展了一体化密切内锥乘波前体进气道(osculating inward turning cone waverider inlet, OICWI)设计技术。基于一体化基准内锥流场和前体进气道设计技术, 设计了密切内锥乘波前体进气道。采用数值软件对设计的乘波前体进气道进行了仿真分析, 结论如下: ①OICWI 的设计是遵循气动原理的。②一体化密切内锥乘波前体进气道的前缘形状、内收缩比及出口参数可以根据需求定量准确设计。③理论设计结果和模拟结果吻合一致, 证明设计方法是正确可靠的。④数值模拟研究结果表明一体化密切内锥乘波前体进气道具有较好的出口流场均匀度及较高的流量捕获率和较高的总压恢复特性。

关 键 词: 乘波前体; 超声速进气道; 一体化设计; 密切内锥; 流线追踪**中图分类号:** V235.113**文献标志码:** A

Integrated design and performance analysis of waverider forebody and inlet

HE Xu-zhao^{1,2}, QIN Si¹, ZHOU Zheng¹, NI Hong-li^{1,2}

(1. Science and Technology on Scramjet Laboratory,

Hypervelocity Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center,

Mianyang Sichuan 621000, China;

2. Air-breathing Hypersonic Technology Research Center,

China Aerodynamics Research and Development Center,

Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: The basic inward turning cone was designed by methods of characteristics which were represented by straight initial shock wave and inner compression section shock wave cancelation, controllable flow parameters and uniformity exit inner compression section. The integrated osculating inward turning cone waverider inlet (OICWI) design methods were developed based on the osculating inward turning cone (OIC) waverider design methods. Based on the designed basic inward turning cone flow field and OICWI design methods, an OICWI was designed. The OICW's performances were analyzed by numerical ways. The results show that: (1) The integrated waverider inlet design methods agree well

收稿日期: 2012-03-11**网络出版地址:** http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130617.0940.201306.1270_008.html**基金项目:** 国家自然科学基金(90916012, 91216303)**作者简介:** 贺旭照(1978—), 男, 陕西蒲城人, 副研究员, 博士, 主要从事吸气式高超飞行器设计技术相关研究。

with aerodynamic principles. (2) The waverider-inlet's shape can be easily controlled by adjusting inlet capture curve, front capture curve and basic flow field structure. (3) Numerical simulation results agree well with the design results and the flow field structures are consistent with each other, showing that the integrated design methods are correct. (4) The viscous results on design and off-design conditions show that OICWI has high pressure recovery and flow capture characteristics, and the flow field parameters are uniform in the inlet exit plane.

Key words: waverider forebody; supersonic inlet; integrated design; osculating inward turning cone; streamline tracing

众所周知,乘波体的升阻比要高于一般的升力体外形,吸气式高超声速飞行器比较理想的方案是采用乘波体作为前体或机体。要把乘波体推向工程实用,必须发展乘波机体-进气道-尾喷管的一体化设计技术。针对乘波体同前体进气道一体化设计问题,国内外开展了一些分析研究工作^[1-2],阻碍乘波体进一步工程实用的技术障碍在于乘波体同进气道的一体化技术瓶颈^[1]。在国外飞行器的研制过程中,像 Japhar^[3], HTV3^[4] 和 X-51A^[5] 等都采用了乘波前体进气道一体化设计。目前对乘波前体进气道的一体化设计技术,没有公开的文献进行描述,可以说这是飞行器设计当中的技术秘密,但从文献^[3-8]发表的外形图片上判断,在飞行器的设计过程中采用了几何渐变和修型技术。

采用几何修型和渐变技术的不足之处在于需要的凭借设计人员经验,而且经过几何修型设计之后,进气道-乘波体的一体化设计不完全符合气动原理,一体化乘波前体和进气道的性能受到明显影响,组合设计后的整体性能会低于原有单独部件的性能指标,而且进气道-隔离段的出口流动参数偏离设计值存在明显畸变。

本文给出了一种基于流线追踪技术和密切轴对称技术的一体化密切内锥乘波前体进气道设计方法,通过对密切内锥乘波前体进气道的无黏仿真和理论设计结果的对比,验证了设计方法的正确性,同时也给出了这种一体化前体进气道黏性和非设计状态下的性能模拟结果,结果表明这种一体化设计下的乘波前体进气道具有较高的流量捕获率、较高的总压恢复系数等优良特性。

1 内收缩段消除激波反射的双激波结构基准内锥流场

通过特征线方法(method of characteristic, MOC)设计可以获得基准内锥压缩流场,在基准

内锥流场的设计过程中包括自由边界、固定边界、激波流场计算、激波位置插值计算等子过程。

图1给出了内外压缩匹配的基准内锥流场的结构。基准内锥流场由以下几个部分组成:①等强度直线前体激波压缩区域 $E'HB$, 由 ICFA (internal conical flow A) 流场产生^[9-10], 它被用来生成内锥乘波体。②内锥曲面压缩区域 HIB , HI 段要保证和 $E'H$ 型面相切, 且曲线要求光滑, 内外压缩比例可以通过调整 HI 型线形状来调整。③ IBJ 为中心体激波反射区域, I 点是反射激波 BI 和压缩型面 HI 的交汇点。④ $IJFG$ 是消波区域, 在给出内锥出口马赫数和在 IF 型线上确定内锥型线及对应马赫数分布后, 通过特征线流量匹配方法, 获得物面型线 JG 以消除壁面激波连续反射。由于内收缩段出口马赫数是给定的, 所以保证了流场出口参数在 FG 截面上是均匀的。

采用上文给出的设计方法获得的内外压缩匹配的基准内锥流场的马赫数等值线如图2所示。来流马赫数等于 6.0 为设计条件, 初始压缩激波角设定为 17° , 由于需要考虑耦合密切乘波体和内锥压缩的优点, 设定 $R_c = 0.55R_s$ (R_s 为内锥前缘半径, R_c 为内锥中心体激波交汇点半径), 给定内收缩段出口马赫数 $Ma_{out} = 3.8$ 。内收缩比的调节可以通过控制压缩曲线 HI 来调节, 本文给出的这个设计实例的内收缩比为 1.85。图3比较了本文给出的设计实例的流场压力等值线云图, 采用特征线方法和 CFD 仿真获得, 依图可知, 特征线设计和 CFD 仿真结果获得的流场结构吻合, 等值线分布具有较高的一致性, 在内收缩段实现了对反射激波的消除。图4给出了特征线设计得到的内锥表面和中心体压力同 CFD 仿真结果的比较, 具有较高的一致性。本文给出的这个基准内锥设计实例在无黏设计状态下, 将来流马赫数为 6.0 的流动压缩到喉道出口马赫数为 3.8, 在喉道处压升系数为 10.3, 总压恢复系数为 0.76。

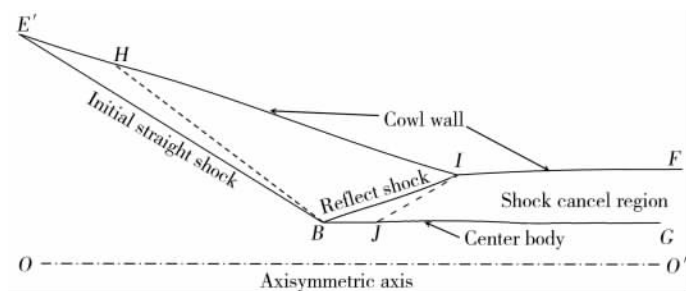


图 1 内外压缩匹配的基准内锥流场结构示意图

Fig. 1 Sketch map of inward turning cone flow field structure of basic inward turning cone

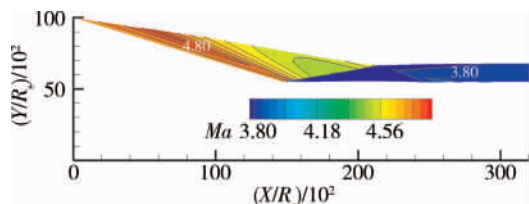


图 2 特征线方法获得的基准内锥流场马赫数分布

Fig. 2 Mach number contour of basic inward turning cone by MOC

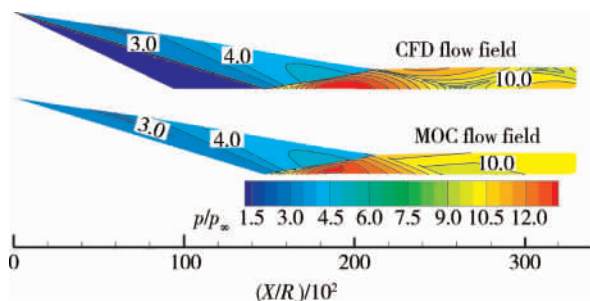


图 3 特征线方法设计和 CFD 仿真获得的内锥流场压力分布比较

Fig. 3 Flow field pressure contour comparison between MOC and CFD of basic inward turning cone

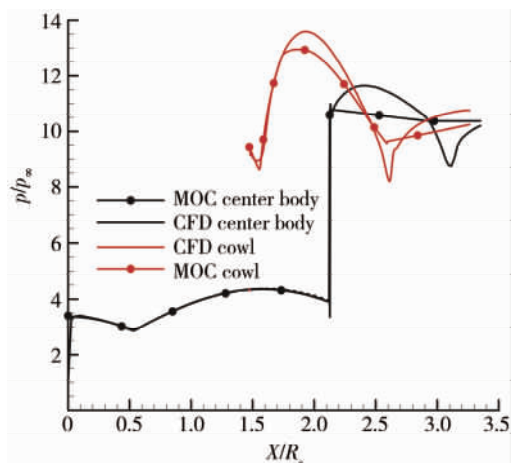


图 4 特征线设计和 CFD 仿真获得的中心体和锥面上压升系数比较

Fig. 4 Center body and cowl wall pressure comparison between MOC and CFD results

2 密切内锥乘波前体进气道的一体化设计方法

密切内锥乘波前体进气道的一体化设计是基于密切内锥^[11-12]设计方法发展而来,再结合前体进气道的一体化流线追踪方法获得的.设计将前体进气道和隔离段型线一体化追踪,并且将密切轴对称理论推广到了进气道和隔离段的设计中.图 5 给出了设计方法在唇口乘波截面上示意图,下凹的 ICC(inlet capture curve)被定义为前体进气道唇口乘波激波型线,ICC 采用超椭圆型线生成,见式(1),实际上任何 2 阶连续的曲线都可以被用来定义 ICC. L 为 ICC 的宽高比因子,在本文给出的设计实例中,ICC 宽度为 300 mm, $n=2$, $\phi=3$, $\theta=0.8$.

$$x = L\phi(\cos\theta)^{2/n} \quad y = L(\sin\theta)^{2/n} \quad (1)$$

定义 FCT(front capture tube)曲线为前体进气道前缘型线,由二次曲线和平直段构成,保证曲线衔接处的 1 阶倒数连续,实际上任意 1 阶倒数连续曲线都可以作为 FCT 曲线.具体采用何种形式要根据前体进气道的外形约束等确定. H 定义为 ICC 中点至边缘的高度, FCT 曲线在对称面上的高度为 $6H$,平直段长为 $0.01H$.

沿着 ICC 的曲率中心是向下生成的,密切内锥乘波设计的曲率中心同密切外锥不同,密切内锥的曲率中心是指向激波下凹的一面的,如图 5 所示生成对应的曲率中心 A 对应在 ICC 的 B 点.曲率中心(A 点)和 ICC 上的对应点(B 点)就形成了密切面,在密切面内 B 点对应初始激波与中心体的交汇点, D 点对应前体进气道前缘 FCT 曲线与初始激波的水平交汇点, A 点对应基准内锥的对称轴^[11].

在密切面 AB 上,如图 6 所示, D 点为初始直线激波 EB 与乘波体前缘点的交点,沿着 D 点在基准内锥流场内进行一体化流线追踪,流线追踪

包含乘波前体部分和进气道部分,通过一体化的流线追踪技术,生成了乘波前体进气道的上压缩面;唇口之后的进气道下压缩面也采用一体化流线追踪技术,不同之处在于下压缩面的流线实际上是采用特征线方法设计的中心体型线。对于进气道而言,仅选择乘波前体捕获型线的一部分(BB' 段)作为进气道捕获段,对应的乘波进气道唇口捕获面为 $BB'CC'$ 。进气道的侧向压缩面由密切面的 BC 和 $B'C'$ 部分构成,如图5所示^[13]。采用上述方法设计的一体化密切内锥乘波前体进气道实例如图7所示。

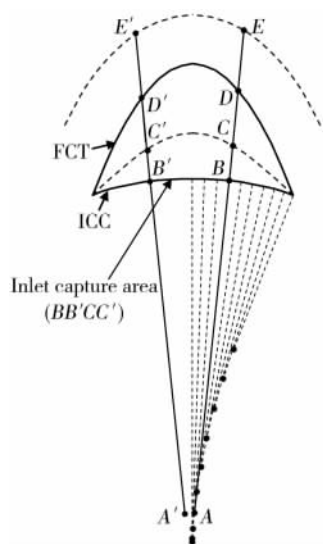


图5 OICWI设计方法在唇口截面上的示意图

Fig. 5 Design method in OICWI cowl lip plane

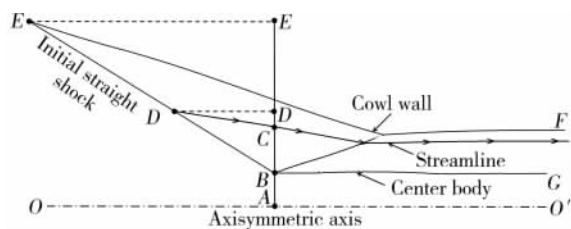


图6 OICWI设计方法在密切面 AB 内流线追踪方法示意图

Fig. 6 Integration streamline tracing methods in the osculating plane AB by OICWI design

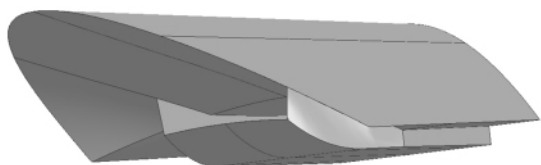


图7 一体化OICWI设计实例

Fig. 7 Design example for OICWI

3 前体进气道性能仿真分析

为了验证设计理论的正确性,对设计状态下的无黏性能进行了数值模拟,以便于同特征线设计结果进行比较。数值仿真采用自主开发的CFD软件AHL3D进行,AHL3D是基于结构网格的大规模并行CFD软件,具有从完全气体到多组分化学反应气体、多种湍流模型及多种求解方式的功能。本文计算无黏通量采用3阶MUSCL(monotonic upstream-centered scheme for conservation laws)插值,通量分裂格式采用AUSMPW+(压力权函数修正的迎风型矢通量分裂格式),采用 $k-\omega$ TNT(turbulent/non-turbulent)两方程模型并附加了壁面函数修正技术^[14-16],数值模拟网格总数为220万。设计状态仿真条件为 $Ma=6.0$,来流参数取25 km高度大气参数。本文设计的一体化密切内锥乘波前体进气道在 0° 攻角时的总收缩比为4.47,内收缩比为1.85,宽为0.30 m,乘波前体长为0.33 m,至隔离段出口长为0.68 m,流道捕获宽度为0.14 m。

图8给出了一体化密切内锥乘波前体进气道对称面黏性马赫数与压力分布等值线云图,依图可知无黏数值仿真流场结构和基准设计流场结构符合较好,在流场中的双波结构和基准流场完全一致,从流场云图分布来看,在隔离段内消除了激波反射,符合设计预期。图9给出了一体化密切内锥乘波前体进气道对称面黏性马赫数与压力分布等值线云图,依图可知,黏性边界层的存在,使得流动的压缩增强,在内通道内出现了局部的激波反射区域,这可以通过边界层修正技术来消除。图10给出了一体化密切内锥乘波前体进气道唇口平面黏性和无黏马赫数分布对比图,依图可知无黏计算的前体唇口激波与进气道唇缘完全贴合,这符合设计预期,在无黏设计状态下前体进气道的流量捕获系数为1;在黏性状态下进气道唇口被包在了前体产生的激波面内,这是由于黏性边界层的排挤作用,黏性流量系数为0.967。

图11为一体化密切内锥乘波前体进气道隔离段出口平面黏性和无黏马赫数与压力分布对比图,可以看到在隔离段设计无黏状态下的出口参数是相当均匀的,可以说目前的设计方法实现了对复杂压缩流动的定量设计,隔离段出口质量加权压升系数为10.3,质量加权马赫数为3.8;黏性数值模拟结果表明:在隔离段出口核心流动区域的流动参数分布也是比较均匀的,黏性计算质量

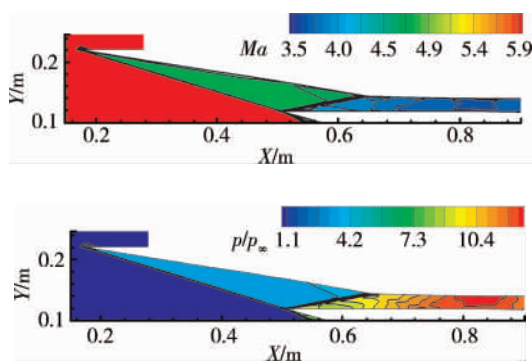


图8 一体化 OICWI 对称面无黏马赫数与压力分布

Fig. 8 Inviscid Mach number and pressure in OICWI symmetry plane

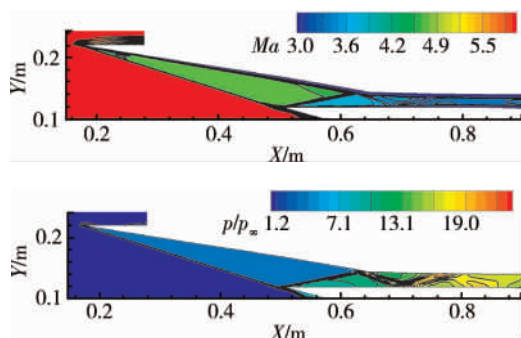


图9 一体化 OICWI 对称面黏性马赫数与压力分布

Fig. 9 Viscous Mach number and pressure contour in OICWI symmetry plane

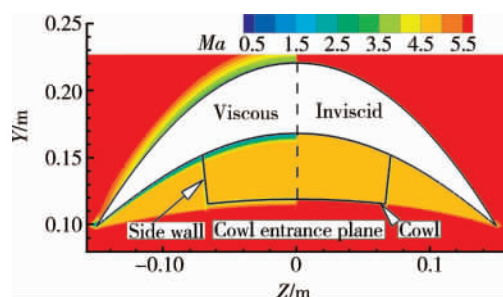


图10 一体化 OICWI 唇口平面黏性和无黏马赫数分布对比

Fig. 10 Viscous and inviscid Mach number contour comparison in inlet cowl lip plane of OICWI

加权马赫数为 3.2, 质量加权压升系数为 14.3.

图 12 为采用数值方法获得的乘波前体进气道无黏流场的压力等值线示意图, 依图可知前体进气道压缩激波紧贴唇口, 被封闭在前体进气道

的压缩型面下部. 图 13 为采用数值模拟方法获得的黏性流动压力等值线示意图, 从图中可以看出激波向下略有偏移, 这是由于黏性边界层的排挤作用造成的. 表 1 比较了 OICWI 的理论设计、无黏模拟和黏性模拟条件下获得的一些典型流动参数, 它们分别是乘波前体进气道的隔离段出口马赫数、总压恢复系数、压升系数、流量系数. 从表中的数据可知理论设计和无黏计算的结果是完全吻合的. 同时从图 8 给出的前体进气道对称面的流场结构看, 理论设计流场结构和无黏流场结构是吻合的. 从以上的分析中我们可以断定目前的 OICWI 一体化设计方法是正确的, 且符合气动原理.

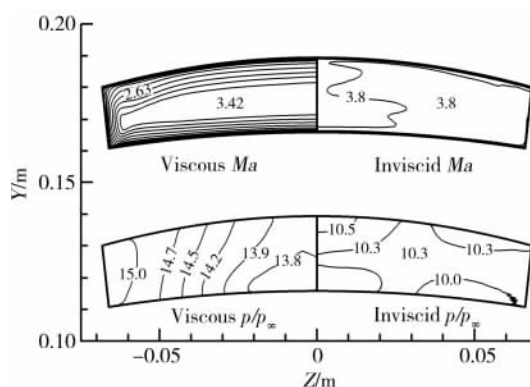


图11 一体化 OICWI 隔离段出口平面黏性和无黏马赫数与压力分布对比

Fig. 11 Viscous and inviscid Mach number and pressure contour comparison in isolate exit plane of OICWI

同时本文还考察了一体化密切内锥乘波前体进气道在非设计状态下的性能. 非设计状态下的计算条件如下: 马赫数为 6.0 的计算条件同上, 马赫数为 5.0, 22.5 km 高空大气条件, 马赫数为 4.0, 17.5 km 高空条件. 图 14 为马赫数为 5.0、攻角为 0° 对称面流场马赫数和压力等值线云图, 图 15 为马赫数为 6.0、攻角为 4° 对称面流场马赫数和压力等值线云图. 从图中给出的计算结果可知: 非设计状态下在通流状态下没有出现明显分离, 但是进气道内收缩段有反射激波串出现. 表 2 给出了马赫数为 4.0, 5.0, 6.0 条件下的进气道隔离段出口参数, 一体化密切内锥乘波前体进气道在马赫数为 4.0, 0° 攻角条件下的流量系数可以达到 0.75; 在马赫数 6.0, 0° 攻角下的流量系数达到 0.97, 是比较高的. 流量系数是按照 0° 攻角理论捕获面积对应捕获流量换算的.

我们从数值仿真计算结果中可以看到：一体化密切内锥乘波前体进气道具有较高的流量系数,较高的总压恢复特性,并且出口流动参数的均匀性较好.同时,该型前体进气道对非设计状态不敏感,在非设计状态下的流态及性能与设计状态相比偏离不大,实际上本文给出的一体化设计方法,是结合了内收缩进气道和乘波前体的优点,不但继承了内收缩进气道较好的流动压缩能力和流量捕获特性,也继承了乘波体设计灵活、内外压缩匹配和高升阻比的特点.

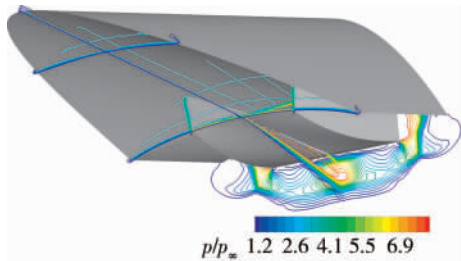


图 12 一体化 OICWI 无黏流场三维结构

Fig. 12 Inviscid flow field structure 3-D view of integrated OICWI

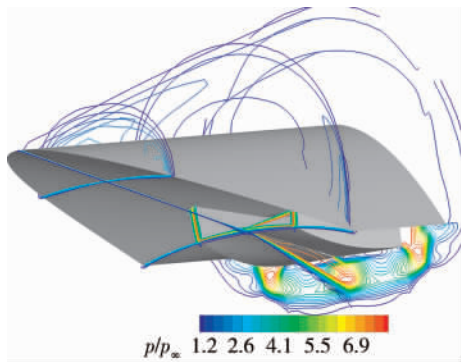


图 13 一体化 OICWI 黏性流场压力等值线三维结构

Fig. 13 Viscous flow field structure 3-D view of integrated OICWI

表 1 设计条件下一体化 OICWI 理论、无黏、黏性结果对比

Table 1 Theory, inviscid and viscous results comparison of OICWI on design condition

	总压恢复系数	质量加权马赫数	流量系数	压升系数
理论结果	0.76	3.8	1.0	10.3
无黏结果	0.74	3.8	1.0	10.3
黏性结果	0.48	3.1	0.97	14.3

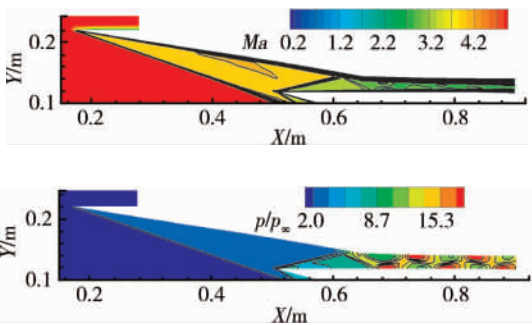


图 14 马赫数为 5.0、攻角为 0° 一体化 OICWI 对称面流场马赫数和压力分布

Fig. 14 Viscous Mach number and pressure contour in OICWI's symmetry plane at Mach number being 5.0 and angle of attack being 0°

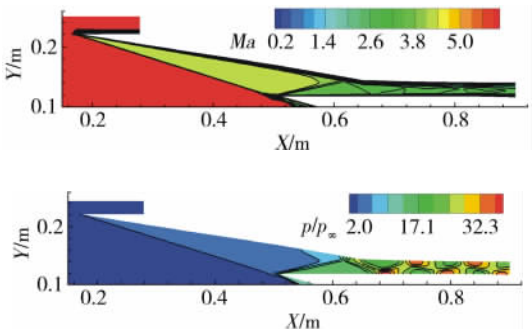


图 15 马赫数为 6.0、攻角为 4° 一体化 OICWI 对称面流场马赫数和压力分布

Fig. 14 Viscous Mach number and pressure contour in OICWI's symmetry plane at Mach number being 6.0 and angle of attack being 4°

表 2 一体化 OICWI 非设计条件黏性结果

Table 2 Viscous results of OICWI at off design condition

马赫数	攻角/ (°)	质量加权马赫数	总压恢复系数	压升系数	流量系数
4.0	0	1.90	0.64	10.1	0.75
4.0	2	1.77	0.62	12.7	0.82
4.0	4	1.64	0.60	15.2	0.89
5.0	0	2.71	0.55	10.8	0.86
5.0	2	2.57	0.53	13.6	0.95
5.0	4	2.43	0.50	16.8	1.04
6.0	0	3.1	0.48	14.3	0.97
6.0	2	2.96	0.45	18.1	1.07
6.0	4	2.78	0.41	22.6	1.18

4 结 论

本文针对密切内锥乘波前体进气道,在设计方法、设计方法的验证确认和一体化前体进气道性能评估3个方面展开了研究工作,可以得到以下结论:

1) 在一体化密切内锥前体进气道设计方法符合空气动力学原理. 本文在设计中提出了前体进气道一体化密切轴对称技术和一体化流线追踪概念.

2) 一体化密切内锥前体进气道的设计方法是方便灵活的. 对该型进气道尺寸形状的控制可以通过调整 ICC 和 FCT 曲线获得,对压缩量的控制可以通过调整基准内锥实现. 这就具备了同时满足吸气式高超声速飞行器外形约束和内流道燃烧室需求的能力.

3) 一体化密切内锥前体进气道的设计方法是符合气动原理且正确可靠的. 为了证明这一点,文中比较了乘波前体进气道的理论设计结果和对应状态下的无黏数值模拟结果,结果显示一致吻合.

4) 一体化密切内锥乘波前体进气道的设计和非设计状态下的计算分析结果表明前体进气道具有较好出口流场均匀度及较高的流量捕获率和较高的总压恢复特性.

参考文献:

- [1] Haney J W, Beaulieu W D. Wave rider inlet integration issues[R]. AIAA 1994-0383, 1994.
- [2] Kashif H J, Varnavas C S. Airframe-propulsion integration methodology for waverider-derived hypersonic cruise aircraft design concepts[R]. AIAA 2004-1201, 2004.
- [3] Eggers T, Novelli P. Design studies for a Mach 8 dual mode ramjet flight test vehicle[R]. AIAA 99-4877, 1999.
- [4] Walker S, Tang Ming, Morris S. Falcon HTV-3X: a reusable hypersonic test bed[R]. AIAA-2008-2544, 2008.
- [5] Joseph M H, James S M, Richard C M. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[R]. AIAA 2008-2540, 2008.
- [6] Joseph M H, James S M, Richard C M, et al. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[R]. AIAA 2008-2540, 2008.
- [7] Matthew P B, Steven P S, Thomas J J, et al. Effect of freestream noise on roughness-induced transition for the X-51A Forebody[R]. AIAA 2008-0592, 2008.
- [8] Richard M, Scott M. X-51 development: a chiefengineer's perspective[R]. AIAA 2011-2237, 2011.
- [9] Anderson B H. Design of supersonic inlets by a computer program incorporating the method of characteristics[R]. NASA TN D-4960, 1969.
- [10] Sannu M. Internal axisymmetric conical flow[R]. AIAA Journal, 1967, 5(7): 1043-1047.
- [11] 贺旭照, 倪鸿礼. 密切内锥乘波体设计方法和性能分析[J]. 力学学报, 2011, 43(5): 896-902.
HE Xuzhao, NI Hongli. Osculating inward turning cone-design methods and performance analysis[J]. Acta Sinica, 2011, 43(5): 896-902. (in Chinese)
- [12] 贺旭照, 倪鸿礼. 密切曲面锥乘波体设计方法和性能分析[J]. 力学学报, 2011, 43(6): 1077-1082.
HE Xuzhao, NI Hongli. Osculating curved cone (OCC) waverider-design methods and performance analysis[J]. Acta Sinica, 2011, 43(6): 1077-1082. (in Chinese)
- [13] 贺旭照, 周正, 倪鸿礼. 密切内锥乘波前体进气道一体化设计和性能分析[J]. 推进技术, 2012, 33(4): 510-515.
HE Xuzhao, ZHOU Zheng, NI Hongli. Integrated design methods and performance analyses of osculating inward turning cone waverider forebody inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(4): 510-515. (in Chinese)
- [14] 贺旭照, 赵慧勇, 乐嘉陵. 考虑可压缩与热传导的壁面函数边界条件及其应用[J]. 空气动力学报, 2006, 24(4): 478-482.
HE Xuzhao, ZHAO Huiyong, LE Jialing. Application of wall function boundary condition considering heat transfer and compressibility[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2006, 24(4): 478-482. (in Chinese)
- [15] 贺旭照, 乐嘉陵, 宋文艳. 二维带动力吸气式高超声速飞行器扰流的 PNS-NS 混合求解[J]. 航空动力学报, 2009, 24(12): 563-570.
HE Xuzhao, LE Jialing, SONG Wenyan. PNS-NS combined method for solving two-dimensional powered air-breathing hypersonic vehicles flowfield[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(12): 563-570. (in Chinese)
- [16] 贺旭照, 乐嘉陵, 宋文燕, 等. 基于轴对称喷管的三维内收缩进气道的设计与初步评估[J]. 推进技术, 2010, 31(2): 438-443.
HE Xuzhao, LE Jialing, SONG Wenyan, et al. 3D inward turning inlet design basing on axisymmetric nozzle and its preliminary assessment[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2): 438-443. (in Chinese)