

# 乘波前体两侧高超声速内收缩进气道一体化设计

南向军, 张堃元\*, 金志光

南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016

**摘要:** 为了探索两侧进气系统的流场结构及气动性能, 采用吻切锥乘波前体、压升规律可控的一种高超声速内收缩进气道设计了两侧进气布局的高超声速飞行器一体化进气系统, 并进行了数值模拟, 研究了进气系统的流场结构、速度特性、攻角特性以及侧滑角特性等。结果表明, 设计点前体外流场和进气道内流场相互独立, 接力点前体前缘激波和进气道前缘激波相互耦合。由于未吞入前体附面层, 因而进气道内激波附面层相互作用较弱, 没有产生分离; 随来流马赫数增大, 进气道总压恢复系数减小, 增压比增大显著, 升阻比几乎不变; 随攻角增大, 流量系数增大明显, 总压恢复系数略有减小, 增压比增大明显, 升阻比逐渐增大; 随侧滑角增大, 进气道总体性能逐渐减小, 迎风侧进气道性能下降较小, 背风侧进气道性能下降明显。

**关键词:** 乘波前体; 内收缩进气道; 一体化设计; 流线追踪; 数值模拟

中图分类号: V231

文献标识码: A

高超声速飞行器的前体主要有升力体构型和乘波体构型, 相比而言, 乘波体构型具有良好的气动性能。乘波体的详细设计及参数化研究见文献[1], 之后 Starkey 和 Lewis<sup>[2]</sup> 还对乘波体非设计点的升阻比进行了研究。1981 年美国马里兰大学航空工程系 Kim 等<sup>[3]</sup> 采用锥形流, 结合流线追踪技术设计了锥导乘波体。在此基础上, Sobieczky 等<sup>[4]</sup> 引入吻切锥理论, 可通过给定的激波面来生成乘波体, 而激波面不再限于锥形激波。吻切锥理论大大扩展了乘波体的构型范围, 使得乘波体设计更加灵活。此后, 他又采用曲面激波轴对称流场, 设计了吻切轴对称乘波前体<sup>[5]</sup>。

国内也对乘波前体做了大量的研究。北京航空航天大学王卓和钱翼稷<sup>[6]</sup> 研究了锥导乘波体、吻切锥乘波体及吻切轴对称乘波体的气动性能。西北工业大学肖洪等<sup>[7]</sup> 对吻切锥乘波体进行了详

细研究, 分析了这类乘波体的流场及气动性能。

高超声速内收缩进气道由于采用了流线追踪技术, 适应性较广。特别是近些年来, 高超声速内收缩进气道已成为新的研究热点。Busemann 进气道作为其典型代表, 在 20 世纪 60 年代美国进行的 SCRAM 计划<sup>[8]</sup> 中已表现出优良的总体性能。国内孙波等<sup>[9]</sup> 也对 Busemann 进气道设计方法进行了详细的研究。美国国家航空航天局 (NASA) 兰利研究中心的 Smart<sup>[10]</sup> 提出了一种矩形转椭圆形高超声速进气道概念。英国牛津大学 Matthews 和 Johes<sup>[11]</sup> 利用特征线法得到了等压力和等楔角轴对称基准流场, 成功设计出模块化乘波式高超声速内收缩进气道。此外, 文献[12] 提出了一种压升规律可控的高超内收缩进气道概念, 采用三次曲线压升规律的进气道总体性能良好<sup>[13]</sup>。由于具有适应性广的优点, 高超声速内收

收稿日期: 2011-10-26; 退修日期: 2012-02-03; 录用日期: 2012-04-11; 网络出版时间: 2012-04-27 16:06

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120427.1606.007.html

基金项目: 国家自然科学基金(90916029)

\* 通讯作者. Tel.: 025-84892200-2100 E-mail: zkype@nuaa.edu.cn

**引用格式:** Nan X J, Zhang K Y, Jin Z G. Integrated design of waverider forebody and lateral hypersonic inward turning inlets. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica. 2012, 33(8): 1417-1426. 南向军, 张堃元, 金志光. 乘波前体两侧高超声速内收缩进气道一体化设计. 航空学报, 2012, 33(8): 1417-1426.

缩进气道易于和乘波前体实现一体化设计。

20世纪末,美国 Kothari 等<sup>[14]</sup>提出利用内收缩进气道基准流场设计飞行器乘波体,得到了前体、进气道完全一体化的飞行器外形。另外,美国 FALCON 计划<sup>[15]</sup>中的高超飞行器采用了吻切锥乘波前体、复杂构型内收缩进气道一体化构型。该飞行器的布局不同于主流的腹下布局,而是一种两侧进气布局。

乘波前体、高超声速内收缩进气道一体化设计方法是未来高超声速飞行器设计的一个重要发展方向。相比腹下进气布局,两侧进气布局前体外流场和进气道内流场相互独立。本文将对这种两侧进气布局进行初步的探索研究,采用吻切锥乘波前体、压升规律可控的一种高超声速内收缩进气道设计了两侧进气布局高超飞行器的进气系统,并研究了这种进气系统的气动设计方法、流场特征及总体性能。

## 1 两侧进气系统气动构型设计

采用两台发动机的飞行器具有较大的推力及航程,同时考虑到飞行器前缘和进气系统的一体化设计,两侧进气布局是一种较好的选择。因此,本文将对这种两侧进气布局方式进行初步的研究。图 1 为采用两侧进气布局的高超声速飞行器示意图。

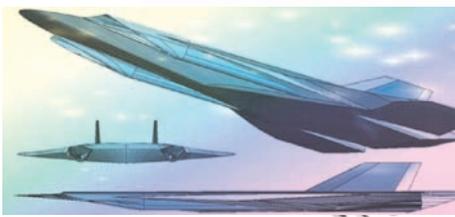


图 1 两侧进气布局高超声速飞行器示意图

Fig. 1 Schematic of hypersonic aircraft with lateral inlet layout

### 1.1 乘波前体构型设计

针对来流马赫数  $Ma_\infty = 6$  巡航的高超声速飞行器,设计两侧进气布局进气系统。首先研究乘波前体的气动设计,吻切锥乘波前体以外锥形流场为基础,选取锥形流场的半锥角为  $7.58^\circ$ ,对应  $Ma_\infty = 6$  的来流时,激波角为  $12.37^\circ$ ,气流经过激波的偏转角为  $4^\circ$ 。基于外锥形流场,结合吻

切锥理论设计了乘波前体构型。

吻切锥乘波前体前缘线(FCT)和进气道进口曲线(ICC)分别为

FCT 曲线:

$$y = \begin{cases} az^m & 0 \leq z \leq L \\ b_c - \sqrt{R_c^2 - (z - a_c)^2} & z > L \end{cases} \quad (1)$$

式中: $a$  为幂函数的系数; $m$  为幂函数的指数; $R_c$  为幂函数曲线上  $z=L$  处的曲率半径, $a_c$  和  $b_c$  为该处曲率圆的圆心坐标。

ICC 曲线:

$$y = a_s z^n \quad (2)$$

式中: $a_s$  为幂函数的系数; $n$  为幂函数的指数。

对于这种两侧进气布局,进气道位于前体两侧,应适当采用较窄的前体构型,便于和进气道的几何构型相融合。最终选取的两条曲线如图 2(a)所示。乘波体上表面为带有  $2^\circ$  压缩的简单圆弧曲面设计,最终的乘波前体构型如图 2(b)所示。

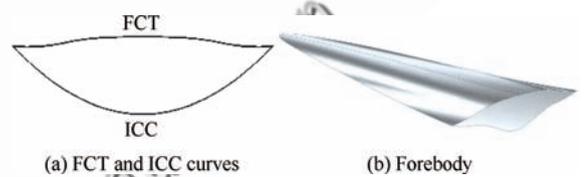


图 2 乘波前体构型

Fig. 2 Configuration of waverider forebody

### 1.2 内收缩进气道构型设计

进气道的基准流场采用文献<sup>[16]</sup>中的新型变中心体流场,这是给定压升规律反设计的基准流场,本文选取的反正切曲线压升规律的 3 个系数分别为 1.5、2.0 和 1.45。由于进气道位于前体两侧,故来流为自由来流,设计马赫数  $Ma_d = 6$ ,前缘压缩角取  $4^\circ$ ,和前体前缘压缩角相同,以保证激波面相匹配,中心体半径为进口半径的 20%。

为了实现进气道和前体有效融合,进气道应较扁平,最终进气道进口选取了图 3 中的进口曲线,类似水滴的形状。采用截面渐变技术实现了该进口到圆形出口的进气道型面设计,并对无黏型面进行了附面层修正,最终的进气道型面如图 4 所示。该进气道收缩比为 5.9,通过唇口部分切除后,内收缩比降至 1.3,等直隔离段长为喉道直径的 7 倍。

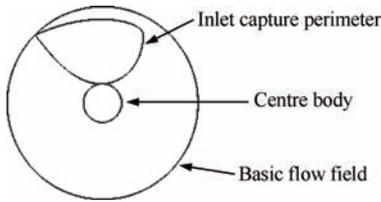


图3 进气道进口型线

Fig. 3 Perimeter curve of inlet



图4 内收缩进气道型面

Fig. 4 Inward turning inlet configuration

### 1.3 两侧进气布局进气系统构型

采用吻切锥乘波前体、压升规律可控的内收缩进气道(如图4所示)设计了两侧进气布局进气系统。进气道和前体的匹配方式为将进气道进口前缘的尖点贴在乘波前体的前缘线上,横向位置确定方法为前体宽度为进气道宽度的2.8倍。进气道外表面和前体外表面之间采用了简单的曲面进行过渡,最终得到的进气系统构型如图5所示。

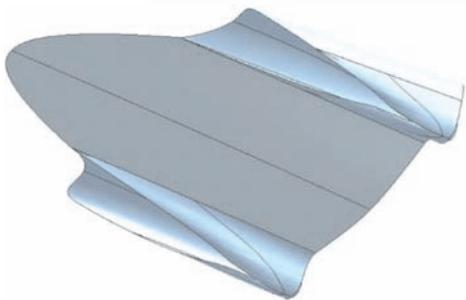


图5 进气系统构型

Fig. 5 Configuration of inlet system

## 2 两侧进气布局进气系统流场及性能

### 2.1 数值模拟方法及计算域

采用 FLUENT 软件对前体、进气道一体化进气系统进行了数值模拟。选用的湍流模型为 RNG(Re-Normalization Group)  $k-\epsilon$  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。流体假设为量热完全气体,分子黏性系数采用 Sutherland 公式计算,对壁面取绝热无滑移、固体边界条件。该软件采用 Roe-FDS(Flux Difference Splitting)来进行无黏通量离散,其精度在能达到二阶的同时,也能保证计算的稳定性。由于进气系统完全对称,故只对一半流场进行了模拟,计算网格采用软件 ICEM CFD 进行划分,总网格量约为 170 万,生成的网格如图6所示。

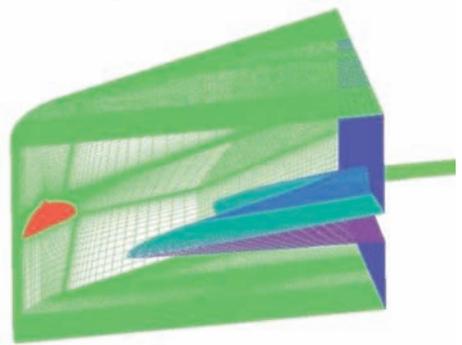


图6 进气系统计算网格

Fig. 6 Computational mesh of inlet system

计算域包括前体外流场、进气道内流场及等直隔离段流场。计算中采用的来流静压  $p_\infty$ 、静温  $T_\infty$  和单位雷诺数  $Re/m$  见表1。本文采用的数值模拟方法可以较准确地模拟高超声速进气道的流场结构,计算结果和实验结果吻合程度较好,对激波位置的预测也较准确<sup>[17-18]</sup>。

表1 来流条件

Table 1 Conditions of free stream

$Ma_\infty$	$p_\infty$	$T_\infty$	$Re/(10^6 \text{ m})$
7	1 743.0	224.03	3.89
6	2 549.2	221.55	4.95
5	3 745.6	219.07	6.16
4	5 529.3	216.65	7.38

### 2.2 流场结构分析

针对该进气系统在  $Ma_\infty = 4 \sim 7$  范围内进行了三维黏性数值模拟。下面分别介绍几个典型马赫数状态进气系统的流场结构。

图7为进气系统  $Ma_\infty = 4 \sim 7$  状态的沿程截

面等马赫线图。在  $Ma_\infty = 7$  和设计点  $Ma_\infty = 6$  状态,前体产生的激波和进气道前缘激波面基本可以贴在进气道前缘上,这样进气道前缘可以有效地隔离前体外流场和进气道内流场,从而使得内外流完全独立,这也是这种气动布局的设计目标。但是在低马赫数状态,前体前缘激波面和进气道前缘激波面均抬高,两道激波面相互耦合,从而两个流场可能会通过激波面的耦合而产生相互影响。但是由于低马赫数状态进气道存在溢流,因而这种耦合对进气道的流场影响较小。

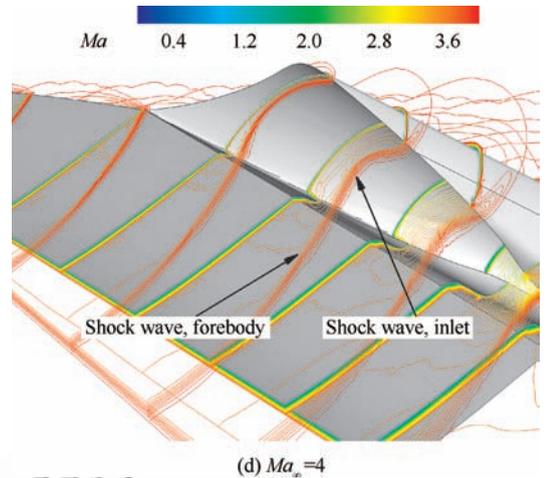
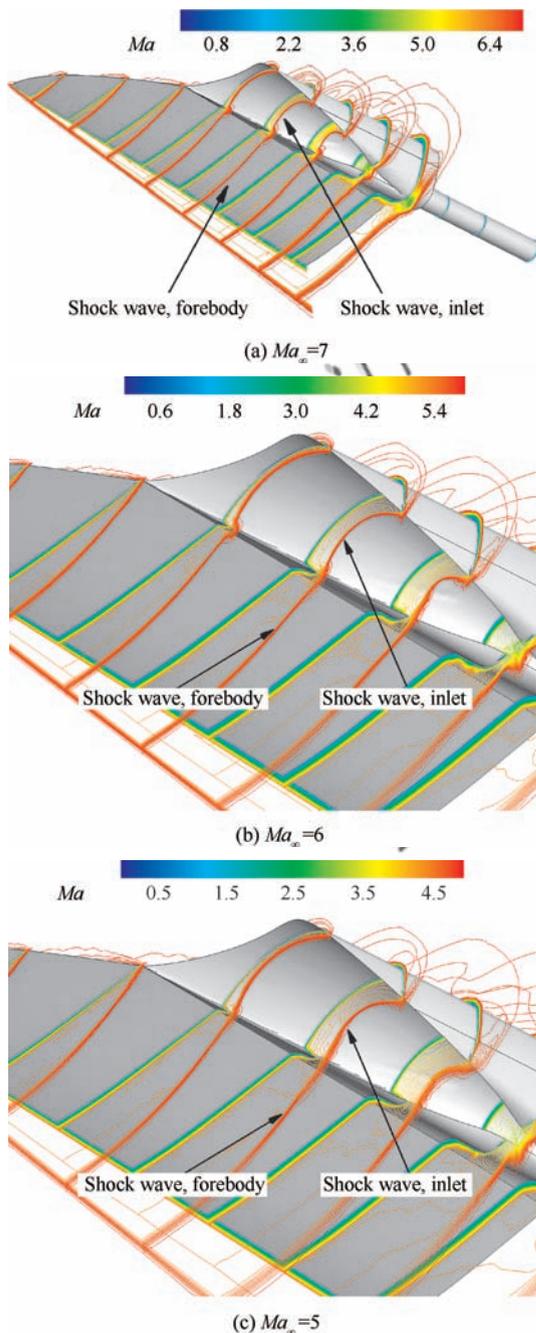
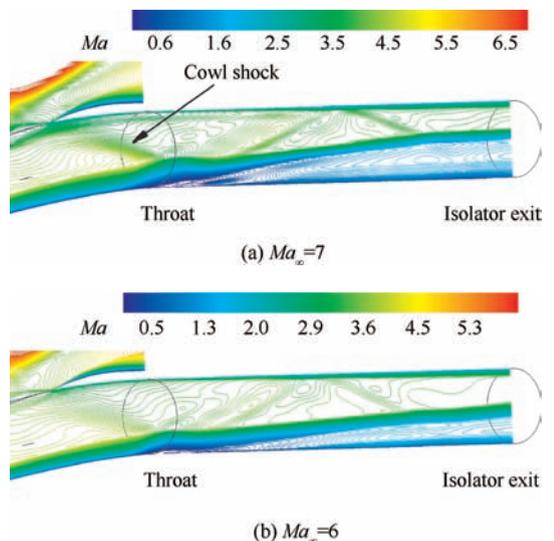


图7 进气系统沿程截面等马赫线图

Fig. 7 Mach number contours on the cross sections of inlet system

图8为  $Ma_\infty = 4 \sim 7$  状态进气道的流场结构,图中所示的截面为沿自由流向的纵切面。基本流场特征和一般的高超声速内收缩进气道相似。 $Ma_\infty = 7$  状态唇口处产生较强的唇口激波,该激波和顶板附面层相互作用产生低速区,隔离段内存在较强的涡流区。设计点唇口激波较弱,流场结构优于  $Ma_\infty = 7$  状态。随马赫数降低,进气道波系强度减小,附面层厚度减小,因而喉道附近激波与附面层作用逐渐减弱,隔离段内涡流区逐渐减小,流场结构逐渐变好。由于进气道构型不具有对称性,因而隔离段出口流场也不具有对称性(如图9所示)。



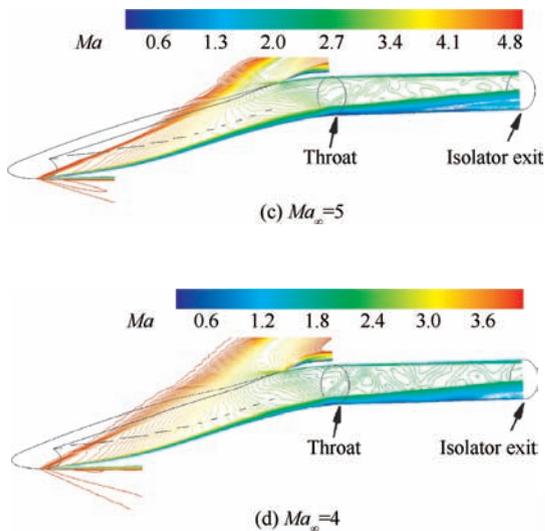
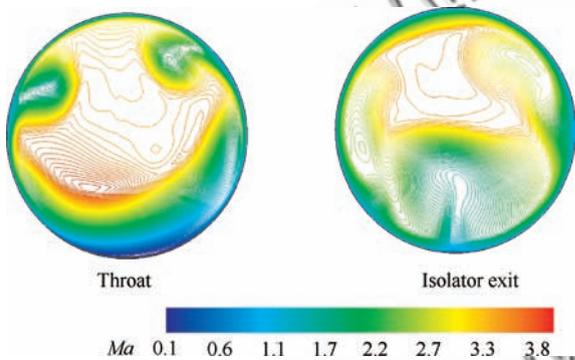


图8 进气道流场等马赫线图

Fig. 8 Mach number contours of inlet flow field

图9 设计点喉道截面和隔离段出口截面等马赫线图 ( $Ma_\infty = 6$ )Fig. 9 Mach number contours on the throat section and isolator exit section at design point ( $Ma_\infty = 6$ )

数值模拟表明,该进气道的起动马赫数约为3.6,起动性能较好。由于采用了新型基准流场,其内压段激波较弱,不易引起分离,故起动马赫数降低。

### 3 两侧进气系统气动特性分析

#### 3.1 速度特性分析

在  $Ma_\infty = 4 \sim 7$  范围研究了进气系统的速度特性。分析该进气系统在不同来流马赫数下的总

体性能。为示区别,下文中带下标“th”的参数为喉道截面的性能参数,带下标“ex”的参数为隔离段出口截面的性能参数。

图10为流量系数 $\phi$ 随来流马赫数的变化曲线,在接力点( $Ma_\infty = 4$ ),流量系数仅为0.75,随来流马赫数提高,流量系数明显增大,至 $Ma_\infty = 7$ 时流量系数已达0.96。随来流马赫数增大,进气道前缘激波逐渐贴近进气道唇口,溢流窗减小,从而流量系数会逐渐提高。流量系数虽逐渐增大,但增长速率逐渐减小。由于随来流马赫数增大,附面层逐渐增厚,对于曲面激波,附面层的厚度对激波面有一定影响,附面层增厚会导致激波面远离壁面,溢流量有所增大,这会部分抵消来流马赫数增大引起的溢流窗减小,从而流量系数的增长速率减小。

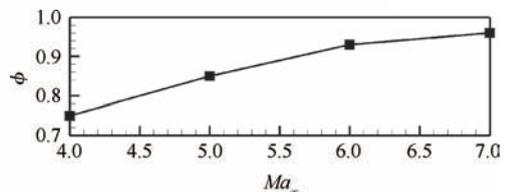


图10 流量系数随来流马赫数的变化

Fig. 10 Variation of mass capture ratio with freestream Mach number

图11为进气道总压恢复系数 $\sigma$ 和增压比 $p/p_0$ 随来流马赫数的变化曲线。可见随来流马赫数增大总压恢复系数逐渐减小,而且来流马赫数越高,总压恢复系数减小速度越大。随来流马赫数增大,附面层增厚,同时激波强度增大,进气道内流场中存在的激波附面层相互作用程度增大,这些都会导致总压恢复系数降低。从 $Ma_\infty = 4$ 到 $Ma_\infty = 7$ ,喉道截面总压恢复系数 $\sigma_{th}$ 由0.826降至0.635,隔离段出口截面总压恢复系数 $\sigma_{ex}$ 由0.718降低至0.432,总压恢复系数随来流马赫数变化明显。相比总压恢复系数,增压比随来流马赫数变化更加剧烈,由 $Ma_\infty = 4$ 至 $Ma_\infty = 7$ ,增压比增长很快。喉道截面增压比 $p_{th}/p_0$ 由14.36增大至27.08,隔离段出口截面增压比 $p_{ex}/p_0$ 由17.07增长至28.10,增大相当明显。

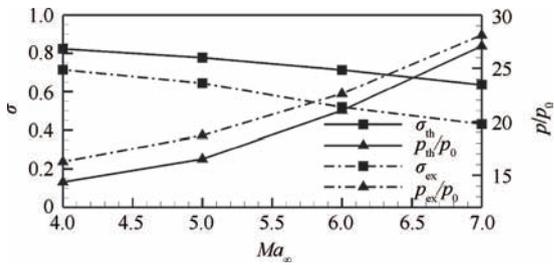


图 11 总压恢复系数和增压比随来流马赫数的变化

Fig. 11 Variation of total pressure recovery coefficient and compression ratio with freestream Mach number

由于采用了反正切曲线压升规律,进气道内波系强度较弱,等熵压缩的比例较高,从而进气道的压缩效率处于较高水平。对于这种进气道,随来流马赫数增大,虽然总压恢复系数有一定下降,但仍然处于较高水平,因而气流的动能更多地转化为压力能,从而压缩量的增大程度更加显著。

图 12 为喉道和隔离段出口截面平均马赫数  $Ma_{aver}$  随来流马赫数增大的变化曲线。随来流马赫数增大,喉道和出口截面马赫数逐渐增大,但增长速度逐渐减慢。喉道截面马赫数  $Ma_{th}$  约为来流马赫数的 1/2,至隔离段出口马赫数  $Ma_{ex}$  降至 40% 左右,隔离段出口马赫数均在 3.1 以下。

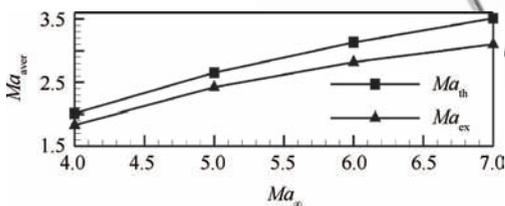


图 12 喉道和隔离段出口截面平均马赫数随来流马赫数的变化

Fig. 12 Variation of average Mach number at throat and isolator exit sections with freestream Mach number

来流马赫数不仅会影响进气道的总体性能,也会对飞行器的受力产生很大影响。图 13 和图 14 分别为进气系统的升力和阻力特性曲线(其中  $L$  为升力,  $D$  为阻力),在  $Ma_{\infty} = 4 \sim 7$  范围内,随来流马赫数增大,升力逐渐减小,压差阻力  $D_{pre}$  和

摩擦阻力  $D_{fri}$  逐渐减小,总阻力  $D_{total}$  逐渐减小,但升阻比却几乎不变。

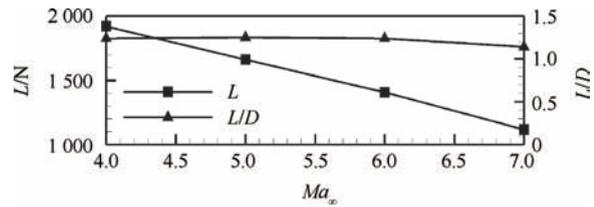


图 13 升力和升阻比随来流马赫数的变化

Fig. 13 Variation of lift and lift-drag ratio with freestream Mach number

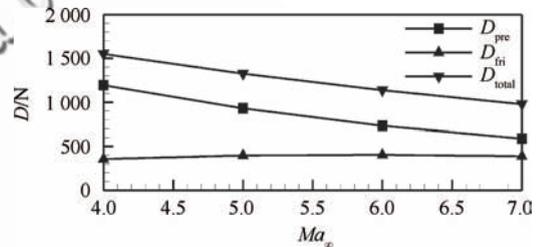


图 14 阻力随来流马赫数的变化

Fig. 14 Variation of drag with freestream Mach number

由图 11 可知,随来流马赫数增大,进气道增压比增大,因而受力似乎应该增大,但是由于来流马赫数越高,飞行器飞行高度越高,来流静压越小,进气系统壁面的压力绝对值减小,从而升力和阻力均逐渐减小。分析进气系统的前体和进气道的受力可知,随来流马赫数增大,进气道内型面升阻比逐渐减小,但乘波前体升阻比逐渐增大。对于这种特殊的进气系统,吻切锥乘波前体型面和进气道外型面构成的前体型面其升阻比变化规律不同于常规乘波体,表现为随来流马赫数增大而增大,这补偿了进气道升阻比逐渐减小的趋势,因而最终进气系统的升阻比几乎不变,升阻比几乎不随来流马赫数变化是这种进气布局的一个重要特性。

### 3.2 攻角特性分析

在设计点  $Ma_{\infty} = 6$  和接力点  $Ma_{\infty} = 4$  的来流条件下,分别选取攻角  $\alpha = -4^\circ, -2^\circ, 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ$  这 6 个典型状态进行了数值模拟,得到了进气道的攻角特性。

图 15 为流量系数随攻角的变化曲线,随攻角增大,流量系数近似呈线性增大。随攻角增大,进气道迎风面积增大,可以捕获到更多的流量。同时,攻角增大,前缘激波逐渐贴近进气道唇口,从而溢流量减小。当攻角由  $-4^\circ$  增大至  $6^\circ$ ,设计点流量系数从 0.69 增大至 1.25,接力点从 0.60 增大至 0.96 时,增大非常明显。

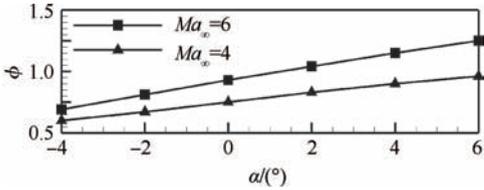


图 15 流量系数随攻角的变化

Fig. 15 Variation of mass capture ratio with angle of attack

图 16 和图 17 给出了喉道和隔离段出口截面的总压恢复系数和增压比随攻角的变化曲线。可见,总体而言,总压恢复系数随攻角增大逐渐减小,增压比随攻角增大逐渐增大。随攻角增大,进气道前缘压缩角为前缘几何压缩角和攻角之和,压缩角的增大导致前缘激波波角增大,激波强度增强。激波强度增大必然导致总压恢复系数降低,压缩量增大。但是在  $-2^\circ$  攻角状态总压恢复系数具有最大值,这和进气道的设计方法有关,这种内收缩进气道的波系配置和经典的配波理论不同,并不是按照总压恢复系数最大来进行配波,而是按压升规律进行配波,故在  $0^\circ$  攻角状态其总压恢复系数不一定最大。

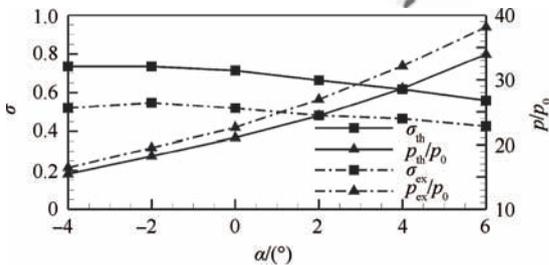


图 16 设计点总压恢复系数和增压比随攻角的变化 ( $Ma=6$ )

Fig. 16 Variation of total pressure recovery coefficient and compression ratio with angle of attack at design point ( $Ma=6$ )

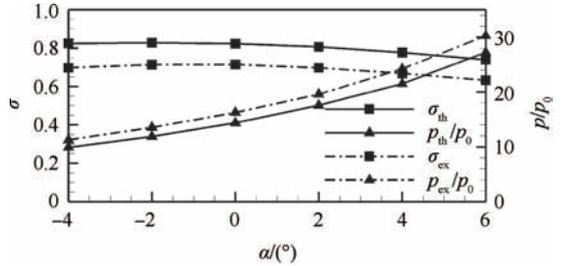


图 17 接力点总压恢复系数和增压比随攻角的变化 ( $Ma=4$ )

Fig. 17 Variation of total pressure recovery coefficient and compression ratio with angle of attack at take-over point ( $Ma=4$ )

图 18 给出了喉道和隔离段出口截面平均马赫数随攻角的变化曲线,随攻角增大,经过前体前缘压缩后气流马赫数减小,从而进气道喉道截面和隔离段出口截面马赫数也逐渐减小。设计点当攻角大于  $2^\circ$  时,喉道截面马赫数在 3.0 以下,隔离段出口马赫数降至 2.7 以下。接力点喉道截面马赫均在 2.3 以下,隔离段出口马赫数均在 2.0 以下。

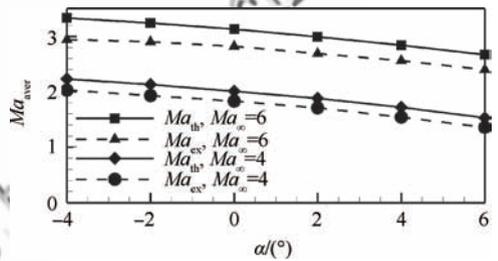


图 18 喉道和隔离段出口截面马赫数随攻角的变化

Fig. 18 Variation of Mach number at throat and isolator exit sections with angle of attack

攻角增大,机身上表面压力减小,下表面压力增大,从而有利于提高升力。但攻角增大,迎风面积增大,从而阻力也会增大。图 19 和图 20 分别为升力、升阻比和阻力随攻角的变化曲线。升力随攻角近似呈线性增大。随攻角增大,压差阻力迅速增大,而且增加速度逐渐变大,但摩擦阻力却随攻角几乎不变。总阻力变化趋势和压差阻力相似。相比而言,升力增大快于阻力,因此,随攻角增大,进气系统升阻比增大,但由于总阻力随攻角增大时增长速率逐渐加快,从而导致升阻比的增大速度逐渐减小。设计点和接力点进气系统的升阻比相当,这也表明在带攻角状态,进气系统的升阻比几乎不随来流马赫数变化。

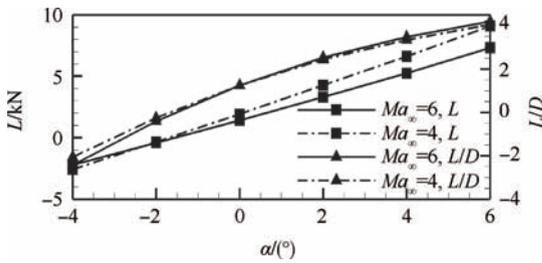


图 19 升力和升阻比随攻角的变化

Fig. 19 Variation of lift and lift-drag ratio with angle of attack

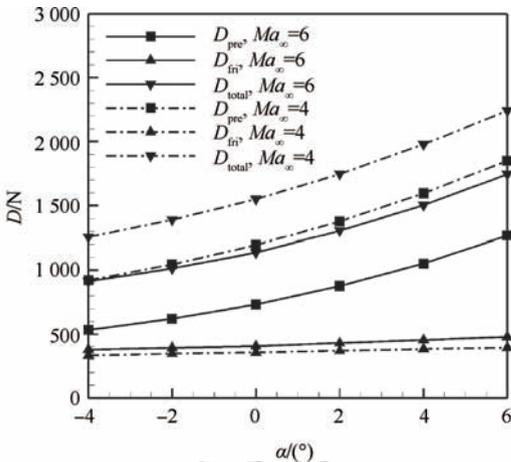


图 20 阻力随攻角的变化

Fig. 20 Variation of drag with angle of attack

### 3.3 侧滑角特性分析

在设计点  $Ma_\infty = 6$  研究了进气系统的侧滑性能,分别在侧滑角  $\beta = 2^\circ, 4^\circ$  状态进行了数值模拟,小的侧滑角对进气系统外流影响较小,但是对进气道内流场结构却有明显的影响。图 21 和图 22 分别为两个侧滑状态进气道隔离段出口截面等马赫线图,左侧为迎风侧,右侧为背风侧。

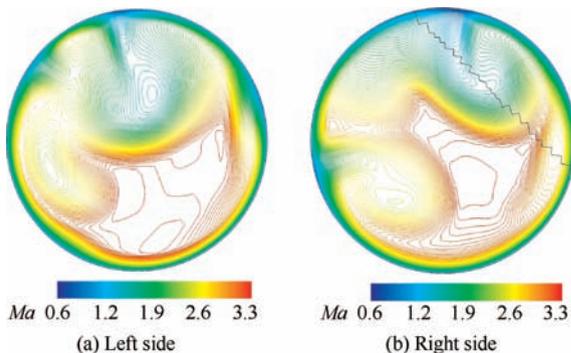


图 21 侧滑角为  $2^\circ$  时隔离段出口截面等马赫线图

Fig. 21 Mach number contours on isolator exit section with  $2^\circ$  of sideslip angle

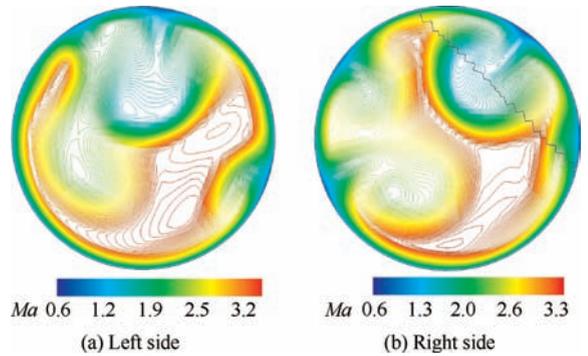


图 22 侧滑角为  $4^\circ$  时隔离段出口截面等马赫线图

Fig. 22 Mach number contours on isolator exit section with  $4^\circ$  of sideslip angle

受到侧滑影响,左右两侧的进气道流场不再相同,两进气道涡流区内的气流均出现了沿环向旋转的趋势,并且随侧滑角增大,涡流区旋转越明显,隔离段出口涡流区的位置变化越大。

表 2 为带侧滑状态进气道的总体性能,随侧滑角增大,进气道的总压恢复系数逐渐降低,但压缩量几乎不变,出口马赫数略有减小。迎风侧和背风侧进气道的性能参数变化量有较大差别,迎风侧进气道的总体性能下降较小,但背风侧进气道性能下降较大。

表 2 侧滑状态进气道的总体性能

Table 2 Overall performance of inlets with sideslip

$\beta / (^\circ)$	Side direction	$\phi$	$\sigma_{ex}$	$p_{ex}/p_0$	$Ma_{ex}$
0		0.93	0.519	22.61	2.82
2	Left	0.94	0.519	23.16	2.80
	Right	0.91	0.494	22.80	2.78
4	Left	0.94	0.503	24.16	2.74
	Right	0.90	0.444	23.26	2.71

对于这种特殊的进气系统构型,在侧滑状态,迎风侧进气道仍不会受到前体附面层的影响,但背风侧进气道会吞入部分前体附面层,而且这部分气流带有横向速度分量,从而会对进气道流场产生较大影响。分析流场结构可知,侧滑角对迎风侧进气道的流场影响较小,气流在环向流动较弱,但对背风侧进气道流场影响较大,背风侧吞入前体附面层,从而低能气流较多,横向速度分量增大,导致气流环向流动较强,涡流区的位置已发生较大变化,最终导致进气道的总压损失增大,总体

性能下降。

## 4 结 论

采用吻切锥乘波前体、压升规律可控的一种高超声速内收缩进气道设计了两侧进气布局高超飞行器的进气系统,初步研究表明:

1) 前体外流场和进气道内流场在高马赫数下基本独立,低马赫数下前体前缘激波面和进气道前缘激波面耦合,内外流场存在相互影响。

2) 进气系统流量捕获能力强。由于没有前体附面层影响,流场结构较好,压缩效率较高,总体性能较优。

3) 随来流马赫数增大,进气系统总压恢复系数减小,但增压比增大非常明显,其升阻比几乎不变。

4) 随侧滑角增大,进气系统总压恢复系数逐渐减小,迎风侧进气道性能下降较小,背风侧进气道性能下降明显。

5) 关于吻切锥前体的侧面前缘线与内收缩进气道前缘线一体化设计的技术仍值得进一步探索和研究。

## 参 考 文 献

- [1] Starkey R P, Lewis M J. Simple analytical model for parametric studies of hypersonic waveriders. AIAA-1998-1616, 1998.
- [2] Starkey R P, Lewis M J. Analytical off-design lift-to-drag-ratio analysis for hypersonic waveriders. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(5): 684-691.
- [3] Kim B S, Rasmussen M L, Jischke M C. Optimization of waverider configurations generated from axisymmetric conical flows. AIAA-1982-1299, 1982.
- [4] Sobieczky H, Dougherty F C, Jones K. Hypersonic waverider design from given shock waves. First International Waverider Symposium, 1990: 17-19.
- [5] Sobieczky H, Zores B, Wang Z, et al. High speed flow design using osculating axisymmetric flows. PICAST '3, 1997.
- [6] Wang Z, Qian Y J. Waverider configuration design. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25(2): 180-183. (in Chinese)  
王卓, 钱翼稷. 乘波机外形设计. 北京航空航天大学学报, 1999, 25(2): 180-183.
- [7] Xiao H, Shang X S, Wang X Y, et al. Osculating-cone waverider configuration design and performance research. Journal of Astronautics, 2004, 25(2): 127-130. (in Chinese)
- [8] 肖洪, 商旭升, 王新月, 等. 吻切锥乘波机的构型设计与性能研究. 宇航学报, 2004, 25(2): 127-130.
- [9] Billig F S. SCRAM-a supersonic combustion ramjet missile. AIAA-1993-2329, 1993.
- [10] Sun B, Zhang K Y, Jin Z G, et al. Selection of design parameters for streamtraced hypersonic Busemann inlets. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1): 55-59. (in Chinese)  
孙波, 张堃元, 金志光, 等. 流线追踪 Busemann 进气道设计参数的选择. 推进技术, 2007, 28(1): 55-59.
- [11] Smart M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular to elliptical shape transition. AIAA-1998-0960, 1990.
- [12] Matthews A J, Jones T V. Design and test of a modular waverider hypersonic intake. AIAA-2005-3379, 2005.
- [13] Nan X J, Zhang K Y, Jin Z G, et al. Investigation on hypersonic inward turning inlets with controlled pressure gradient. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 518-522. (in Chinese)  
南向军, 张堃元, 金志光, 等. 压升规律可控的高超声速内收缩进气道设计. 航空动力学报, 2011, 26(3): 518-522.
- [14] Nan X J, Zhang K Y, Jin Z G, et al. Numerical and experimental investigation of hypersonic inward turning inlets with rectangular to circular shape transition. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(6): 988-996. (in Chinese)  
南向军, 张堃元, 金志光, 等. 矩形转圆形高超声速内收缩进气道数值及实验研究. 航空学报, 2011, 32(6): 988-996.
- [15] Kothari A P, Tarpley C, McLaughlin T A. Hypersonic vehicle design using inward turning flowfields. AIAA-1996-2552, 1996.
- [16] Elvin J D. Integrated inward turning inlets and nozzles for hypersonic air vehicle; USA, EP20070102293. 2007-08-15.
- [17] Nan X J, Zhang K Y. Analysis of hypersonic inward turning inlets with innovative axisymmetric basic flowfield. Journal of Astronautics, 2012, 33(2): 254-259. (in Chinese)  
南向军, 张堃元. 采用新型基准流场高超内收缩进气道性能分析. 宇航学报, 2012, 33(2): 254-259.
- [18] Nan X J, Zhang K Y. Numerical and experimental investigation on hypersonic inward turning inlets with basic flowfield using arc tangent curve law of pressure rise. AIAA-2011-2270, 2011.
- [19] Jin Z G, Zhang K Y. Test of a generic sidewall compression scramjet inlet in the high enthalpy impulse wind tunnel. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(4): 319-323. (in Chinese)  
金志光, 张堃元. 高超侧压式进气道高焓脉冲风洞实验. © 航空学报编辑部 <http://hkxb.buaa.edu.cn>

推进技术, 2005, 26(4): 319-323.

作者简介:

南向军 男, 博士研究生。主要研究方向: 内流气体动力学。

E-mail: nanxj12@163.com

张堃元 男, 硕士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 内流气

体动力学。

Tel: 025-84892200-2100

E-mail: zkype@nuaa.edu.cn

金志光 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 内流气体动力学。

E-mail: j\_zg77@yahoo.com.cn

## Integrated Design of Waverider Forebody and Lateral Hypersonic Inward Turning Inlets

NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan<sup>\*</sup>, JIN Zhiguang

*College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China*

**Abstract:** In order to study the flow field and aerodynamics performance of inlet system with two inlets on each side, an inlet system for a hypersonic aircraft with a waverider forebody and hypersonic inward turning inlets with controlled pressure rise law is designed and numerically simulated, whose flow field and characteristics of speed, angle of attack and sideslip angle are obtained. The results indicate that, at the design point, the external flow field of the forebody is independent of the inlet internal flow field, but at take-over Mach number the leading shock waves by the forebody and the inlet are coupling. Because the boundary layer does not enter the inlets, the interaction of the shock wave and the boundary layer is weak, and so there is no separation in the flow field. With the increase of the freestream Mach number, the total pressure recovery coefficient decreases, the compression ratio increases greatly, but the lift-drag ratio almost does not change. With the increase of the angle of attack, the mass capture ratio and compression ratio increase greatly, the total pressure recovery coefficient decreases slightly, and the lift-drag ratio increases. With the increase of the sideslip angle, the overall performance of the two inlets decreases, and the inlet at downwind decreases more than the other at upwind.

**Key words:** waverider forebody; inward turning inlets; integrated design; streamline tracing; numerical simulation

**Received:** 2011-10-26; **Revised:** 2012-02-03; **Accepted:** 2012-04-11; **Published online:** 2012-04-27 16:06

**URL:** www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120427.1606.007.html

**Foundation item:** National Natural Science Foundation of China (90916029)

**\* Corresponding author.** Tel.: 025-84892200-2100 E-mail: zkype@nuaa.edu.cn