

文章编号:1000-8055(2013)07-1570-06

展向截断曲面乘波压缩进气道气动布局

吴颖川, 贺元元, 余安远, 乐嘉陵

(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)

摘 要: 描述了所设计的展向截断曲面乘波压缩进气道, 其特点是采用曲面乘波压缩前体, 前体进气道压缩面基准流场由等熵压缩波轴对称流场组成, 三维乘波面采用密切曲锥方法由前缘线各点流线跟踪拟合构成流面。乘波面根据飞行器和发动机的宽度要求进行了截断。数值计算和风洞试验结果表明: 与相同几何收缩比的四波系压缩进气道相比, 在马赫数为 4.5 时, 曲面乘波压缩进气道流量系数提高 12%, 总压恢复系数提高 39%; 在马赫数为 6 时, 曲面乘波压缩进气道流量系数提高 4%, 总压恢复系数提高 50%。超然冲压发动机性能明显提高。

关 键 词: 进气道; 乘波体; 密切曲锥; 流线跟踪; 气动布局; 气动性能

中图分类号: V212

文献标志码: A

Aerodynamic layout of spanwise truncated curved waverider compression inlet

WU Ying-chuan, HE Yuan-yuan, YU An-yuan, LE Jia-ling

(Science and Technology on Scramjet Laboratory,
Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and
Development Center, Sichuan Mianyang 621000, China)

Abstract: A new osculating curved cone (OCC) method for streamlining tracing axisymmetric flow fields of isentropic compressing waves was used to design the waverider lower surface and inlet lip inner surface. The waverider surface was spanwisely truncated according to the constraint of the vehicle's and engine's width. The numerical and experimental analyses show that OCC waverider inlet has some advantages compared with the same compression ratio four-stage ramp inlet. At Mach number is 4.5, the new inlet's capture mass flow rate increases by 12% and total pressure recovery coefficient increases by 39%. At Mach number is 6, the new inlet's capture mass flow rate increases by 4% and total pressure recovery coefficient increase by 50%. The supersonic combustion ramjet engine's performance is efficiently increased too.

Key words: inlet; waverider; OCC; streamline tracing; aerodynamic layout; aerodynamic performance

自从 NASP 计划(national aerospace plan)代表发展可重复使用、单级入轨、水平起降的以超燃冲压发动机为动力的空天飞机计划失败后,从 20

世纪 90 年代中后期开始,国际上先后开展了目标有限,技术相对成熟的吸气式高超声速试验飞行器研究计划。具有代表性的有美国的 Hyper-X 计

收稿日期:2012-07-07

网络出版地址:http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130711.1810.201307.1570_021.html

作者简介:吴颖川(1967—),男,四川广汉人,研究员,博士,主要研究方向为空气动力学。E-mail: wyc2000@sina.com

划^[1-2]、俄罗斯的 IGELA 计划、法国的 JAPHAR 计划等。吸气式高超声速试验飞行器长度一般为 4~6 m 之间,采用“飞机空投+小型火箭助推”的方式,把试验飞行器加速到试验马赫数后,助推火箭分离,试验飞行器自主飞行。国外开展的这些研究计划目的是研究验证三大关键技术:超燃冲压发动机技术、与发动机相匹配的飞行器设计技术和飞行试验技术。

与超燃冲压发动机相匹配的试验飞行器设计技术作为三大关键技术之一,成为当前吸气式高超声速推进技术研究的热点和难点。在升力体试验飞行器中,美国 X-43A^[3-4]采用的是传统升力前体进气道构型设计,已成功进行了马赫数为 7 和马赫数为 10 的飞行试验。而美国 X-51A^[5-7]、法国 JAPHAR^[8]都采用的是乘波前体进气道的升力体构型设计。

与升力前体进气道构型相比,乘波前体进气道构型具有以下优势:①乘波前体进气道与升力前体进气道相比具有较小的几何尺寸;②乘波前体进气道能够捕获较大的流量,且流量捕获率比升力前体进气道高;③乘波前体进气道具有较高的总压恢复系数;④乘波前体进气道具有更高的升阻比;⑤乘波前体进气道入口流动均匀,流动沿展向的横向流动小。

传统设计的乘波体具有较高的升阻比,适合作为大尺度飞行器(长度在 60 m 量级)的机体或前体机身。但是吸气式高超声速实验飞行器的机体长度一般小于 6 m,采用以上方法设计试验飞行器的乘波前体压缩系统,存在两点技术困境:①小尺度试验飞行器前体的几何约束。对于小尺度实验飞行器,若采用目前的乘波体设计方法,得到的乘波前体下表面严重弯曲,在结构、容积、热防护方面有先天的缺陷;在非设计状态时,乘波前体尖锐下伸的侧缘可能对飞行器的流量捕获、侧向力以及偏航力矩造成不利影响。②传统乘波体作为实验飞行器前体存在压缩量不足的缺陷。传统乘波体设计采用直锥构型,对流动的压缩能力有限。以来流马赫数取 6 为例,10°楔角或锥角的基准流场,只能将来流气体压缩到马赫数为 4.65 或 5.00,这远大于进气道内收缩段入口马赫数要求。若采用过大的楔角或锥角,可以达到气动压缩要求,但将造成较大的总压损失。

由于以上两点原因,传统的乘波体设计方法,不能为吸气式高超声速试验飞行器设计出满足几何约束及气动压缩要求的乘波前体。所以,需要一

种保持乘波体的优点,又能满足飞行器一体化要求的高超声速飞行器前体设计方法。

1 曲面乘波压缩进气道构型设计

1.1 乘波构型进气道密切曲锥方法

在密切锥和密切轴对称方法的基础上,设计了一种曲面乘波压缩进气道。采用密切曲锥的乘波体设计方法,与密切锥和密切轴对称方法的不同在于,基准流场由多道激波或等熵压缩波构成,从前缘线出发流线跟踪得到乘波型线,是一种曲线压缩形式,能够得到较高的压缩量和总压恢复。三维乘波面生成时,在每个密切平面内根据曲锥面曲率要求产生所需要的流场数据,通过流线跟踪得到流线,由流线组成流面。在设计状态,激波刚好封住进气道唇口,波后的流动是均匀的,保证了进气道具有较大的捕获流量、升阻比和较好的进气道入口流动均匀性。

曲面乘波压缩进气道基准流场为轴对称流场,其组成为:气流经第一道激波压缩后紧接等熵曲线压缩流场(图 1),经唇口反射激波后再经一个等熵曲线压缩段转到设定的气流方向与隔离段相接(图 2)。

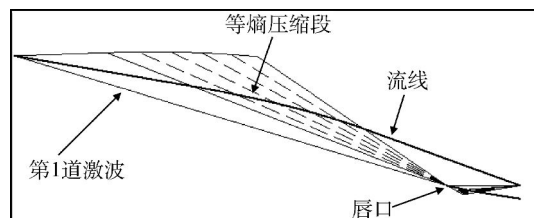


图 1 曲面乘波压缩进气道基准流场

Fig. 1 Basic flow field of curved cone waverider compression inlet

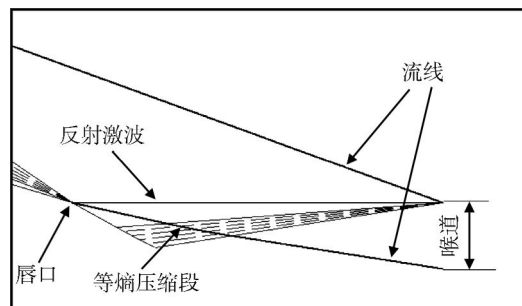


图 2 唇口处放大曲面乘波压缩进气道基准流场

Fig. 2 Partial enlarged of basic flow field of curved waverider compression inlet near lip

如图 3,每个密切平面的流场以基准流场为基础,根据唇口横向激波形状得到曲锥面的曲率,

由此得到密切平面的轴对称流场的轴半径. 由于每个密切平面流场的激波角和等熵压缩角度相同, 保证了唇口波后横向流动参数是均匀的. 乘波面根据飞行器和发动机的宽度要求进行了截断, 截断的方法是从前缘开始, 逐渐有宽变窄, 到唇口平齐位置收缩到与发动机等宽. 进气道入口形状接近矩形, 经隔离段过渡到完全矩形以便与矩形燃烧室相接.

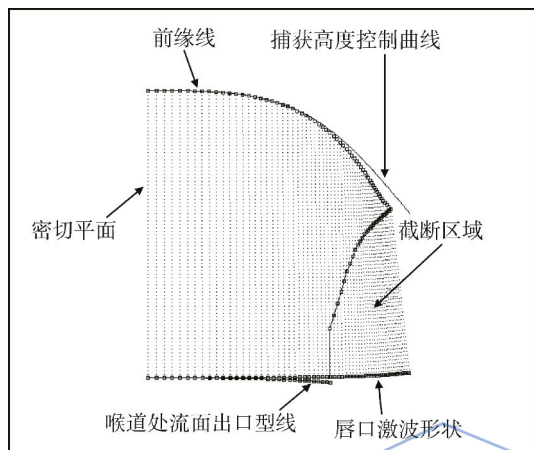


图 3 密切曲面锥方法

Fig. 3 Osculating curved cone method

1.2 前体上表面设计

前体下表面的乘波体要求严格约束以保持连续的等强度的附着激波, 而上表面的设计有更大的自由度, 一般要综合考虑到升力、力矩和容积的需求.

如图 4, 上表面的形状由从 FCT (flow capture tube) 曲线上点出发的一系列展向平面上的

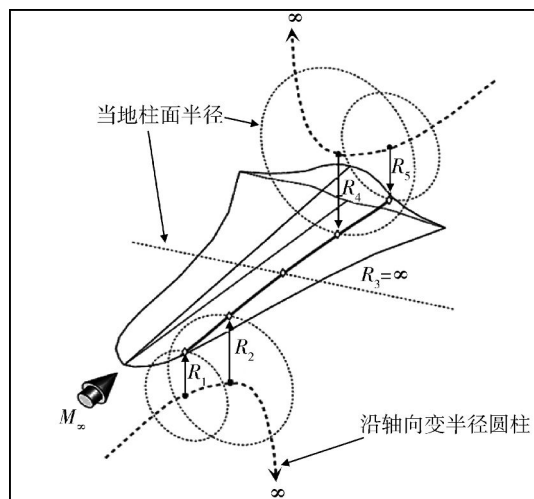


图 4 前体上表面特征线方法示意图

Fig. 4 Schematic diagram of method of characteristics on upper surface of forebody

曲线构成, 每个曲线的前端在飞行器前缘上, 这个位置是固定的, 曲线后端点的切线方向与飞行器体轴方向平行, 可调节的参数是曲线后端点 Y 方向的向上偏移量. 曲线形状根据前缘线 and 后缘线的位置以及起始点入射斜率进行灵活控制.

上表面气动性能的快速估算采用 1 阶轴对称特征线方法. 如图 4 所示, 从前缘线出发, 沿流向生成特征线, 轴对称半径是流向坐标的函数.

每根流线上流动参数得到后重新分布到上表面, 与下表面一样, 积分后得到气动力和力矩.

图 5 是包括前体上表面、进气道压缩面、喉道、唇口和唇口内型面的三维飞行器前体示意图.

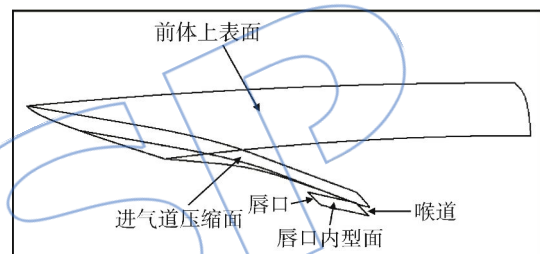


图 5 飞行器三维前体示意图

Fig. 5 Schematic diagram of 3-D forebody of vehicle

2 四波系压缩进气道与曲面乘波压缩进气道性能对比分析

四波系压缩进气道与曲面乘波压缩进气道的构型如图 6 所示. 四波系压缩进气道采用二维直接展向拉伸得到, 曲面乘波进气道则采用本文描述的密切曲面乘波压缩进气道设计方法得到.

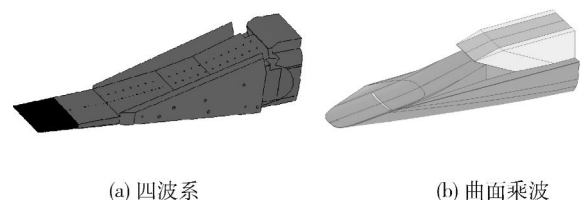


图 6 四波系压缩进气道与曲面乘波压缩进气道的构型

Fig. 6 Configuration of four-stage ramp inlet and curved waverider compression inlet

2.1 计算对比

计算采用中国空气研究与发展中心 (以下简称气动中心) 自主开发的 AHL3D 程序进行计算, 求解器基于有限体积法的三维雷诺平均 N-S 方程, 对流项计算采用 AUSMPW+ (advection up-

stream splitting method pressure weighted)迎风格式,黏性项计算采用中心格式,时间推进为隐式 LU-SGS (lower-upper symmetric Gauss Seidel),湍流模型采用 $k-\omega$ 两方程模型 Kok-TNT (turbulence non turbulence),等温壁(壁温 300 K)。

计算条件:

如表 1,来流马赫数为 4.5,采用气动中心的 FD-22 高温高超声速风洞条件,马赫数为 6,采用气动中心的 $\phi 2.4\text{ m}$ 脉冲燃烧风洞条件。

计算方法:

进气道基本性能计算采用来流初场,自起动性能采用零初场计算。如图 7 所示,进气道不起动时,肩部有较大分离涡,分离涡外流动以跨声速和低超声速为主;进气道起动时,没有明显的分离,内部以超声速流为主。

表 2 是两种进气道性能对比。与相同几何收缩比的四波系压缩进气道相比,在来流马赫数为 4.5 时,曲面乘波压缩进气道流量系数提高 12%,总压恢复系数提高 39%;在来流马赫数为 6 时,曲面乘波压缩进气道流量系数提高 4%,总压恢复系数提高 50%。

表 1 来流条件

Table 1 Incoming flow condition

来流 马赫数	总温/ K	总压/ MPa	静温/ K	静压/ Pa	比热比
4.5	1000	2.0	212.37	6267.3	1.389
6	1500	4.53	202	1906.88	1.3845

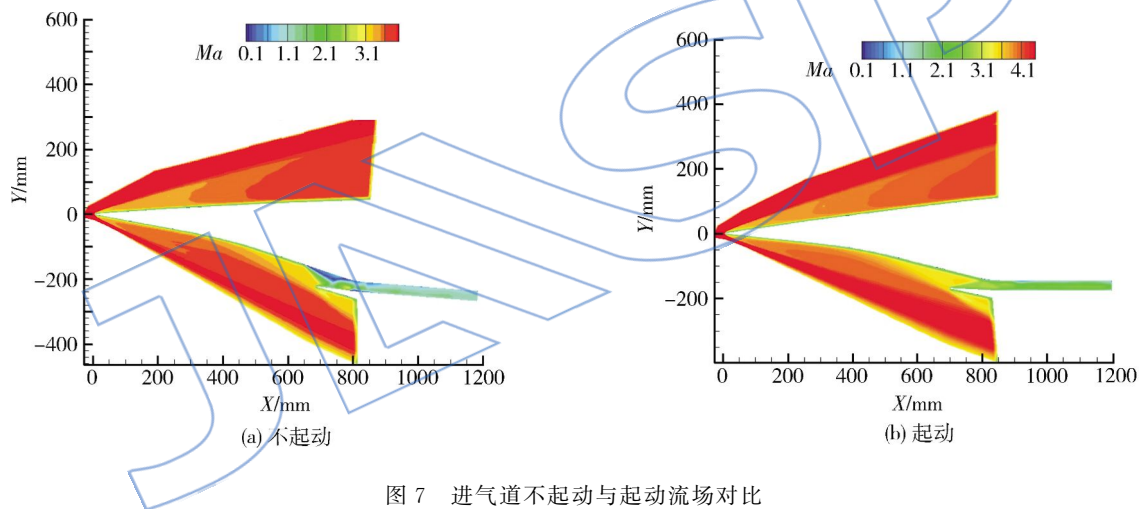


图 7 进气道不起动与起动流场对比

Fig. 7 Flow field comparison of unstart and start inlet

表 2 四波系压缩进气道和曲面乘波压缩进气道性能对比

Table 2 Performance of four-stage ramp inlet and curved waverider compression inlet

	来流马赫数			
	4.5		6	
构型说明	四波系	曲面乘波	四波系	曲面乘波
起动性能	自起动	自起动	自起动	自起动
出口 Ma	2.256	2.319	2.654	2.83
流量系数	0.627	0.707	0.885	0.922
总压恢复系数	0.483	0.671	0.363	0.544
出口静压/Pa	77400	97340	76042	62216.7
出口静温/K	534	529	730	662.478
动能效率	0.848	0.887	0.935	0.949
熵增	229	149	341	292

2.2 试验模型、设备及试验状态

试验模型为四波系和曲面乘波两种压缩进气道,内流道宽度均为150 mm,喉道高度为30 mm.燃烧室采用双凹槽结构,强制点火装置采用煤油点火器.尾喷管为单面膨胀喷管.图8为发动机试验模型.

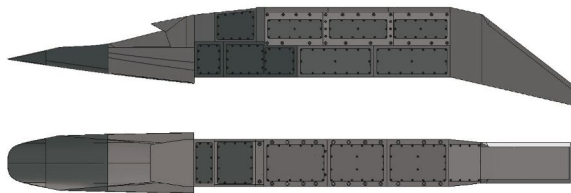


图8 超燃冲压发动机试验模型

Fig. 8 Test model of supersonic combustion ramjet engine

表3是FD-22风洞试验条件.

表3 风洞试验条件

Table 3 Wind tunnel test condition

参数	数值
马赫数	4.5
总温/K	1000.00
总压/MPa	2.00
设备总流量/(kg/s)	34.40
模型攻角/(°)	0
有效试验时间/s	—5

从图9可以看出:曲面乘波压缩进气道的发动机燃烧室内冷、热流壁面静压都降低,抗扰动力提高.热流壁面静压下降,推力收益相差不大.

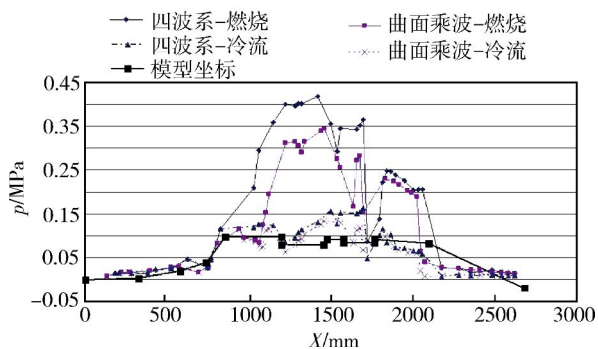


图9 发动机下壁面静压分布

Fig. 9 Static pressure distribution of engine's lower wall surface

从表4可以看出:曲面乘波压缩进气道相对于四波系压缩进气道,发动机冷热流阻力明显降低.

表4 两种不同进气道的发动机性能对比

Table 4 Performance of engines of two different inlets

模型	油气比	来流总压/ MPa	冷流阻力/ N	热流阻力/ N
四波系	1.2	1.40	-3611	-1147
曲面乘波	1.2	1.34	-2335	0.02

3 结 论

对于曲面乘波压缩进气道,由于每个密切平面的激波形状和压缩量是相同的,保证了进气道入口流动的均匀性,从而使进气道有较大的捕获流量和升阻比.

数值计算与风洞试验结果表明:曲面乘波压缩进气道与相同几何收缩比的四波系压缩进气道相比,具有低阻力、高总压恢复、高流量捕获的特点.

参考文献:

- [1] McClinton C R, Rausch V L, Sitz J, et al. Hyper-X program status[R]. AIAA-2001-0828, 2001.
- [2] Delma C F, Reubush D E, McClinton C R, et al. The NASA hyper-X program[R]. IAF97V407, 1997.
- [3] Ferlemann S, McClinton C, Rock K, et al. Hyper-X Mach 7 scramjet design, ground test and flight results[R]. AIAA-2005-3322, 2005.
- [4] Bahm C, Baumann E. The X-43A hyper-X Mach 7 flight 2 guidance, navigation, and control overview and flight test results[R]. AIAA-2005-3275, 2005.
- [5] Joseph M H, James S M, Richard C M. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[R]. AIAA-2008-2540, 2008.
- [6] Tamar A M. Air force world, second X-51 test cut short [J]. Air Force Magazine, 2011, 94(8): 17-20.
- [7] Graham W. First X-51A hypersonic flight deemed success [EB/OL]. [2010-05-26]. <http://www.aviationweek.com>.
- [8] Duveau R H, Novelli T E. Aerodynamic performance analysis of the hypersonic airbreathing vehicle JAPHAR[R]. ISABE 99-7286, 1999.
- [9] Jones K D, Sobieczky H, Seebass A R, et al. Waverider design for generalized shock geometries[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1995, 32(6): 957-963.
- [10] HE Xuzhao, LE Jialing, WU Yingchuan. Design of a curved cone derived waverider forebody[R]. AIAA-2009-7423, 2009.

- [11] HE Xuzhao, LE Jialing, ZHOU Zheng, et al. Osculating inward turning cone waverider/inlet (OICWI) design methods and experimental study[R]. AIAA-2012-5810, 2012.
- [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]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43(6): 1077-1082. (in Chinese)
- [13] 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): 803-808.
- HE Xuzhao, NI Hongli. Osculating inward turning cone (OIC) waverider design methods and performance analysis[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43(5): 803-808. (in Chinese)
- [14] Sobieczky H, Zores B, Wang Z, et al. High speed flow design using osculating axisymmetric flows[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 1999, 12(1): 1-5.
- [15] 吴颖川,余安远,焦伟. 曲面乘波进气道非设计状态性能优化研究[C]//第十五届全国激波与激波管学术会议. 杭州: 力学学会, 2012: 82-86.