

零附加阻力超声速变几何轴对称进气道设计

南向军, 张 浩
(中国航天科技集团有限公司 西安航天动力研究所, 西安 710100)

摘 要: 为了解决进气道压缩量与来流马赫数在宽马赫数工作范围匹配难的问题,开展了流量几乎可以全捕获的变几何进气道设计探索研究,从气动理论分析得到进气道设计需满足的理论关系式,据此开展了进气道气动型面设计,并研究了相应的变几何调节规律,利用数值模拟研究了进气道的气动性能,来流马赫数在 1.2~4.0 范围内流量系数可以达到 0.99 以上。初步研究表明通过精确匹配来流马赫数、收缩比和变几何调节规律,可以获得宽范围内流量全捕获的进气道气动型面,设计的唇口压缩面具有“S”形特征。

关 键 词: 轴对称进气道; 变几何; 零附加阻力; 气动设计; 流量全捕获

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Design of supersonic axisymmetric variable geometric inlet with zero additional drag

NAN Xiangjun, ZHANG Hao
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to solve a difficult problem of inlet that its compression doesn't well match with free Mach number within large Mach number range, an inlet with total mass capture was explored. Theory relations that should be met in inlet design process were obtained according to aerodynamics analysis. Based on these relations, an inlet example was designed and its variable geometry law was gotten. Numerical simulation was used to research the flowfield and performance of the inlet, whose mass flow rate could be over 0.99 from Mach number 1.2 to 4.0. Preliminary results show that an inlet with total mass flow capture within wide Mach number can be designed by matching the free Mach number, contraction ratio and variable geometry law exactly, and cowl wall shape has characteristic of "S".

Key words: axisymmetric inlet; variable geometry; zero additional drag; aerodynamics design; total mass flow capture

吸气式动力技术的迅猛发展大大带动了进气道设计技术。这种动力利用大气中的氧气参与燃烧,不需要自带氧化剂,具有较高的比冲性能,如航空发动机、冲压发动机、超燃冲压发动机等。由于比冲高,便于长航时、大航程的飞行器使用。正是看到这一优势,吸气式火箭发动机也成为一

主要的研究方向。

经过数十年的发展,吸气式火箭以英国反应公司提出的 SABRE (synergetic air-breathing rocket engine) 发动机^[1-3]为典型代表,这种发动

机通过对来流空气进行预冷,经过高压比压气机压缩,获得的低温高压空气与氢在推力室中燃烧,产生推力。国内针对这类动力也开展了初步的研究工作,文献[4]在 SABRE 发动机的基础上,优化发动机工作过程,提出了一种更接近工程实际的 PATR(pre-cooling air turbo rocket)发动机概念。另外,还在发动机性能^[5]、微通道换热^[6]及强预冷技术^[7]等方面开展了研究工作。

这类发动机主要采用了轴对称变几何进气道,通过移动调节实现进气道的宽范围工作。轴对称进气道是出现较早的一种进气道形式,早已大量用于战斗机设计,工作马赫数范围为 $Ma_0=0\sim3.5$,如我国歼 7、歼 8 战斗机、美国黑鸟 SR-71 侦察机等,多采用移动中心锥实现宽范围工作。亚燃冲压发动机也主要采用轴对称进气道,工作马赫数范围为 $Ma_0=2.0\sim4.0$ 。超燃冲压发动机研究早期,也采用了轴对称进气道,如美国的 HRE(hypersonic research engine)项目^[8-9]、美国的高超声速飞行(HyFLy)计划^[10]、俄罗斯中央航空发动机研究院(CIAM)^[11]的超燃冲压发动机等。针对高超声速动力的轴对称进气道工作范围主要在 $Ma_0=4.0\sim7.0$ 范围^[12-14]。从研究情况看,轴对称进气道的研究主要针对不同的发动机的速度需求开展工作。从进气道压缩形式上看,超声速轴对称进气道工作马赫数低,多采用单级压缩形式。至高超声速,则采用多级锥或曲面压缩以提升气动性能。

预冷类发动机对轴对称进气道的工作范围提出了新的需求,其工作范围跨越亚声速、跨声速、超声速甚至高超声速范围,且需要尽可能高的流量捕获能力。此外,工作范围从零到高超声速范围工作的组合循环发动机已有多种概念,如 ATREX(air turbo ramjet engine with expander cycle)发动机^[15-16]、TBCC(turbine based combined cycle)发动机、RBCC(rocket based combined cycle)发动机等。可见,研究从零至高超声速的轴对称进气道成为必需的一项关键的支撑技术,近年来也出现了一些这方面的研究文献[17-18]。

从研究情况可知,拓宽进气道工作范围主要有两种方法,一是通过移动中心锥,在较低来流马赫数增大溢流以实现起动;另一种是在较低来流马赫数通过主动放气实现溢流,从而达到拓宽工作范围的目的。这两种方法均是以牺牲流量为代价,以实现工作范围的下拓。

从宽范围工作发动机的工作原理看,空气流

量是一个重要参数,对空气流量的捕获与利用率不仅影响着发动机的经济性,也决定着发动机的推力量级。从发动机性能角度出发,急需一种可实现全流量捕获(零附加阻力)的轴对称进气道,同时尽可能的匹配发动机所需的空气流量和相应的压缩量。针对这一应用目标,本文开展了一种变几何轴对称进气道研究,从优化气动型面入手,期望获得一种有效的气动设计方法。

1 轴对称进气道气动设计原理

图 1 给出了变几何轴对称进气道的设计原理图。进气道型面由外压段、内压段和扩压段构成。通过移动中心锥进行几何调节,通过匹配设计气动压缩面,实现压缩量、面积收缩比与来流马赫数的良好匹配,从而实现全流量捕获,达到零附加阻力的目的。其核心在于内压段气动型面的设计,在特定移动变几何规律的约束下,实现面积收缩比与气动压缩量的良好匹配。

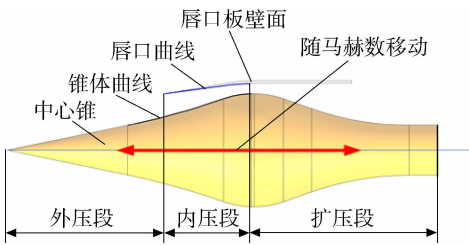


图 1 进气道气动设计原理

Fig. 1 Aerodynamics design principle of inlet

1.1 曲面锥压缩面

研究表明,初始压缩角较小,压缩角逐渐增大的压缩面具有较优的压缩性能^[15]。通过分析多种代数方程后确定了能构造出这种特征的代数方程,表达式如下:

$$r(x) = kx^n + \tan\theta \cdot x$$

其中 k 为系数, n 为指数, θ 为压缩面初始半锥角。系数和指数可以作为设计参数来调整压缩面的形状。

为了研究该方程的合理性,选取了一组设计参数开展了型线设计,其中各参数取值见表 1。其中 θ 为初始半锥角, $\theta_{\max}$ 为终止最大半锥角, Ma_0 、 p_0 、 T_0 为来流马赫数、静压及静温。

按此设计的曲面压缩面以及 $Ma_0=4$ 时来流状态的压力分布如图 2 所示。可见,压缩面的压缩角逐渐增大,由此产生的压力分布也具有类似特征。

表 1 设计参数及来流条件

Table 1 Design parameters and free stream condition

设计参数	数值
k	0.1
n	2.0
$\theta/(^{\circ})$	8.5
$\theta_{\max}/(^{\circ})$	20
Ma_0	4
p_0/Pa	8847
T_0/K	216.65

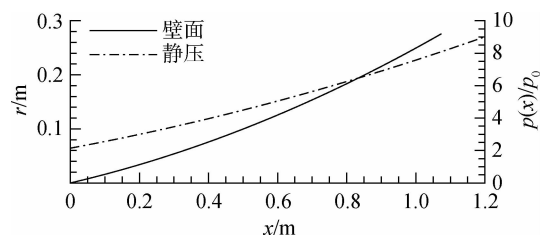


图 2 曲面压缩面和静压分布

Fig. 2 Curved compression wall and static pressure distribution

1.2 喉道面积自适应的内压段型面

宽范围进气道的设计,一般均通过变几何来提升低马赫数的流量捕获能力。然而,流量捕获能力的提高不仅取决于溢流窗的大小,其根本决定因素为喉道面积。因此,设计高捕获能力的宽范围进气道时,需通过变几何来实现喉道面积的变化,并且喉道面积的变化规律必须与来流条件相匹配。

内涵道设计的核心在于内压段的型面设计,既要保证内压段流场结构良好,还要保证通过移动调节实现喉道面积与来流马赫数的匹配。通过一维理论计算来简单地分析喉道面积与来流马赫数的理论关系。假设在工作范围内进气道的流量系数恒定,则由连续方程有

$$\dot{m} = K \frac{p_0^*}{\sqrt{T^*}} q(Ma_0) A_0 = K \frac{p_t^*}{\sqrt{T^*}} q(Ma_t) A_t \tag{1}$$

其中 $\dot{m}$ 为质量流量, K 为常数, p^* 为总压, T^* 为总温, $q(Ma)$ 为无量纲密流, A 为面积。下标 0 表示自由来流,下标 t 表示喉道截面,故有

$$A_t = \frac{q(Ma_0)}{q(Ma_t)} \cdot \frac{A_0}{\sigma_t} \tag{2}$$

其中总压恢复系数 σ 和喉道马赫数均与来流马赫数有关。对进气道而言,在某一马赫数下的达到

的性能水平基本是明确的,故可以认为

$$\sigma_t = f(Ma_0) \tag{3}$$

$$Ma_t = g(Ma_0) \tag{4}$$

另一方面,对于移动变几何而言,不同的来流马赫数对应不同的移动距离,因此移动距离也是来流马赫数的函数,即

$$\delta x = b(Ma_0) \cdot h_c \tag{5}$$

其中 h_c 表示捕获高度,由此可以得到内压段设计的约束关系式如下:

$$\begin{cases} C_r = \frac{A_0}{A_t} = \frac{q[g(Ma_0)]f(Ma_0)}{q(Ma_0)} \\ \delta x/h_c = b(Ma_0) \end{cases} \tag{6}$$

其中 C_r 为收缩比,这两个关系式即是获得理想面积积分的约束条件,满足这两个关系式才能确保所设计的进气道在移动变几何时实现喉道面积与来流马赫数的匹配。其中收缩比的关系可根据目前进气道的技术水平通过总结分析获得具体表达式,移动距离的关系式通过激波贴口原则获得具体表达式。

一般情况经过进气道压缩,喉道马赫数均低于来流马赫数。而喉道马赫数的理论极小值为 1.0。假设总压恢复系数为 1,可获得进气道收缩比的理论设计走廊,如图 3 所示。实际可用的区域位于上下边界内。考虑到实际上总压恢复均小于 1,且来流马赫数越高,总压恢复越低,实际上可实现的设计区域距上边界存在一定距离。上边界也是理论上可实现的最大压缩量的边界线。

另外当来流马赫数较小时,如小于 2.0,极易引起激波脱体导致进气道不起动。为避免该问题,内压段可能会设计成略扩张的,总收缩比可能会低于 1。

由进气道的气动设计过程可知,内压段面的设计主要是获得收缩比、移动距离和来流马赫数 3 个参数的匹配关系。为此,建立坐标系如图 4

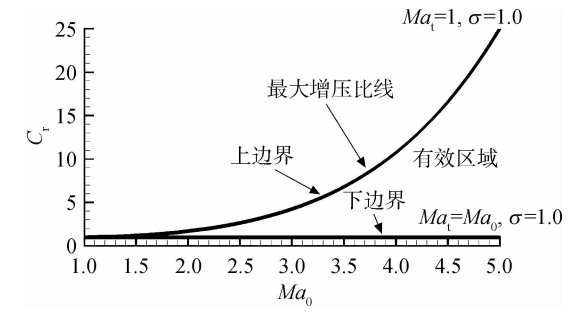


图 3 理论设计走廊

Fig. 3 Theory design journey

所示。其中 h_c 为捕获高度, L_{inlet} 为进气道长度, 点 (x_a, y_a) 为唇口曲线起点, 该处与水平线夹角为 θ_a , (x_1, y_1) 为锥体曲线起点, 该处与外压曲线相切, 切线与水平夹角为 α , (x_2, y_2) 为锥体曲线终点, 该处切线为水平方向。在锥体曲线上任意取

一点 (x, y) , 其距唇口曲线的距离为 l 。对于轴对称流场, 喉道截面实际为圆台的侧表面, 其位置的确定并没有二元那样简单。求解时借助数值计算获得两条曲线构成的内压段的截面面积分布, 面积最小截面即为喉道截面。

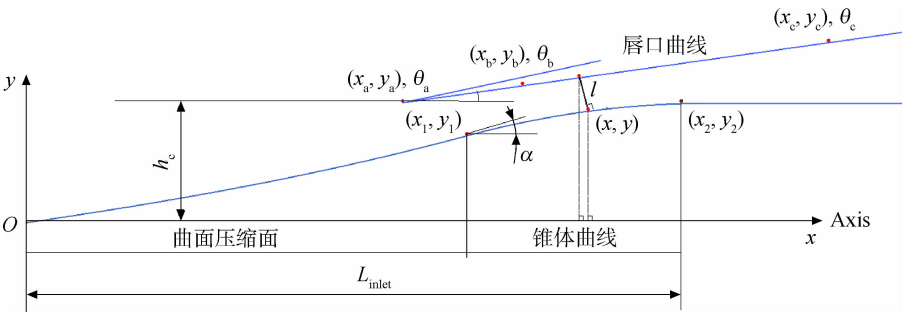


图 4 内压段锥体和唇口曲线计算原理

Fig. 4 Principle of internal part of conic and cowl curve calculating

计算时通过调整两条曲线, 从而得到所需的喉道面积, 同时计算出移动不同距离时的喉道面积, 从而得到移动距离与收缩比之间关系, 如该关系满足预期, 则可确定型线方程, 得到内压段的气动型面。

锥体曲线与常规进气道设计相同, 采用一般的二次曲线来构造。为获得良好的收缩比变化规律, 考虑通过控制唇口型线上 3 个点的位置和斜率来提高型线的设计自由度, 6 个约束条件的引入决定了唇口型线至少为 5 次多项式。五次曲线的引入可以实现唇口型线的多种特征调节, 从而为满足多种约束提供了可能。

内压段型线的数学表达式为

$$r = \sum_{i=0}^5 f_i x^i =$$

$$f_5 x^5 + f_4 x^4 + f_3 x^3 + f_2 x^2 + f_1 x + f_0 \quad (7)$$

$$r_c = A(x_c - B)^2 + C \quad (8)$$

其中方程(7)为唇口曲线方程, 通过 3 个点的坐标和斜率共 6 个方程, 实现封闭, 解出 6 个系数, 获得具体的曲线方程。方程(8)为锥体曲线方程, 下标“c”表示锥体。通过控制起始点的坐标、斜率, 出口点的斜率共 3 个约束, 实现方程组的封闭, 从而解出 3 个系数, 获得具体方程。

由以上可知, 确定两条曲线共需给定 12 个参数, 这些设计参数的引入大大提高了设计方法的灵活性, 有利获得位于设计走廊内的有效解。

2 进气道型面气动设计

2.1 气动型面设计

以工作范围为 $Ma_0 = 1.2 \sim 4.0$ 为例, 开展气

动型面设计。外压段型面采用前文给出的结果, 具体参数见表 1, 内压段锥型线采用二次曲线构造。唇口型线采用五次曲线构造。如图 4 所示, 为确定唇口型线 6 个系数, 于唇口型面起点、中间某处(如 S 弯拐弯处附近)和终点设置 3 个控制点, 给定 3 个点的坐标和斜率即可全部解出 6 个系数。第一个控制点的参数由喉道高度和 $Ma_0 = 4$ 状态的贴口条件确定, 该点的切角可根据设计经验结合关闭时型面不干涉条件综合选取, 取为 8° 。为获得收缩比随马赫数增大而增大的设计目标, 第二控制点切角应小于第一个点, 取为 6° , 其坐标和第三控制点参数可以逐步调整, 通过多次迭代, 求解出收缩比与来流马赫数的关系, 与压缩量的要求对比, 确定具体数值。最终获得了一个设计实例, 内压段具体参数选取见表 2 和表 3。表 2 中的参数为式(8)的 3 个系数, 表 3 中 P_a 、 P_b 和 P_c 表示图 4 中唇口曲线的 3 个点。设计好的气动型面具备较好的收缩比变化规律, 同时具备关闭能力。

按照这组参数计算了唇口型线, 获得了进气道气动型面。 $Ma_0 = 4.0$ 状态的气动型面如图 5 所示, 3 个关键位置如图 6 所示。根据不同来流马

表 2 锥体曲线参数

Table 2 Parameters of conic curve

参数	数值
A	-0.000 697 501
B	800
C	145.404

表 3 唇口型线三个控制点参数

Table 3 Parameters of three control points of cowl wall

控制点	x	y	$\theta/(^{\circ})$
P_a	470	140	8
P_b	681.5	154	6
P_c	1128	217	11

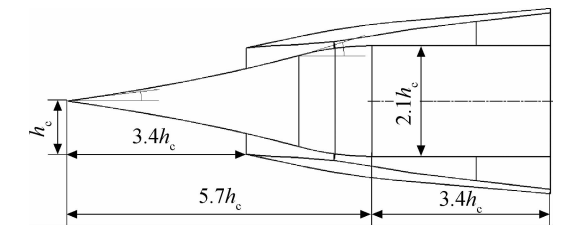


图 5 $Ma_0=4.0$ 状态气动型面

Fig. 5 Aerodynamics configuration of $Ma_0=4.0$

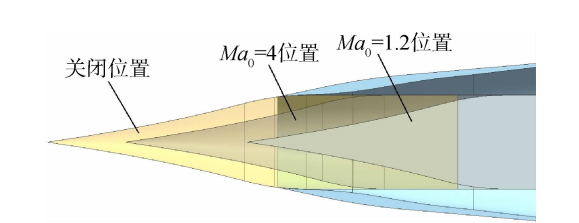


图 6 进气道中心锥的 3 个关键状态

Fig. 6 Three key position of inlet centre cone

赫数均实现激波贴口的原则,得到了移动距离与来流马赫数、收缩比的变化曲线,如图 7 所示。此处移动距离 δx 指当来流马赫数增大时进气道中心锥相对于 $Ma_0=1.2$ 状态位置的移动距离。分析气动型面可知,唇口内型面的压缩角具有由小变大再减小的特征,形状类似“S”形,这是该进气道与传统轴对称进气道的主要区别,也是这类进气道的一个重要特征。

该曲线在马赫数大于 1.75 时位于设计走廊内,在马赫数小于 1.75 时,考虑到总压损失,进气

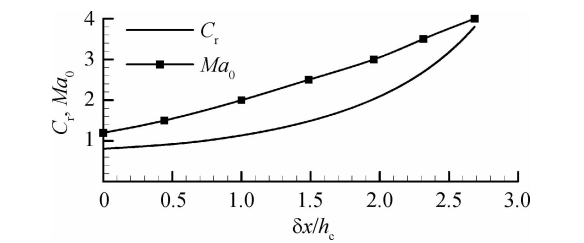


图 7 来流马赫数、收缩比随移动距离的变化规律

Fig. 7 Variable law of incoming Mach number and contraction ratio with sliding distance

道收缩比已小于 1,实际流道是略微扩张的,否则进气道难以实现起动。

2.2 进气道流场结构分析

对内涵道在 $Ma_0=1.2\sim4.0$ 范围典型状态开展了二维黏性数值模拟,利用商业软件进行了网格划分,网格量约 10 万,近壁面进行了网格加密。在 FLUENT 软件中进行了数值模拟,湍流模型为 RNG $k-\epsilon$,流动方程、 k 方程和 ϵ 方程均选择二阶迎风格式离散。近壁面采用标准壁面函数计算。采用苏士兰公式进行黏度计算,流场结构如图 8 所示。

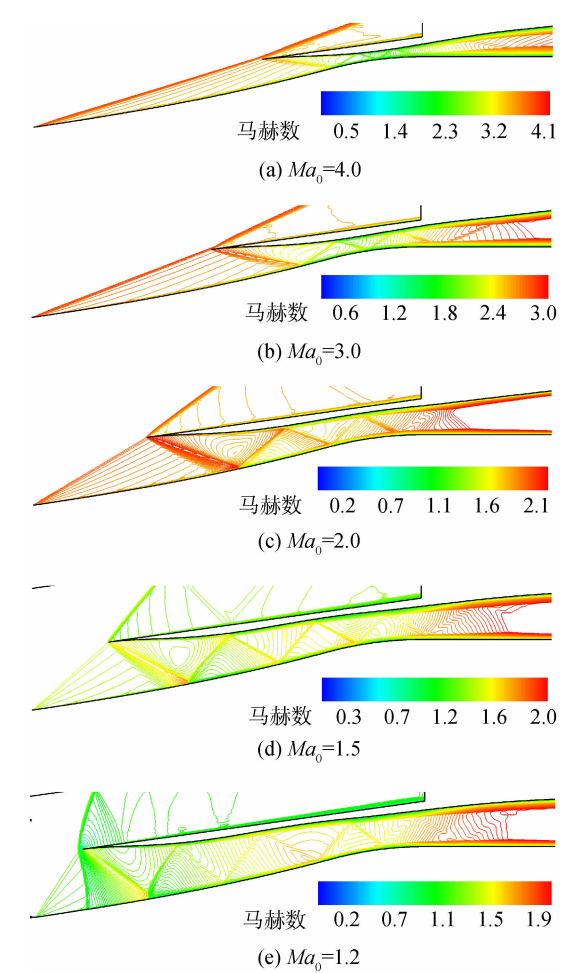


图 8 不同马赫数下进气道流场

Fig. 8 Inlet flowfield in different Mach number

可见,进气道在来流马赫数 1.2~4.0 范围内均可正常起动,且前缘激波基本实现了贴口。在 $Ma_0=1.2$ 时虽然不起动,形成一斜一正的波系结构,但实际上对于如此低的来流状态,该波系是进气道设计时经常采用的经典波系,由于正激波离唇口前缘很近,因此仍然达到几乎全捕获状态。

3 进气道性能分析

3.1 性能参数

图 9 给出了进气道的性能, ϕ 、 σ 表示进气道的流量系数和总压恢复。从性能参数看, 进气道流量系数在工作范围内基本为 1, 几乎实现全流量捕获, 喉道截面的总压恢复也在 0.8 以上, 气动性能良好。喉道截面的增压比在 Ma 小于 2.0 时较小, 大于 2.0 后迅速增大, 至 $Ma_0 = 4.0$ 时达到 10 左右。喉道马赫数位于 1.4~2.2 范围, 基本处于发动机可正常工作的范围内。由此可见, 进气道在典型马赫数下的压缩量与常规进气道相当, 并且可在较宽的马赫数范围同时实现压缩量与来流马赫数的良好匹配。

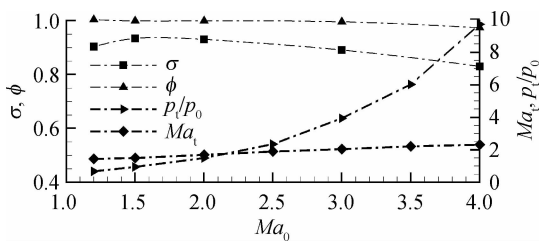


图 9 进气道性能随来流马赫数的变化
Fig. 9 Variable of inlet performance with incoming Mach number

特别是进气道在 $Ma_0 = 1.2$ 时流量系数竟然略大于 1。图 10 给出了唇口附近的流场, 从流线图可以看出, 唇口内的流线在经过激波后均向内侧偏转, 这是受激波形状的影响所致。此时进入进气道的流管壁已经位于唇口线以外, 导致流量系数大于 1。流管形状呈微弱收缩状, 基管壁积分获的附加阻力亦变成“附加推力”。该现象需进一步研究。

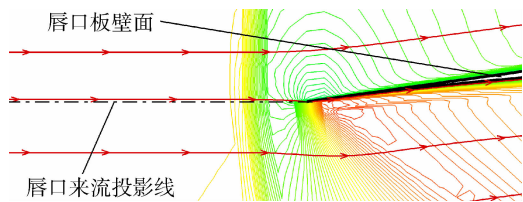


图 10 $Ma_0 = 1.2$ 状态唇口附近流场
Fig. 10 Flowfield near cowl at $Ma_0 = 1.2$

从数值模拟结果可知, 通过设计内压段气动型面, 可以在宽范围内实现气动压缩量与几何收缩比的良好匹配。

3.2 气动调节规律

进气道在实际工作过程中, 根据来流马赫数控制中心锥的移动调节是合理的方法。起始状态进气道型面为 $Ma_0 = 1.2$ 状态, 来流马赫数为 1.2~4.0 范围时, 中心锥前移, 至合理的位置, $Ma_0 > 4.0$ 后, 中心锥前移, 进气道关闭。调节规律只需要确定 $Ma_0 = 1.2 \sim 4.0$ 范围内中心锥的具体位置。

根据图 11 给出的变几何调节方法, 确定了调节距离与来流马赫数之间的规律, 如图 12 所示。移动距离利用捕获高度进行了无量纲化。

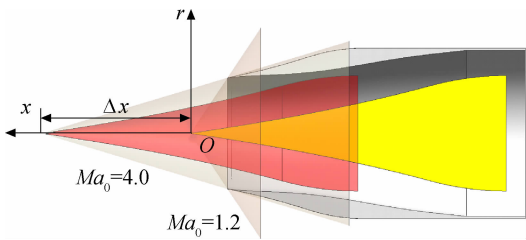


图 11 变几何调节原理
Fig. 11 Principle of variable geometry

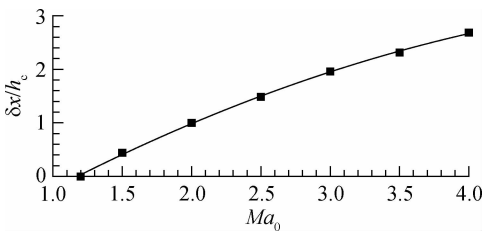


图 12 中心锥移动规律
Fig. 12 Translation law of centre cone

对该曲线进行了拟合, 可以获得无量纲移动距离与来流马赫数的函数关系式。二次曲线拟合可以获良好的拟合精度。

由此可以得到进气道的变几何规律如下:

- 1) 当 $Ma_0 < 1.2$ 时, 进气道为固定型面, 此时气动型面为 $Ma_0 = 1.2$ 状态的型面,
- 2) 当 $1.2 \leq Ma_0 \leq 4.0$ 时, 变几何规律为 $\frac{\delta x}{h_c} = -0.1254Ma_0^2 + 1.594Ma_0 - 1.7$ 。
- 3) 当 $Ma_0 > 4.0$ 时, 中心锥前移, 可实现进气道关闭。

4 结 论

本文研究了一种零附加阻力轴对称进气道设计方法, 介绍了进气道气动型面的设计过程, 并给

出了一个设计实例,开展了数值研究,初步研究结果表明:

1) 通过对锥形中心体与唇口型面的气动匹配设计,进气道在 $Ma_0=1.2\sim 4.0$ 范围流量系数可以达到 1,压缩量随来流马赫数由小到大,至 $Ma_0=4.0$ 时达到 10 左右。可见,通过气动匹配设计可以实现来流马赫数、调节规律以及收缩比三者的良好匹配,从而设计出超声速范围零附加阻力的进气道。

2) 设计实例表明,气动匹配设计的唇口型面具有特殊的“S”形特征,这是实现宽马赫数范围内流量捕获能力、压缩量与来流马赫数良好匹配的关键,同时也是实现进气道流道可关闭的关键。

参考文献:

[1] DAVIES R, BOND A. The SKYLON spaceplane [C] // IEE Colloquium on Satellite Launch Vehicles. London: IEEE Xplore, 1999; 3/1-3/6.

[2] VARVILL R, BOND A. The SKYLON spaceplane-progress to realisation[J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2008, 61(10): 22-32.

[3] LONGSTAFF R, BOND A. The SKYLON project [C] // Proceedings of 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Orlando, USA: AIAA, 2011; 1-10.

[4] 张蒙正, 南向谊, 刘典多. 预冷空气涡轮火箭组合动力系统原理与实现途径[J]. 火箭推进, 2016, 42(1): 6-12.

ZHANG Mengzheng, NAN Xiangyi, LIU Dianduo. Principles and realizing ways of combined power system for pre-cooling air turbo rocket[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(1): 6-12. (in Chinese)

[5] 罗佳茂, 杨顺华, 张建强, 等. 换热预冷发动机预冷特性和发动机性能数值研究[J]. 航空学报, 2019, 40(5): 122652. 1-122652. 13.

LUO Jiamao, YANG Shunhua, ZHANG Jianqiang, et al. Numerical simulation of pre-cooling characteristics of heat change pre-cooling engine and engine performance[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(5): 122652. 1-122652. 13. (in Chinese)

[6] 汪元, 王振国. 空气预冷发动机及微小通道流动传热研究综述[J]. 宇航学报, 2016, 37(1): 11-20.

WANG Yuan, WANG Zhenguo. Review on precooled combined cycle engine and mini and micro channel flow heat transfer[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(1): 11-20. (in Chinese)

[7] 邹正平, 刘火星, 唐海龙, 等. 高超声速航空发动机强预冷技术研究[J]. 航空学报, 2015, 36(8): 2544-2562.

ZOU Zhengping, LIU Huoxing, TANG Hailong, et al. Pre-cooling technique study of hypersonic eroengine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2544-2562. (in Chinese)

[8] LEZBERG E A, METZLER A J, PACK W D. In-stream measurements of combustion during Mach 5 to 7 tests of the hypersonic research engine(HRE)[R]. AIAA-93-2324, 1993.

[9] ANDREWS E H, MACKLEY E A. Analysis of experimental results of the inlet for the NASA hypersonic research engine aerothermodynamic integration model[R]. NASA TMX-3365, 1976.

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

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

[12] 向有志, 张堃元, 王磊, 等. 壁面压升可控的高超轴对称进气道优化设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2193-2199.

XIANG Youzhi, ZHANG Kunyuan, WANG Lei, et al. Optimization design of hypersonic axisymmetric inlet with controllable law of wall pressure rise[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2193-2199. (in Chinese)

[13] 孙姝, 张红英, 程克明, 等. 喷流反压模拟技术及在高超声速进气道实验中的应用[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1667-1671.

SUN Shu, ZHANG Hongying, CHENG Keming, et al. Back pressure simulation by cavity injection and its application in hypersonic inlet experiment[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1667-1671. (in Chinese)

[14] 高文智, 李祝飞, 杨基明. 一种鼻锥钝化高超声速轴对称进气道流动特性实验[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 302-310.

GAO Wenzhi, LI Zhufei, YANG Jiming. Flow characteristics experiments of a hypersonic axisymmetric inlet with nose bluntness[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 302-310. (in Chinese)

[15] TANATSUGU N, SATO T, BALEPIN V V, et al. Development study om ATREX engine[R]. AIAA-96-4553, 1996.

[16] ISOMURA K, OMI J. A comparative study of an ATREX engine and a turbo jet engine[R]. AIAA-2001-3239, 2001.

[17] 王亚岗, 袁化成, 郭荣伟. TBCC 用轴对称进气道流量控制技术[J]. 推进技术, 2013, 34(12): 1606-1615.

WANG Yagang, YUAN Huacheng, GUO Rongwei. Research on mass-flow controlling technology of TBCC axisymmetric inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(12): 1606-1615. (in Chinese)

[18] 滕健, 袁化成. 一种轴对称几何进气道设计方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 96-103.

TENG Jian, YUAN Huacheng. Design methodology of axisymmetric variable geometry inlet [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 96-103. (in Chinese)