

带抑流楔升力前体设计初探

南向军

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘要: 升力前体由于前缘激波不能附着于前体前缘, 其上下表面流场存在相互耦合, 进而导致其下表面流场存在较强的横向流动, 这会对腹部进气系统的设计造成不利影响。为了使前体出口流场能较好地保持二维流动特征, 通过在升力前体两侧增加小角度抑流斜楔, 以抑制横向流动。这种升力前体及一体化进气系统的数值模拟表明, 该升力前体出口流场二维特征良好, 采用该前体的进气系统能较好地维持理想的流场结构, 并具有较优的性能。

关键词: 升力前体; 抑流楔; 一体化; 数值模拟

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 01-0050-06

Design of lift-forebody with transverse flow restraining wedge

NAN Xiang-jun

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Because shock wave can not attach to the leading edge of a lift forebody, the upper and lower flowfields are coupled, which induces a strong transverse flow of lower surface flow field. It may cause a negative influence on the belly-sided air inlet system. In order to make the forebody outlet flow field remain 2-D flow feature, small angle restraining wedges are put on both sides of lift forebody so as to restrain the transverse flow. Numerical simulation of the lift forebody and integrational inlet system shows that the 2-D feature of the lift forebody outlet flow field is perfect. The air intake system with this kind of forebody can keep the ideal flow-field structure quite well.

Keywords: lift forebody; cross flow restraining wedge; integration; numerical simulation

0 引言

通过数十年的发展, 超燃冲压发动机已取得很大进展^[1-3]。特别是在 2004 年, 美国高超声速

试飞器 X-43A^[4]完成 $Ma=7$ 和 $Ma=10$ 的有动力飞行, 验证了氢燃料超燃冲压发动机的可行性。之后, 人们在超燃冲压发动机方面继续投入很大的精力, 特别是美国^[5]、俄罗斯^[6]、澳大利亚^[7]、日

收稿日期: 2013-09-10; 修回日期: 2013-09-24

基金项目: 国家 863 项目(2012AA702308)

作者简介: 南向军 (1985—), 男, 博士, 研究领域为内流气体动力学

本^[8]等。近几年美国 X-51A^[9]进行了数次试飞, 2013 成功进行了第四次飞行, 这表明以煤油为燃料的超燃冲压发动机研制已接近成功, 令人们看到了工程应用的希望。

不同于常规超声速飞机, 高超声速飞行器一般采用一体化设计, 飞行器前体作为进气系统一级压缩面, 对气流进行预压缩, 这有利于减小迎风面积和外阻, 其关键在于前体与进气道的匹配, 以得到适合发动机的来流流场及合理的飞行器气动特性。对于这种前体与进气道高度耦合的一体化设计, 高效匹配两者流场是核心问题。

目前, 各大国研究的高超声速飞行器, 其前体一般采用升力体构型, 如美国 X-43A 及 X-51A, 法国 JAPHAR 飞行器^[10]等。升力体设计方法灵活、适应性广, 但其产生的流场往往具有很强的三维效应, 不利于进气道正常高效工作, 故如何设计出口流场具有良好二维特征的升力前体对提高超燃冲压发动机性能具有重要意义。

本文在对目前常用的简单升力前体进行研究的基础上, 提出了利用并列斜楔对横向流动进行抑制的升力前体设计方案, 数值模拟表明抑流楔对横向气流有抑制作用, 应用于一体化进气系统后可以提高进气道性能。

1 典型升力前体

1.1 构型设计

对于一体化进气系统, 希望前体尽可能产生接近二维的流场, 从而和进气道设计条件相一致。前体设计时, 其前缘线多采用幂指数曲线^[11]来构造。本文也采用该曲线, 其数学表达式为:

$$y=a_n z^n$$

式中: a_n 为幂函数的系数; n 为幂函数的指数。

对于一体化进气系统, 前体对气流进行预压缩, 考虑到压缩量不宜过大, 其压缩角取 4° , 其次为使其流场更接近二维流场, 设计时前缘不宜太尖, 并尽可能宽, 从而确定前缘线的系数 n 取为 6, 该升力前体上表面采用简单曲线进行构造, 其长度和最大宽度之比为 1.5。最终设计出的前体构型如图 1 所示。



图 1 升力前体构型

Fig. 1 Configuration of lift forebody

1.2 数值模拟及分析

在设计点 $Ma=6$ 的流场如图 2 所示, 可见前体产生了类似圆锥的复杂三维激波面, 上表面和下表面的流场贯通耦合, 从而导致前体上表面流场和下表面流场存在相互影响, 这导致前体出口流场具有较强的三维效应, 如图 3 所示。在接近对称面的一小部分区域具有较好的二维特征, 离对称面越远, 横向速度越大, 特别是两侧, 已经具有很强的三维特征。

产生横向流动的原因有两个: 一是后掠前缘会产生横向速度分量, 导致气流有一定的横向流动, 这可通过减小后掠角减弱; 二是前体前缘激波并没有乘在前体下表面, 前体上下表面压缩量不同, 存在的压力差会通过膨胀波系来实现压力匹配, 气流从下表面的高压区通过膨胀波影响偏向上表面的低压区, 从而形成横向流动。对于升力体, 气流只在前体最前面的小区域内乘波, 之后便脱离前体前缘, 没有激波面的隔离, 气流便会通过膨胀波系来达到压力匹配, 由超声速影响区可知, 以该点为顶点的马赫锥区域流场均会受到影响 (图 4), 如前体较长, 该影响会遍及整个前体出口流场。

由以上分析可知, 为获得接近二维的出口流场, 必须有效减小前体上下表面压差对前体下表面流场的影响。

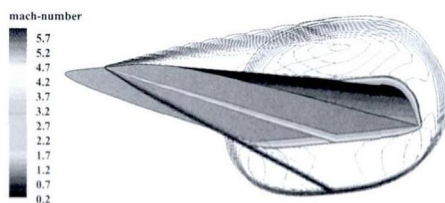


图 2 前体流场

Fig. 2 Flow field of forebody

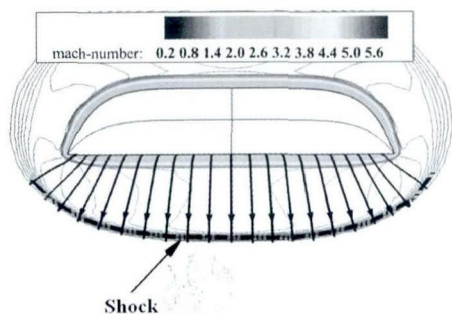


图3 前体出口流场

Fig. 3 Flow field at outlet of forebody

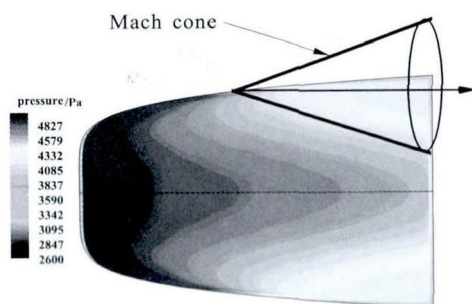


图4 马赫锥影响区

Fig. 4 Influence area of Mach cone

2 带抑流楔前体设计

2.1 构型设计

对前体而言,为减小阻力,前缘均带有一定的后掠。因而减弱三维效应,可行的方法是减小前体上表面对下表面的影响。一种方法是乘波体所用的,通过激波面贴体来实现隔离,但这需要前体具有一定的宽度。对于升力体而言并不合适,因此需探索其他方法。

对于一体化设计,只需保证前体出口存在尽可能大的二维区域,以便和进气道相匹配。一般而言,前体会宽于进气道,故可利用宽出的部分来有效地隔离前体上表面对下表面发动机内流道的影响。三维横向流动形成的机理是横向压力差,如果能有效减小这种横向压差便可有效地减小横向流。考虑一种并列双斜楔流场,超声速来流经过两个不同的斜楔压缩后,静压不等,气流会从高压区向低压区偏转。这是一种产生横向流的方法,而将其用于升力前体两侧,则可以有效

抑制前体下表面气流的横向流动。

根据以上思想,初步设计了一种升力前体,其两侧设置了用于抑制横向流的斜楔,故可称为带抑流楔升力前体,如图5所示。



图5 带抑流楔升力前体

Fig. 5 Lift forebody with cross flow restraining wedge

该前体是在前文升力体基础上设计的,主要区别在于两侧增加了抑流斜楔,斜楔和前体下表面夹角仅为 1.5° ,其长度和最大宽度比仍为1.5。

2.2 数值模拟及分析

为了对上述结构进行验证,在设计点 $Ma=6$ 进行了数值模拟,来流静压为 $2\,549.2\text{ Pa}$,来流静温为 221.55 K ,单位雷诺数为 $4.95\times 10^6/\text{m}$ 。

由于前体具有对称性,故只对一半模型进行模拟,中间采用对称面处理。采用ICEM CFD进行了网格划分,在近壁面处进行了加密,总网格量约为60万,如图6所示。

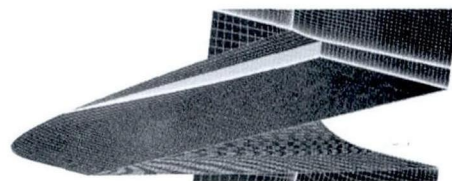


图6 带抑流楔升力前体网格

Fig. 6 Mesh of lift forebody with cross flow restraining wedge

采用商用软件FLUENT对进气系统在设计点进行计算,假设流体为量热完全气体,选用的紊流模型为 $RNG\ k-\varepsilon$ 模型,近壁处采用标准壁面函数,方程的离散均选择二阶迎风格式。分子粘性系数采用Sutherland公式计算,壁面为绝热无滑移、固体边界。流动边界采用压力远口、压力出口边界。

该前体在设计点的流场如图7所示。可见该前体产生的激波面与图2相似,激波面同样没有

乘在下表面, 但由于抑流楔的存在, 有效地抑制了两楔之间气流的横向流动, 从而使得中间流场具有较好的二维特征, 如图 8 所示。中间部分的流场正好能为进气道提供良好的二维来流。虽然气流在斜楔面上存在较强的横向流, 但这部分气流不进入进气道, 对进气道影响小。



图 7 带抑流楔升力前体马赫数等值线图

Fig. 7 Mach contours of lift forebody with cross flow restraining wedge

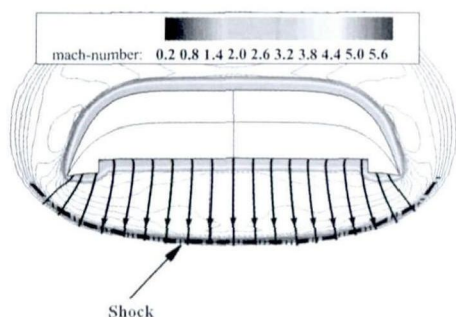


图 8 带抑流楔升力前体出口流场

Fig. 8 Outflow of lift forebody with cross flow restraining wedge

3 一体化设计

对升力前体的研究表明, 抑流楔能有效抑制前体下表面的横向流动。为进一步研究该前体对一体化进气系统的影响, 对采用该升力前体的一体化进气系统与理想前体的一体化进气系统进行了对比, 以进一步研究该前体对一体化设计中进气道流场及性能的影响。

3.1 进气系统构型

理想情况下, 进气道入口来流为均匀二维流场。采用斜楔来模拟前体, 考虑到前体预压缩, 其压缩角取为 4° 。采用压升规律可控的变中心体基准流场^[12], 设计了矩形转椭圆形内收缩进气

道。理想的一体化进气系统如图 9 所示, 其收缩比为 5.7, 内收缩比为 1.25。隔离段略有扩张, 长为喉道等效直径的 7 倍。

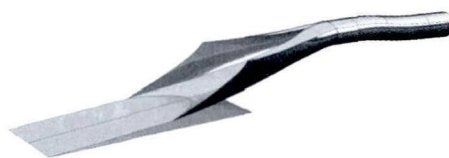


图 9 理想进气系统构型

Fig. 9 Configuration of ideal inlet system

理想情况下前体为无限宽, 从而为进气道提供良好的二维来流。而真实条件下, 前体宽度有限, 从而导致前体出口流场具有三维效应。为了减小前体的三维效应, 采用抑流楔升力前体, 设计了一体化进气系统, 如图 10 所示。

考虑到斜楔附面层等, 在斜楔和进气道之间留有一小隔道, 以减小斜楔附面层对进气道的干扰。该升力前体设计参数及构型同 2.1 节。

进气道和前体宽度之比为 0.78。远大于目前的高超速飞行器, 如 X-51A (<0.5), 该值越小, 表明前体宽度越大, 飞行器尺度越大, 总阻力越大, 从而对发动机推力要求更苛刻。



图 10 带抑流楔升力前体进气系统构型

Fig. 10 Configuration of inlet system with cross flow restraining wedge

3.2 数值模拟及分析

来流条件和数值计算方法同前文, 同样采用 ICEM CFD 进行了网格划分, 如图 11 (带升力前体) 所示。由于进气系统为对称结构, 故只对一半流场进行了模拟。为了尽可能提高计算精度, 基本采用结构化网格, 总网格量为 192 万左右。

图 12 为带升力前体的进气系统对称面马赫线图。前体前缘激波打在唇口封闭处上方, 和进

气道前缘曲激波交于唇口外,这对进气道流场有利。喉道截面虽有唇口激波和顶板附面层相互作用,但没有发生分离,隔离段内存在较强流向涡。进气系统的这种流场结构与典型内收缩进气道相似。

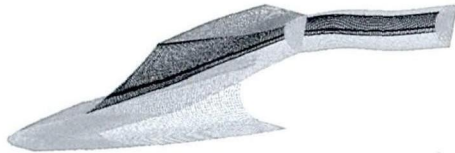


图 11 进气系统计算网格

Fig. 11 Mesh of inlet system

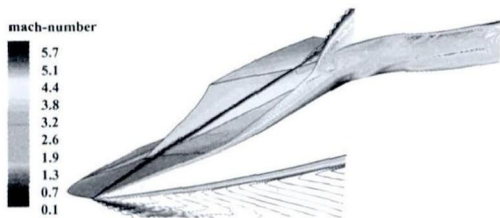
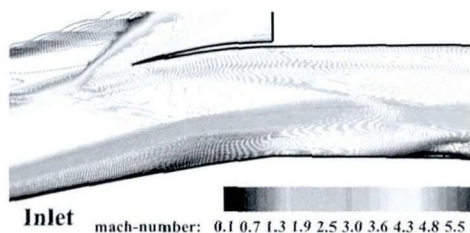


图 12 进气系统对称面马赫线图

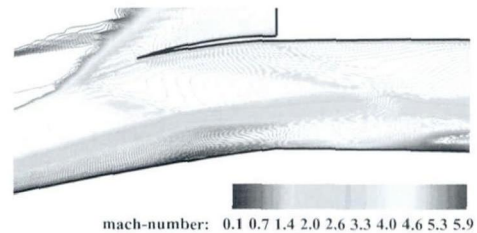
Fig. 12 Mach coutours of symmetry plane of inlet system

为进一步分析抑流楔前体对进气道流场的影响,对带理想前体及抑流楔升力前体设计的进气系统流场进行对比分析。

图 13 给出了两种情况下进气道的内压段流场,两者流场非常接近。对进气道而言,内压段流场结构对性能影响很大,良好的内压段流场才有良好的性能。



(a) Ideal forebody



(b) Forebody with wedge

图 13 进气道内压段流场

Fig. 13 Flow field in internal compression part of inlet system

图 14 和 15 给出了两种情况下进气道喉道截面和隔离段出口截面的流场,可见带抑流楔升力前体的流场非常接近带理想前体的流场。这表明,带抑流楔升力前体能有效保留进气系统的理想流场结构。

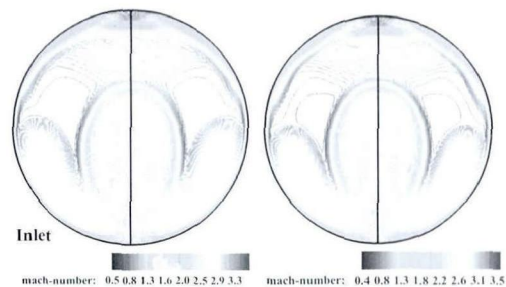


(a) Ideal forebody

(b) Forebody with wedge

图 14 进气道喉道截面等马赫线图

Fig. 14 Mach coutours at throat section of inlet system



(a) Ideal forebody

(b) Forebody with wedge

图 15 隔离段出口截面等马赫线图

Fig. 15 Mach courtours at exit section of isolator

表 1 给出了两种进气系统的总体性能,其中 1 表示带理想前体,2 表示带抑流楔前体。比较可知,带抑流楔升力前体后进气道的性能参数和

理想情况下几乎相同，仅静压略有下降。这进一步表明，抑流楔前体可以确保进气道的性能非常接近理想状态。

表 1 性能参数

Tab. 1 Performance parameters							
	Φ	σ_{ih}	p_{ih}/p_0	Ma_{ih}	σ_{ex}	p_{ex}/p_0	Ma_{ex}
1	0.931	0.753	21.84	3.21	0.545	20.04	2.92
2	0.932	0.753	21.18	3.23	0.550	19.84	2.93

4 结论

对带抑流楔升力前体设计进行了初步探索，数值研究表明：

- 1) 抑流楔能有效抑制升力前体下表面的横向溢流，出口流场二维特征良好。
- 2) 采用抑流楔升力前体设计的一体化进气系统，流场和性能均非常接近设计的理想状态。对于这种升力前体，其设计参数对流场的影响仍需进一步研究。

参考文献：

[1] ANDREWS E H, Jr., MACKLEY E A. Analysis of experimental results of the inlet for the NASA hypersonic research engine aerothermodynamic integration model, NASA TM X-3365[R]. USA: NASA, 1976.

[2] VOLAND R T, ROCK K E, HUEBNER L D, et al. Hyper-X engine design and ground test program, AIAA-98-1532

[R]. USA: AIAA, 1998.

[3] JAMES C T, MICHAEL K S. Application of radical farming to a 3-D scramjet at Mach 8, AIAA 2008-101[R]. USA: AIAA, 2008.

[4] CHARLES E C, Jr., ARON H A, JEFFERY A W. Aero-heating predictions for the X-43 cowl-closed configuration at Mach 7 and 10, AIAA 2002-0218[R]. USA: AIAA, 2002.

[5] FOELSCHKE R O, LEYLEGIAN J C, BETTI A A, et al. Progress on the development of a freeflight atmospheric scramjet test technique, AIAA 2005-3297[R]. USA: AIAA, 2005.

[6] VOLAND R T, AUSLENDE A H, SMART M K. CIAM/ NASA Mach 6.5 scramjet flight and ground test, AIAA-99-4848[R]. USA: AIAA, 1999.

[7] WALKER S, RODGERS F, PAULL A, et al. HyCAUSE flight test program, AIAA 2008-2580[R]. USA: AIAA, 2008.

[8] TOMIOKA S, UEDA S, TANI K, et al. Scramjet engine tests at ramjet engine test facility in JAXA-KSPC, AIAA 2007-1040[R]. USA: AIAA, 2007.

[9] JOSEPH M H, JAMES S M, RICHARD C M. The X-51A scramjet engine flight demonstration program, AIAA 2008-2540[R]. USA: AIAA, 2008.

[10] FALEMPIN F, SERRE L. Possible military application of high-speed airbreathing propulsion in the XXIst centuryan European Vision, AIAA 2003-2733[R]. USA: AIAA, 2003.

[11] STARKEY R P, LEWIS M J. Simple analytical model for parametric studies of hypersonic waveriders, AIAA-98-1616[R]. USA: AIAA, 1998.

[12] 南向军, 张元. 采用新型基准流场的高超声速内收缩进气道性能分析[J]. 宇航学报, 2012, 33(2): 254-259.

(编辑：陈红霞)