

文章编号:1000-8055(2018)01-0087-10

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2018.01.011

## 曲锥前体/三维内转进气道一体化设计与分析

李怡庆, 周驯黄, 朱呈祥, 尤延铖

(厦门大学 航空航天学院, 福建 厦门 361005)

**摘 要:** 对圆锥流场在不同攻角条件下的气动特征进行分析,以流线追踪技术为基础,发展了一种曲锥前体/三维内转进气道一体化设计方法,获得了三个几何参数对一体化方案外形和性能的影响规律。研究发现,三维内转进气道侧壁外扩角对进气道流量捕获系数影响明显,而捕获形状圆心角对进气道的影响主要表现在几何特征上。此外,进气道流量捕获系数随外压缩段总长度的增大而减小。基于对捕获形状的研究,设计了一种曲锥前体/三维内转进气道,并通过数值模拟对该方案进行研究。结果表明:在设计点来流马赫数为 6.0 时,该方案进气道流量捕获系数能够达到 0.93,且具有 0.61 的总压恢复系数;在非设计点来流马赫数为 5.0 时,流量捕获系数能够保持在 0.86,总压恢复系数为 0.77。

**关键词:** 曲锥前体; 三维内转进气道; 一体化; 捕获形状; 流量捕获系数

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

### Integration design and analysis for curved conical forebody and three-dimensional inward turning inlet

LI Yiqing, ZHOU Xunhuang, ZHU Chengxiang, YOU Yancheng

(School of Aerospace Engineering,

Xiamen University, Xiamen Fujian 361005, China)

**Abstract:** By analyzing the aerodynamic characteristics of different angles of attack on conical flow field, and based on the streamlines traced concept, an integrated designed methodology for curved conical forebody and three-dimensional inward turning inlet was proposed; besides, the effects of three outline and position parameters on the integrated configuration were theoretically investigated. It was discovered that the effect of the expansion angle of side wall on the inlet mass flow rate coefficient was remarkable, while the effect of the central angle on inlet was mainly reflected on geometric features. Furthermore, the mass flow rate coefficient of the inlet demonstrated a negative correlation with the external compression surface length. Based on the investigation of the flow capture shape, an integrated configuration of the curved conical forebody and three-dimensional inward turning inlet was then designed and studied numerically. The results show that, at the design point (incoming Mach number is 6.0), the mass flow rate coefficient of the inward turning inlet is 0.93, and the total pressure recovery coefficient is 0.61. In addition, at off-design point (incoming Mach number is 5.0), the mass flow rate coefficient and the total pressure recovery coefficient are 0.86 and 0.77, respectively.

收稿日期:2016-06-23

基金项目:国家自然科学基金(51276151,91441128); 基础科研项目(B1420133058); 福建省自然科学基金(2016J06011)

作者简介:李怡庆(1989—),男,博士生,主要研究方向为高超声速气体动力学。

引用格式:李怡庆,周驯黄,朱呈祥,等.曲锥前体/三维内转进气道一体化设计与分析[J].航空动力学报,2018,33(1):87-96. LI Yiqing, ZHOU Xunhuang, ZHU Chengxiang, et al. Integration design and analysis for curved conical forebody and three-dimensional inward turning inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(1): 87-96.

**Key words:** curved conical forebody; three-dimensional inward turning inlet; integration; capture shape; mass flow rate coefficient

吸气式推进系统因为能够提供高的比冲,被认为是高超声速飞行器领域首选的推进系统<sup>[1-3]</sup>。自 20 世纪 60 年代以来,大量研究证明实现近空间飞行的关键在于推进系统与飞行器机体的一体化设计<sup>[4]</sup>。国际上, Ferguson 基于楔导乘波理论完成了整个推进系统与飞行器机体的一体化设计<sup>[5]</sup>,该设计方法考虑了平面流动条件下的楔导乘波体与进气道耦合问题。此外,基于密切锥导乘波理论, Takashima 等进一步提出了能够实现外流乘波体与内流二维进气道良好耦合的一体化设计方法<sup>[6]</sup>。在国内,尤延铨等进一步发展了乘波理论并将其与内收缩流动相结合,提出同时适用外流乘波体与内流三维内收缩进气道的双乘波一体化设计方案<sup>[7-8]</sup>,解决了高超声速外流与内流的匹配问题。可以看出,国内外高超声速飞行器一体化方案多考虑乘波前体与进气道的匹配问题。然而,乘波前体虽然在设计点具有较好的性能,但在容积率、攻角特性以及非设计点工作性能方面却存在一定的缺陷。

而曲锥构型因其结构简单、容积率大且攻角特性好等优点在飞行器机体和导弹布局中受到格外重视<sup>[9-10]</sup>。国内外学者对曲锥构型的飞行器进行了大量研究。1979 年 Webster 与 Bucy 就提出了将进气道布置于曲锥弹体头部下方的颌下布局形式,并命名为 ASLAM<sup>[11]</sup>。该方案的进气道可看成轴对称进气道的一部分,因此其压缩效率不如三维内转的进气形式。近年来三维内转进气道因其压缩效率高、流量捕获特性好等优点在进气系统的设计中得到了广泛关注<sup>[12-13]</sup>, Gollan 与 Smart 在 2013 年改进了 REST 进气道设计方法<sup>[14]</sup>,将该方法与曲锥构型飞行器相耦合实现了曲锥前体与三维进气道的一体化设计<sup>[14-15]</sup>。但该研究着重于解决进气道的设计问题,并未研究曲锥前体与进气道之间的相互作用,尤其是捕获形状的选择与进气道基本流场的关系,以及攻角对进气道性能的影响等。此外, Lockheed Martin 公司发布的美国“高超声速打击武器(high speed strike weapon, HSSW)”考虑到曲锥构型与三维内转进气道的优点,也将采用曲锥形外压缩前体加腹部三维内转进气道的气动布局形式。因此,如何构造一种能够同时发挥曲锥前体与三维内转进气道优良性能的前体/进气道一体化设计方法

是亟需解决的关键问题。

本文通过研究在具有攻角情况下曲锥前体流场对进气道设计的影响规律,并着重分析曲锥前体条件下进气道捕获形状的设计要素,提出一种曲锥前体与三维内转进气道设计方法。随后,通过数值模拟验证了该设计方法的可行性,为曲锥构型高超声速飞行器前体/进气道一体化设计提供了思路。

## 1 曲锥前体流动特征分析

### 1.1 曲锥流场流动特征

本文选取的曲锥前体如图 1 所示,其母线由初始转折角  $\sigma_1$ 、终止转折角  $\sigma_2$ 、曲锥长度  $L$  及末端直径  $d$  决定,其中曲锥长度  $L$  根据前体与进气道总长度的几何约束在设计过程中为固定值。图 1 中,  $\sigma_1 = 18^\circ$ ,  $\sigma_2 = 0^\circ$ , 对长度进行无量纲处理,将曲锥长度定为单位长度,则  $L = 1$ ,  $d = 0.2$ 。

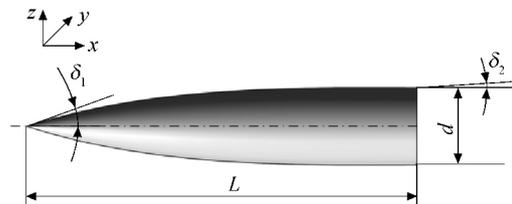


图 1 曲锥前体示意图

Fig. 1 Schematic of the curved conical forebody

图 2 为曲锥前体零攻角 ( $\alpha = 0^\circ$ ) 情况下对称面压比 ( $\pi$ ) 分布图。从图中可以看出,气流经过锥形激波后减速增压,头锥激波波后压比约为 3.0。但由于曲锥表面为外凸型面,流场向下游发展过程中出现膨胀波扇区,使得气流加速降压,导致波后压比仅为来流压比的 1.0~1.2 倍。显然,膨胀

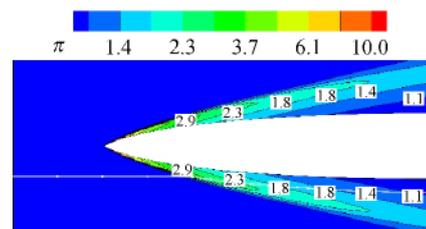


图 2  $\alpha = 0^\circ$  时曲锥流场压比分布(对称面)

Fig. 2 Pressure ratio contour of the curved conical flow field at  $\alpha = 0^\circ$  (symmetry plane)

波扇区对于提高进气道的压缩效率是不利的。因此,将进气道向圆锥前体的锥尖布置,能够充分利用锥尖的压缩作用以提高压缩效率。

### 1.2 圆锥流场攻角特性

文中相对气流方向指向锥体下表面时攻角为正;相对气流方向指向锥体上表面时攻角为负;气流方向与锥体轴线重合时攻角为零。在圆锥前体绕流中,即使是很小的攻角,迎风面和背风面的流场结构都会出现显著的差别,激波之后的流场不均匀性也会随着攻角的变化而加剧,并由此引起飞行器气动特性的变化<sup>[16]</sup>。对比图 3(a)~图 3(c)可以发现,随攻角( $\alpha$ )的增大,圆锥流场非均匀性越发明显,其迎风面的压比不断增加,相应的背风面锥形激波波后压比减弱明显。该特征导致圆锥激波波后不均匀特征增强,高超声速来流将偏离所在锥切面,由迎风面高压区向背风面低压区流动。

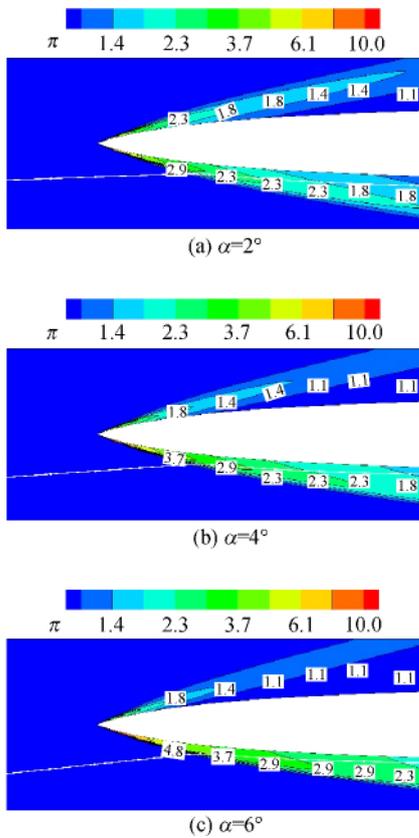


图 3 正攻角圆锥流场压比分布云图(对称面)

Fig. 3 Pressure ratio contours of the curved cone flow field at positive angles of attack (symmetry plane)

图 4 为圆锥流场在不同攻角下  $X/L=0.5$  横截面的压比分布图,从中可更明显地看出攻角对波后流场的影响。随着攻角的增大,波后压比非

均匀性逐渐增加。由图 4(a)给出的  $Y-Z$  向二次流线可以发现,在零攻角条件下,气流具有轴对称的流动特征,仅在锥切面内流动。而随着攻角增大, $Y-Z$  向的二次流线出现了上洗特征,且该特征随攻角增大而愈加明显。从图 4 中也可以看出,当具有攻角时,进气道的设计必须充分考虑圆锥横向流动的影响。

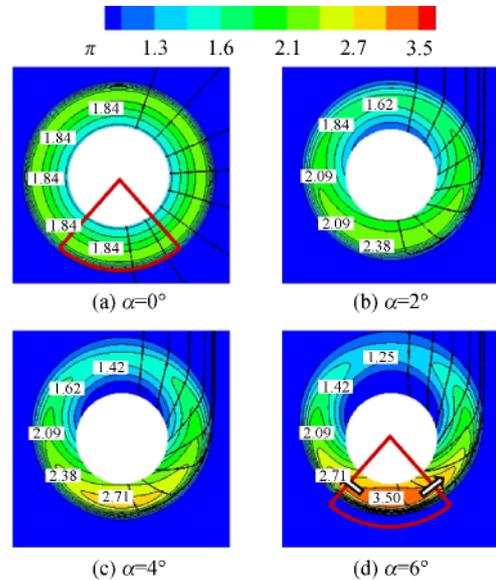


图 4 正攻角圆锥流场压比分布云图(横截面)

Fig. 4 Pressure ratio contours of the curved cone flow field at positive angles of attack (cross sections)

### 1.3 圆锥流场特征对进气道设计的影响

结合 1.1 节和 1.2 节所述,仅从合理使用流场特征角度分析,将进气道靠近锥尖布置可减弱如图 3 所示的圆锥流场下游膨胀扇区对进气道的影响,从而有效利用圆锥前体的前体预压缩。且靠前布置的三维内转进气道能够减小边界层在圆锥前体部分的发展,从而抑制进气道喉道位置的流动分离现象。

此外,考虑到圆锥流场三维向外压缩的特点,为了提高进气道的流量捕获能力,应使其捕获形状与流线发展趋势相一致,即如图 4(a)中红色实现所围扇形区域所示。 $0^\circ$ 攻角下进气道捕获形状侧壁与流线方向完全重合,因此能够实现全流量捕获来流。然而,随着攻角的变化,圆锥流场逐渐出现图 4 所示的非均匀流态,导致流线沿迎风面上洗至背风面,该流态将迫使一体化方案在攻角飞行状态下出现侧壁横向溢流,如图 4(d)中箭头所示。

另一方面,圆锥前体/三维内转进气道的内外

收缩比分配也是影响进气道性能的关键问题。图 5 给出了进气道内外收缩比分配示意图。根据 1.2 节分析,进气道捕获形状(flow capture tube, FCT)建议选用外扩构型,如图 5 中红色扇形区域所示。该捕获形状主要包括两部分:①锥尖顶点至进气道入口的外压缩部分;②进气道入口(inlet inflow)至进气道出口(inlet outflow)的内压缩部分。捕获形状旁的红色箭头表征气流的压缩方向。对比图 5 中内外压缩捕获形状(external/internal FCT)可以发现,外压缩所占面积比例远小于内压缩部分,因此当进气道出口面积确定时,曲锥前体/三维内转进气道一体化方案内收缩比所占比重较大。过大的内收缩比将影响进气道的自启动能力。上述曲锥流场特征对进气道设计的影响因素在开展一体化设计时都将予以重点考虑。

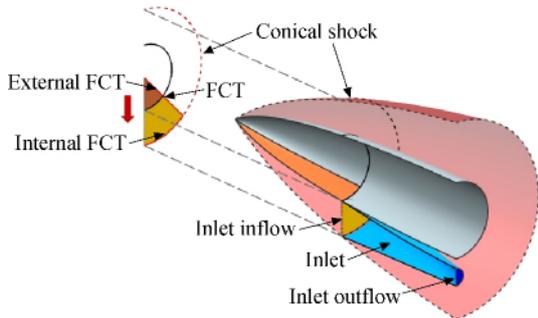


图 5 进气道内外收缩比分配示意图  
Fig. 5 Distribution of internal and external contraction ratios of the inlet

## 2 曲锥前体/三维内转进气道一体化设计

### 2.1 设计方法

曲锥前体/三维内转进气道一体化设计方法主要步骤如下:

1) 确定进气道捕获面积及捕获形状。

如图 6 所示,进气道的捕获形状由曲锥顶点  $O$ 、进气道侧前缘点  $D$ 、侧壁终点  $B$  及进气道唇口点  $A$  决定,因此图 6 中将  $OBA$  所围区域定义为捕获形状(因捕获形状具有对称性,故取其一半进行分析),其中  $DBAC$  所围区域为进气道进口形状。进气道捕获面积由发动机流量需求确定,而捕获形状则主要根据三维内转进气道进口侧壁外扩角  $\theta$ 、进气道捕获形状圆心角  $\delta$  和前体与进气道外压缩段总长度  $L_e$  决定,如图 6 所示。通过合理配置以上参数,可以确定进气道进口形状。图中

标识①、②分别表征两位置的剖面图,两剖面内的流动特征将在下文中进行研究。

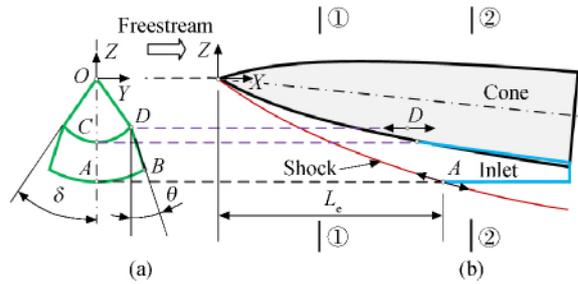


图 6 进气道捕获形状示意图  
Fig. 6 Schematic of the inlet flow capture shape

2) 设计进气道进口三维形状。

如图 7 中进气道捕获面积(inlet capture area)所示,三维内转进气道优点之一是在进气道入口产生的入射激波将进口完全封闭,流体无法穿越激波“泄漏”到进气道外部,从而实现设计状态的全流量捕获来流。借鉴该设计思路,欲使进气道具有高流量捕获特性,曲锥前体与三维内转进气道产生的入射激波应尽量封闭下游三维内转进气道进口。

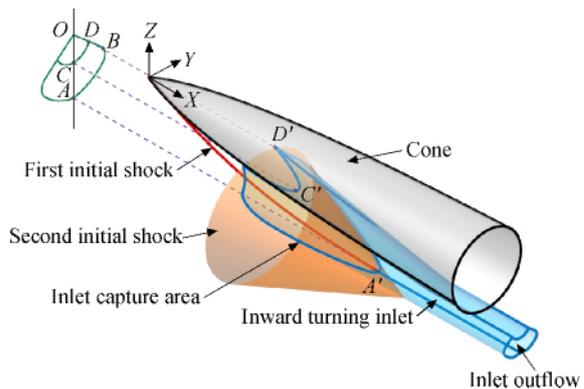


图 7 曲锥前体/三维内转进气道一体化原理图  
Fig. 7 Integrated schematic of curved conical forebody and three-dimensional inward turning inlet

对于本文所研究的曲锥前体/三维内转进气道,图 6 中捕获形状的  $CD$  边用以控制曲锥与进气道的连续过渡,故将  $CD$  边沿流向投影至曲锥表面得到图 7 中的三维形状  $C'D'$ ,即为三维内转进气道进口前缘型线。将  $A$  点投影至曲锥激波面得到唇口点  $A'$ ,并根据  $C'$  点与  $A'$  点的位置及当地平均马赫数确定三维内转进气道入射内锥激波角。将  $ABD$  边投影至三维内锥激波面。至此,获得三维内转进气道进口三维形状如图 7 中  $A'D'C'$  所示。

3) 根据进气道进口三维形状及位置, 生成三维内收缩基本流场, 得到进气道压缩型面。

根据曲锥母线构型及三维内转进气道进口位置, 确定基本流场入口条件。作为初步研究, 本文暂不考虑进气道进口前气流非均匀的影响, 将进气道进口处的马赫数取平均值作为基本流场进口马赫数, 根据上文得到的三维内转进气道入射内锥激波角可确定基本流场初始内锥角, 得到基本流场如图 8 所示, 图中  $x$  为流场流向,  $y$  为流场径向,  $x, y$  分别用内收缩基本流场进口直径  $R_0$  进行无量纲化。

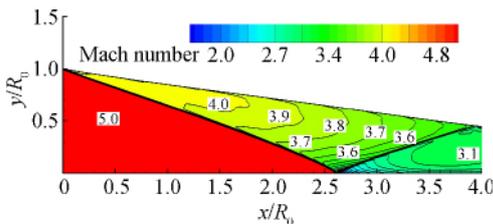


图 8 基本流场马赫数分布云图

Fig. 8 Mach number contour of basic flow field

以进气道进口形状为基础在图 8 所示的基本流场中进行流线追踪并于入射激波处截断, 得到能够与曲锥前体匹配良好的三维内转进气道构型如图 9 所示。

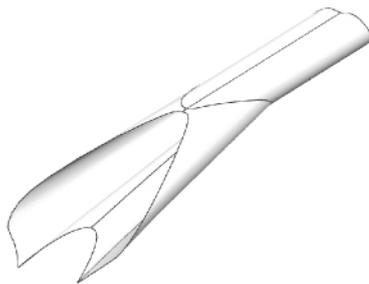


图 9 三维内转进气道结构示意图

Fig. 9 Schematic of the three-dimensional inward turning inlet

通过以上步骤能够初步得到曲锥前体三维内转进气道一体化方案, 然而, 由于曲锥前体与三维内转进气道压缩形式上的不同, 上游前体流场将对下游进气道产生较大的影响。因此, 如何设计曲锥前体条件下的进气道捕获形状仍然是此类一体化设计的重点问题。利用本节所述设计过程, 在 2.2 节中将重点分析影响进气道性能的捕获形状设计要素。

## 2.2 曲锥前体/三维内转进气道捕获形状设计要素分析

曲锥前体/三维内转进气道几何布局如图 7 所示, 三维内转进气道位于曲锥前体腹部位置。内转进气道进口侧壁外扩角  $\theta$  的大小决定了进气道流量捕获特性和进气道内收缩段内的波系结构; 捕获形状圆心角  $\delta$  将影响进气道进口形状及进气道内压缩通道的压缩形式; 前体与进气道外压缩段总长度  $L_e$ 。则决定了进气道在曲锥前体条件下的布局位置和进气道进口截面宽高比, 且受曲锥前体预压缩攻角特性的影响, 不同的  $L_e$  对应不同的进气道进口截面压比和总压恢复系数。

### 2.2.1 内转进气道进口侧壁外扩角 $\theta$ 的影响

为准确分析进气道进口侧壁外扩角  $\theta$  对进气道性能的影响, 本节将前体与进气道外压缩段总长度  $L_e$  和捕获形状圆心角  $\delta$  设为固定值。在图 7 中表现为 ODA 点确定, 通过 B 点位置的改变研究侧壁外扩角  $\theta$  对进气道流量捕获特性的影响规律。

研究  $\theta$  大小对进气道压缩特征的影响, 选取  $\theta < 0^\circ$  (图 10(a)),  $\theta = 0^\circ$  (图 10(b)),  $\theta > 0^\circ$  (图 10(c)) 三类典型的进口形状进行分析。图 10 中三种不同捕获形状的进气道内通道波系结构区别较大, 图 10(a) 和图 10(b) 因四周向内压缩的规律较为一致, 故有利于构造三维均匀向内压缩的波系结构。而图 10(c) 所示进口侧壁压缩将强于上下壁面压缩, 导致进气道内通道侧压激波过强, 内转进气道的三维压缩特性减弱。

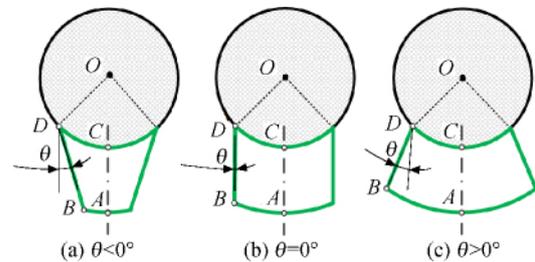


图 10 侧壁外扩角定义图

Fig. 10 Definition of the expansion angle of side wall

表 1 给出了侧壁外扩角  $\theta$  对进气道流量捕获系数  $\phi$  的影响规律。可以发现, 随着  $\theta$  由负值向正值过渡, 进气道的流量捕获系数呈不断上升的趋势。当  $\theta < 0^\circ$  或  $\theta = 0^\circ$  时, 进气道流量捕获系数始终不高于 0.80; 而当  $\theta > 0^\circ$  时, 该值能够达到 0.90 以上。因此, 应使进气道侧壁外扩角  $\theta$  为正

值,构造外扩形式的进气道进口形状,以提高进气道的流量捕获能力。

表 1 进气道流量捕获系数随侧壁外扩角变化  
Table 1 Mass flow rates coefficient of inlet varying with the expansion angle of side wall

$\theta/(\text{°})$	$\Phi$
$<0(-15)$	0.60
$=0$	0.80
$>0(20)$	0.93

### 2.2.2 捕获形状圆心角 $\delta$ 的影响

在研究捕获形状圆心角  $\delta$  的影响规律时,首先运用 2.2.1 节的结论,使外扩角  $\theta > 0^\circ$ 。 $\delta$  对进气道捕获形状的几何影响,主要表现为  $\delta$  过大使进气道进口宽高比增加,增强了进气道内的侧壁压缩。此外,当捕获面积确定时, $\delta$  的减小将使得外压缩段总长度  $L_e$  增加,进而影响进气道的流量捕获特性,这点将在 2.2.3 节详细说明。

本文对相同外压缩段总长度  $L_e$  条件下圆心角  $\delta$  对进气道流量捕获能力的影响进行评估,其中  $\delta$  角取值为  $5^\circ$  至  $35^\circ$ (取捕获形状的一半进行分析)。不同圆心角  $\delta$  对应流量捕获系数( $\phi$ )如图 11 所示。可以发现,捕获形状圆心角  $\delta$  对进气道流量捕获特性的影响较小,进气道流量捕获系数均保持在 0.89 附近。该特性表明具有攻角的曲锥流场会导致气流偏离其锥切面,产生溢流;且在任意锥切面内的溢流程度较为一致,不同的圆心角  $\delta$  所对应的流量捕获能力较为相似。因此,在选取圆心角  $\delta$  时可主要考虑其对进气道进口宽高比的影响。

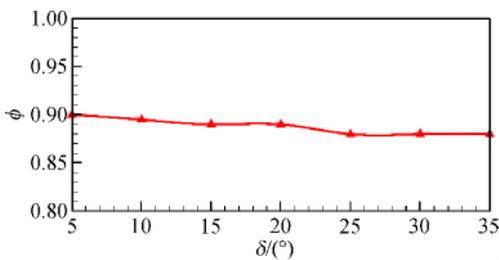


图 11 进气道流量捕获系数随圆心角的变化趋势  
Fig. 11 Mass flow rate coefficient of inlet varying with the central angle

### 2.2.3 外压缩段总长度 $L_e$ 的影响

根据前文分析,本文在研究外压缩段总长度  $L_e$  之前,首先将侧壁外扩角  $\theta$  定义为正值。所获

捕获形状如图 6(a) 所示。图 6(b) 给出了各参数之间的对应关系,其中外压缩段总长度  $L_e$  主要由唇口点 A 的轴向位置决定,为避免进气道产生唇罩溢流,唇口点 A 首先必须位于激波曲线之上。

同样首先从几何外形上分析,分别将唇口点 A 布置于图 6 所示 ①-①, ②-② 两截面内且保证捕获面积  $A_{cap}$  相等,得到捕获形状如图 12 所示。可以发现,随着点 A 沿激波曲线向下游移动,外压缩段总长度  $L_e$  与捕获形状径向距离 OA 都逐渐增大,而圆心角  $\delta$  将减小。

选取不同位置的点 A 作为进气道唇口点,对应的进气道进口压比( $\pi$ )分布如图 13 所示。可以看出,由于曲锥压缩型面的影响,进气道进口流场压比呈现中间高两侧低的趋势。而且随着唇口点 A 向下游移动,捕获形状径向距离越大,进气道宽

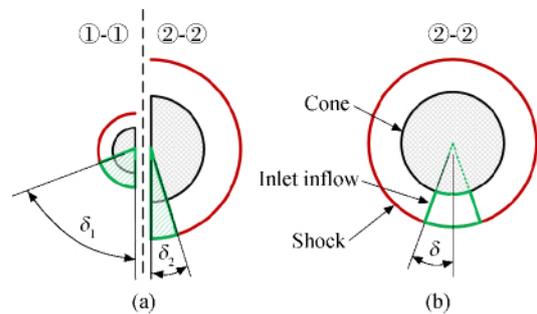


图 12 进气道捕获形状随外压缩段总长度的变化规律示意图

Fig. 12 Schematic of the effect of the external compression surface length on inlet flow capture shape

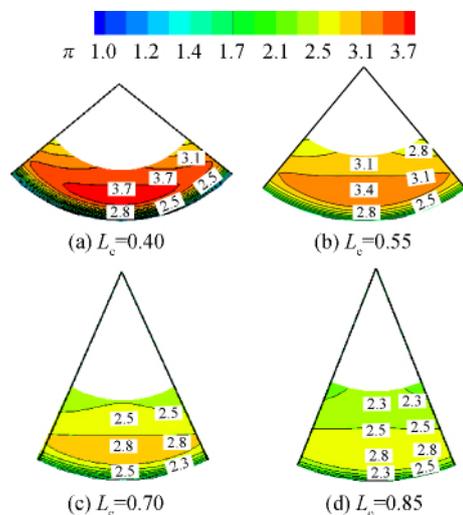


图 13 进气道进口压比分布随外压缩段总长度变化  
Fig. 13 Pressure ratio distribution of inlet inflow varying with the external compression surface length

高比越小, 压升越小且梯度越大。从图 13 也能看出, 进气道进口压比的平均值亦随唇口点 A 向下游移动而减小。

本文对不同外压缩段总长度  $L_e$  情况下的进气道在  $6^\circ$  攻角时的流量捕获特性进行评估, 图 14 红色实线表征相同捕获面积  $A_{cap}$  情况下流量捕获系数随外压缩段总长度  $L_e$  的变化规律。由图可知, 增大外压缩段总长度  $L_e$  将导致进气道在具有相同攻角时的流量捕获系数明显下降。因此外压缩段总长度  $L_e$  不能过大, 即确保唇口点 A 的位置应向上游移动。

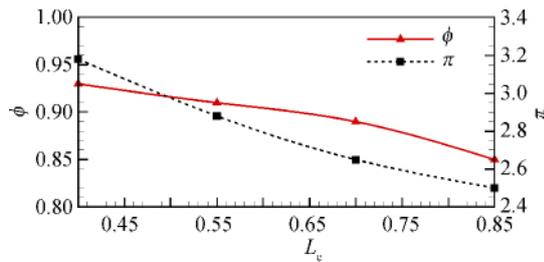


图 14 进气道进口压比与流量捕获系数随外压缩段总长度的变化规律 ( $\alpha=6^\circ$ )

Fig. 14 Pressure ratio of inlet inflow and the mass flow rate coefficient varying with the external compression surface length ( $\alpha=6^\circ$ )

本文建议将唇口点 A 的位置定于  $0.5L \sim 0.6L$  之间, 可使得进气道具备较高流量捕获能力的同时, 确保内流通道能够获得更加均匀的三维压缩。

### 3 曲锥前体/进气道一体化应用实例与性能分析

#### 3.1 应用实例

图 15 为采用上述设计方法得到的曲锥前体/三维内转进气道。来流马赫数  $Ma_{in}=6.0$ , 进口面积  $A_{real}=0.24\text{ m}^2$ , 总收缩比  $R_c=5.5$ , 考虑到一体化方案的攻角特性, 取设计攻角  $\alpha=3^\circ$ 。

#### 3.2 数值模拟方法及算例验证

本文针对图 15 所示曲锥前体/三维内转进气道方案在设计与非设计状态下分别进行了全黏性的 N-S 方程数值求解。无黏通量采用 2 阶 Upwind 的 Roe-FDS (Roe's flux difference splitting) 格式, 湍流模型采用  $k-\omega$  SST (shear stress transport) 两方程模型。考虑到气体的高温效应, 计算中采用考虑变比热比的热完全气体模型。分子黏

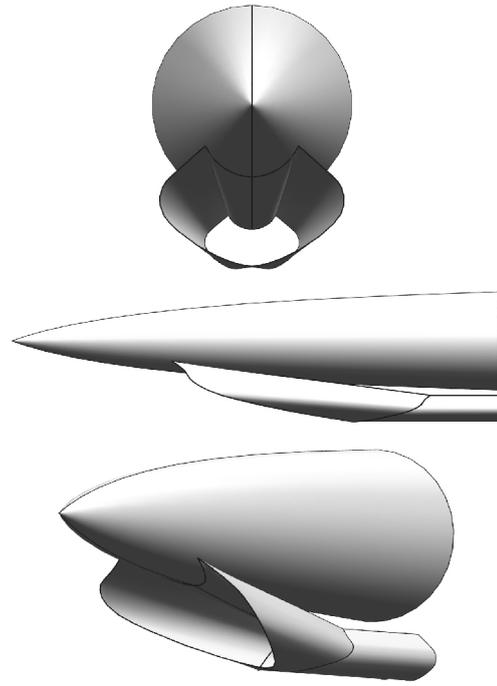


图 15 一体化方案三维视图

Fig. 15 Three-dimensional view of the integrated scheme

度采用 Sutherland 公式计算, 对壁面取绝热无滑移、固体边界条件, 进出口采用压力远场和压力出口边界条件。当各残差指标下降至少三个数量级, 且出口流量基本维持不变时, 可判定计算收敛。

为了检验所采用计算方法的可靠性, 对图 16 中所示的双椭球模型进行了数值模拟, 该算例涉及攻角对表面压力分布的影响, 文献 [17] 中给出了在表 2 条件下的试验数据, 表中  $Re$  为雷诺数,  $T_{in}^*$  为进口总温,  $p_{in}^*$  为进口总压。

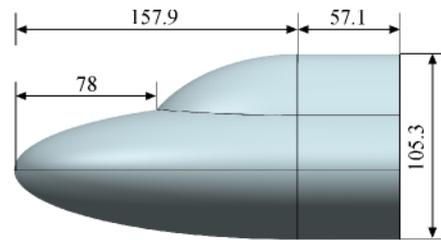


图 16 双椭球模型示意图 (单位: mm)

Fig. 16 Sketch of the double ellipsoid model (unit: mm)

表 2 双椭球模型主要试验参数  
Table 2 Test parameters of the double ellipsoid

$Ma_{in}$	$Re/10^7\text{ m}^{-1}$	$T_{in}^*/\text{K}$	$p_{in}^*/\text{MPa}$	$\alpha/(\circ)$
8.02	1.98	720	8.5	-5, 0, 10

由于本文涉及一体化方案的攻角特征,因此在算例验证中将同时校验双椭球模型在 $-5^\circ$ 、 $0^\circ$ 、 $10^\circ$ 攻角条件下的壁面压力分布。计算与试验得到的壁面沿程静压分布如图 17 所示,图中横坐标 $x'$ 为以双椭球模型前缘为起点的流向距离, $p_2^*$ 为正激波后流场总压。

从图 17 可以看出,在不同攻角状态下本文计算得到的结果与试验数据吻合良好。这表明本文使用的仿真方法是可行的。

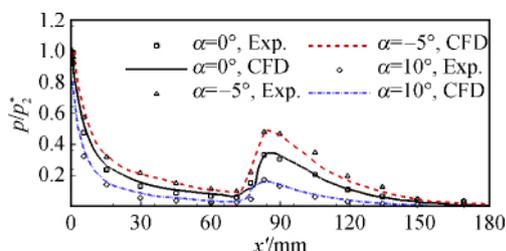


图 17 壁面沿程压力分布

Fig. 17 Pressure distribution along the wall

### 3.3 流场结构分析

图 18 给出了曲锥前体/三维内转进气道方案的沿程各截面马赫数分布。可以看出,均匀来流在曲锥前缘产生一道圆锥入射激波,因入射激波具有向外扩展的特性,因此在进气道进口处,初始入射激波未能完全封闭进气道入口,造成少量横向溢流。但入射激波能够完全封闭进气道唇罩,因此确保进气道不产生额外的唇罩溢流,在保证进气道捕获流量系数的同时,减小了溢流阻力。高超声速来流经过前体曲锥激波压缩后,在进气道进口处产生三维内锥入射激波。该入射激波具有典型的三维内收缩激波的特征,表现为逐渐向中心汇聚,并与一体化方案交于唇口附近。

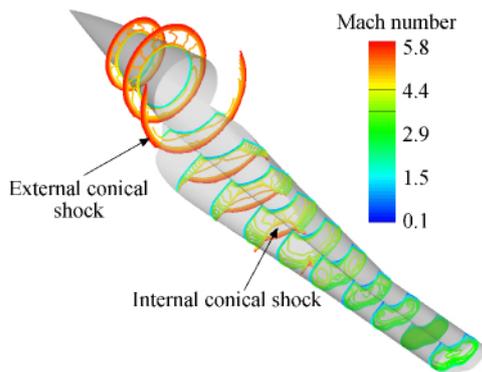


图 18 一体化方案三维切面马赫数云图

Fig. 18 Mach number contour of cross three-dimensional sections of integrated configuration

图 19 为设计点曲锥前体/三维内转进气道方案的对称面流场马赫数等值图,其流场由三道激波组成,包括曲锥前体入射外锥激波、三维内转进气道入射内锥激波及唇口反射激波。其中唇口反射激波与上壁面附面层相互作用产生了低能涡流并向下游发展。

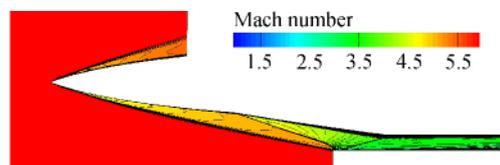


图 19 进气道对称面马赫数分布

Fig. 19 Mach number contour on the symmetry plane in inlet

### 3.4 进气道出口性能分析

在零攻角状态下对曲锥前体/三维内转进气道进行了全黏性数值模拟,计算结果如表 3 所示。从表中可以看出,由于上文所述设计方法已经很大程度地抑制波后溢流,因此,进气道在设计条件下( $Ma_{in}=6.0$ )流量捕获系数( $\phi$ )能够达到 0.93,且在非设计点( $Ma_{in}=5.0$ )仍能保持约 0.86 的流量捕获能力。

在攻角状态下对曲锥前体/三维内转进气道一体化方案进行了全黏性数值模拟,计算结果如表 4 所示。在 $3^\circ$ 攻角时,对称面内的波系结构有所增加,因此在喉道处的压比上升,出口马赫数下降。且随着攻角的继续加大,上述流场变化得到进一步增强。 $6^\circ$ 攻角时的出口压比为 22.56 相较于 $0^\circ$ 攻角时 15.26 的出口压比增长了约 48%,而出口马赫数也从 $0^\circ$ 时的 3.20 降为 2.91。进气道流量捕获系数不断上升,当攻角为 $6^\circ$ 时能够捕获设计来流流量的 125%。总体而言,该进气道方案的流量捕获系数及总压恢复系数 $\epsilon$ 在零攻角状态及攻角状态下均能够保持在较高水平。需要说明的是,本文流量捕获系数均以零攻角工况时的理论捕获流量作为分母进行计算。

表 3 进气道出口性能( $\alpha=0^\circ$ )

Table 3 Performance of the inlet outflow ( $\alpha=0^\circ$ )

$Ma_{in}$	$\alpha/(\circ)$	$\phi$	$Ma_{out}$	$\pi$	$\epsilon$
7.0	0	0.98	3.61	16.13	0.52
6.0	0	0.93	3.20	15.26	0.61
5.0	0	0.86	2.98	11.13	0.77

表 4 进气道出口性能 ( $\alpha \geq 0^\circ$ )Table 4 Performance of the inlet outflow ( $\alpha \geq 0^\circ$ )

$Ma_{in}$	$\alpha/(\circ)$	$\phi$	$Ma_{out}$	$\pi$	$\epsilon$
6.0	0	0.93	3.20	15.26	0.61
6.0	3	1.08	3.04	18.41	0.58
6.0	6	1.25	2.91	22.56	0.53

#### 4 与典型二维前体混压式进气道方案性能对比分析

采用典型的二维前体混压式进气道与本文所研究设计方法进行对比, 两类方案在设计时遵循捕获面积、设计飞行高度、来流马赫数相同且同时保证两方案  $Ma_{in}=6.0$  时隔离段出口马赫数大致相同。以上约束基本确定了进气道捕获流量、设计点以及总收缩比等设计条件, 以此提高两方案的可比性。

根据以上设计条件设计了二维前体混压式进气道模型如图 20 所示, 该模型具有包括前体在内的四道转折角, 采用斜激波最优设计理论生成压缩型面。此外, 为减小二维进气道 (2-D inlet) 的横向溢流损失以更加准确地比较两方案, 对进气道压缩型面进行了加宽处理, 总加宽尺寸为  $1/2$  进气道宽度, 如图 20 所示。加宽后, 进气道性能将明显优于常规方案<sup>[18]</sup>。对比两方案几何构型可以得出, 在容积率方面, 曲锥前体相较于二维前体将具有较大的优势。此外, 曲锥构型同时降低了结构实现的难度。

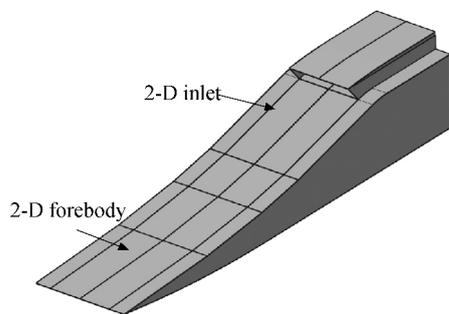


图 20 二维前体混压式进气道模型

Fig. 20 Two-dimensional forebody/inlet model

对图 20 所示模型进行全三维数值模拟得到表 5, 对比表 3 可知, 因为两方案在设计之初遵循了相同的设计要求, 所以在设计马赫数 ( $Ma_{in}=6.0$ ) 状态时隔离段出口马赫数相差较小。此外, 对二维前体混压式进气道进行加宽处理后设计点

流量捕获系数能够达到 0.88, 但相对于具有三维内收缩特性的曲锥方案, 仍然存在一定的差距。

表 5 二维前体混压式进气道出口性能 ( $\alpha=0^\circ$ )Table 5 Outflow performance of the two-dimensional forebody/inlet ( $\alpha=0^\circ$ )

$Ma_{in}$	$\alpha/(\circ)$	$\phi$	$Ma_{out}$	$\pi$	$\epsilon$
7.0	0	0.93	3.59	15.52	0.35
6.0	0	0.88	3.16	14.63	0.50
5.0	0	0.75	2.97	9.26	0.61

在低来流马赫数状态下, 因入射激波偏离唇口, 进气道产出唇罩溢流, 两类前体进气道流量捕获系数均有下降。此外, 虽然曲锥前体/三维内转进气道前缘为外压缩锥激波产生了一定的流量损失, 但该方案仍然继承了三维内转进气道固有的高流量捕获能力, 从表 5 中可以发现在  $Ma_{in}=5.0$  时二维前体混压式进气道相比曲锥前体/三维内转进气道流量捕获系数降低了约 11%, 远大于  $Ma_{in}=6.0$  时的流量差。该趋势随着来流马赫数的降低将更为明显。由于流量捕获能力上的优势, 曲锥前体/三维内转进气道各状态点下的总压恢复系数均优于二维前体方案。因此, 在几何结构上曲锥前体/三维内转进气道方案具有容积率大、结构简单等优点。在气动性能上, 相比于常规的二维压缩方式, 曲锥前体/三维内转进气道能够更好地兼顾设计与非设计状态下的气动性能。

#### 5 结 论

本文首先研究了曲锥前体的流动特征。其次, 提出具有高流量捕获能力的曲锥前体/三维内转进气道设计方法, 并分析了具有攻角时三维内转进气道侧壁外扩角  $\theta$ 、捕获形状圆心角  $\delta$ 、外压缩段总长度  $L$ 。对曲锥前体/三维内转进气道的几何外形和气动性能的影响规律。最后, 在给定设计条件下, 设计了一种曲锥前体/三维内转进气道方案, 并对其数值模拟研究, 得出以下结论:

1) 当侧壁外扩角  $\theta$  为正值时捕获形状呈外扩构型, 该构型有助于进气道实现高流量捕获。捕获形状圆心角  $\delta$  对进气道的影响主要表现在改变进口形状宽高比上, 对进气道流量捕获性能的影响很小。

2) 当绝对捕获流量确定时, 外压缩段总长度  $L$  是影响进气道性能的一个重要参数, 将决定进

气道捕获形状的宽高比,且外压缩段总长度  $L_e$  越长,进气道流量捕获系数越低,外压缩段压比越小。

3) 圆锥前体/三维内转进气道一体化方案数值模拟结果显示,在设计来流马赫数下进气道流量捕获系数能够达到 0.93,且具有 0.61 的总压恢复系数;在非设计点 ( $Ma_{in}=5.0$ ) 进气道流量捕获系数能够保持在 0.86,总压恢复系数为 0.77,较好地保证了进气道的高性能要求。

## 参考文献:

- [1] KURANOV A, KORABELNIKOV A. Atmospheric cruise flight challenges for hypersonic vehicles under the ajax concept[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(6): 1229-1247.
- [2] NONWEILER T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicle[J]. Aeronautical Journal, 1959, 63(585): 521-528.
- [3] SOBIECZKY H, DOUGHERTY F C, JONES K. Hypersonic waverider design from given shock waves[C]// Proceedings of International Hypersonic Waverider Symposium. Washington DC: University of Maryland, 1990.
- [4] 尤延铖, 梁德旺, 郭荣伟, 等. 高超声速三维内收缩式进气道/乘波前体一体化设计研究评述[J]. 力学进展, 2009, 39(5): 513-525.  
YOU Yancheng, LIANG Dewang, GUO Rongwei, et al. Overview of the integration of three-dimensional inward turning hypersonic inlet and waverider forebody[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(5): 513-525. (in Chinese)
- [5] FERGUSON F. A design concept for the construction of a complete hypersonic vehicle from 2D flowfields [R]. NAG1-880, 2005.
- [6] TAKASHIMA N, LEWIS M J. Waverider configuration development for the dual fuel vehicle[R]. AIAA 96-4593, 1996.
- [7] YOU Y. Dual waverider concept for the integration of hypersonic inward-turning inlet and airframe forebody[R]. AIAA-2009-7421, 2009.
- [8] LI Y, YOU Y. Integration methodology for waverider-derived hypersonic inlet and vehicle forebody[R]. AIAA-2014-3229, 2014.
- [9] KOTHARI A, TARPLEY C, MCLAUGHLIN T, et al. Hypersonic vehicle design using inward turning flow fields[R]. AIAA 96-2552, 1996.
- [10] 尤延铖, 梁德旺. 基于内乘波概念的三维变截面高超声速进气道[J]. 中国科学(E辑: 技术科学), 2009, 39(8): 1483-1494.  
YOU Yancheng, LIANG Dewang. Design concept of three-dimensional section controllable internal waverider hypersonic inlet[J]. Science in China (Series E: Technologica), 2009, 39(8): 1483-1494. (in Chinese)
- [11] WEBSTER F, BUCY J. ASALM-PTV chin inlet technology overview advanced strategic air launched missile propulsion technology validation of integral rocket/ramjet[R]. AIAA 79-1240, 1979.
- [12] FLEEMAN E L. Tactical missile design[M]. Reston, US: AIAA, 2001.
- [13] REGGIORI A. Lift and drag of a wing-cone configuration in hypersonic flow[J]. AIAA Journal, 1971, 9(4): 744-745.
- [14] SMART M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular-to-elliptical shape transition[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(3): 408-416.
- [15] GOLLAN R, SMART M K. Design of modular shape-transition inlets for a conical hypersonic vehicle[J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(4): 832-838.
- [16] DENG X, WANG Y. Asymmetric vortices flow over slender body and its active control at high angle of attack[J]. Acta Mechanica Sinica, 2004, 20(6): 567-579.
- [17] 李素循, 陈永康, 李玉林, 等. 典型外形高超声速流动特性[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [18] 袁化成, 郭荣伟. 一种前体加宽型高超声速进气道试验方案研究[J]. 航空学报, 2012, 33(4): 617-624.  
YUAN Huacheng, GUO Rongwei. Investigation of an experiment project of hypersonic inlet with different forebody widths[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(4): 617-624. (in Chinese)

(编辑: 陈越)