

文章编号: 1000-8055(2007)00-1290-07

典型二元高超声速进气道设计方法研究

张晓嘉, 梁德旺, 李 博, 袁化成
(南京航空航天大学 内流研究中心, 南京 210016)

摘 要: 综合了一系列典型二元高超声速进气道的设计和性能估算方法, 给出了可行的设计原则. 在满足流量、增压以及工作范围(起动性能和反压承受能力)的条件下, 给出了进气道进口、外压波系、内压缩通道、唇罩及隔离段的设计方法. 采用此方法, 以 $H = 22\ 800\text{ m}$ 、 $Ma_0 = 6$ 为设计点, 完成了一高超声速进气道的初步设计, 并估算得到了进气道性能参数、进气道的起动马赫数和反压承受能力, 对比 CFD 计算结果, 误差不大. 通过该方法得到的进气道具有结构简单、流量系数大、压缩损失小的特点, 不通过优化即可得到性能较为良好的模型.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 高超声速进气道; 设计; 估算; 外压波系; 内压缩通道; 隔离段
中图分类号: V 235. 213 **文献标识码:** A

Study of design method of typical two-dimensional hypersonic inlet

ZHANG Xiao-jia, LIANG De-wang, LI Bo, YUAN Hua-cheng
(Internal Fluid Flow Center, Nanjing University of Aeronautics
and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A feasible design principle was developed by combining a series of design and performance predicting methods of typical two-dimensional hypersonic inlets. The design methods of inlet entrance, external compression shocks, internal contraction tunnel, cowl and isolator were presented at the given flux, pressure rise ratio and working range (starting Mach number and capability of enduring back pressure). A preliminary design of hypersonic inlet at the design point of $H = 22\ 800\text{ m}$, $Ma_0 = 6$ was conducted, so the performance parameters (pressure rise ratio, Mach number, temperature rise ratio and total pressure recovery), starting Mach number and capability of enduring back pressure were predicted and calculated with small error. With this method, the inlet could present simple construction, high flow coefficient and low compression loss in developing a satisfactory model without optimization.

Key words: aerospace propulsion system; hypersonic inlet; design; predict; external compression shocks; internal contraction tunnel; isolator

高超声速进气道的主要作用是为发动机捕获足够的流量并提供相应的压缩. 对高超声速进气道的设计一般有以下要求: 提供足够的压缩, 产生较小的阻力, 使进入燃烧室的气流尽量均匀, 并尽量减小进气道自身重量. 此外, 还要求进气道起动马赫数尽可能低, 抗反压能力尽可能高.

二元高超声速进气道的压缩通道大多采用混压式设计, 一般可以简单地划分为外压段、内压缩通道、隔离段三部分. 以往进行高超声速进气道设计时, 往往首先根据设计压比确定进气道总转折角^[1], 然后根据配波原则或具体的设计要求分配各道激波, 再估计附面层的发展情况, 进而修正设

收稿日期: 2006-08-08; 修订日期: 2007-03-15

基金项目: 国家 863 高技术研究发展计划(2004AA723020)资助项目

作者简介: 张晓嘉(1977), 女, 山东淄博人, 博士生, 主要从事高超声速进气道设计和优化研究, E-mail: nuaa_zxj@sohu.com

计. 需要指出的是, 这样的设计方法往往是基于内压激波打在下壁面肩点上的假设^[2,5], 但很显然, 这样的设计对来流马赫数和攻角都十分敏感, 且由于进气道的设计很可能需要满足某些设计要求而牺牲部分性能, 因此不一定能采用这类设计. 其次, 这样的简单设计都是基于激波理论简单估算进气道性能, 由于内压缩通道及其隔离段内部的流动都十分复杂, 很难得到较为准确的估算结果, 必须大量采用 CFD 方法进行调整. 此外, 如何满足除高压压缩效率之外的其它设计要求, 在这样的设计方法中并没有体现. 本文作者所在课题组通过此前的大量工作, 提出了进气道通流性能、起动马赫数以及抗反压能力^[6,7]的简单估算办法, 使综合复杂设计要求的进气道设计成为可能.

本文在这些研究结果的基础上, 总结、归纳出了一套典型二元高超声速进气道快速设计方法, 可以满足多方面的设计要求; 并以 $H = 22\,800\text{ m}$, $Ma_0 = 6$ 为设计点, 完成了一高超声速进气道的初步设计, 估算得到了进气道性能参数(增压比、出口马赫数、温升比和总压恢复系数)进气道的起动马赫数和反压承受能力(最大工作反压和极限反压), 并通过 CFD 计算进行了验证.

1 进气道性能估算方法

1.1 性能参数估算

1.1.1 外压段性能参数估算

外压激波系前后的气流参数可以用激波理论关系式描述, 但是由于附面层的存在, 造成了气流的实际转折角大于几何转折角, 因此应对激波理论计算式进行修正, 具体办法是将激波前后参数关系式中的气流转折角 α 改为 $\alpha + \Delta\alpha$, 其中 α 为几何转折角, $\Delta\alpha$ 为修正转折角.

$\Delta\alpha$ 由下式确定:

$$\Delta\alpha = \arctan\left(\frac{\delta}{x}\right) = \arctan\left[\left(\frac{0.382}{\frac{\rho_i V_i L_i}{\mu_i}}\right)^{\frac{1}{5}}\right] \quad (1)$$

Ma_i , V_i , ρ_i 都为第 i 道激波后的参数, 粘性系数 μ_i 可用苏士兰公式估算, L_i 取值为 1 m .

1.1.2 通流状态下内压缩通道及隔离段性能参数估算

作者之前的研究表明: 内压缩通道性能及隔离段性能主要受面积收缩比(CR)、几何外压缩角之和(反映隔离段进口肩点膨胀波的强度, α')、内压缩通道收缩角(内收缩通道上下壁面的夹角, 反映单道内压激波的强度, $\alpha = \alpha' - \alpha_{lip}$)、隔离段长高

比等几何参数以及内压缩通道进口马赫数(Ma_{in})、密度(ρ_{in})、附面层厚度占内压缩通道进口的比例(δ/H_{in})等流动参数的影响. 通过对大量典型二元高超声速进气道内压缩通道及隔离段流场的计算以及对结果的分析、拟和, 本文作者得到了以上参数对内压缩通道及隔离段压比、马赫数之比、温升比、总压恢复系数的影响规律和估算方法, 其估算结果与 CFD 计算结果的误差在 10% 以内.

1.2 进气道工作范围估算

1.2.1 起动马赫数估算

高超声速飞行器经常需要在极大的范围内工作, 因此低速下的起动性能是考查高超声速进气道的重要指标. 确定进气道的起动马赫数一般通过吹风实验^[8,9]和 CFD 计算^[10], 但都需要耗费大量时间, 无形中延长了设计周期, 因此建立较为简单准确地预估进气道起动马赫数的方法是高超声速进气道起动研究的重点之一. Kantrowitz^[11]定义正激波位于收缩段进口截面时的收缩比为最大收缩比, 并按一维等熵流得到了 Kantrowitz 限制条件, 但对于某一已有的进气道, 无法根据 Kantrowitz 限制条件直接得到其起动马赫数, 另有大量实验数据^[9]表明 Kantrowitz 限制条件在高速时与实验数据存在明显的差异.

本文作者通过对一组相同外压缩通道、不同内压缩通道的高超声速进气道模型的模拟和分析, 归纳出了内压缩通道内无明显分离的进气道起动马赫数的预估方法, 并通过不同的进气道模型做了验证, 发现该方法对不同来流攻角下起动马赫数的判断都较为准确, 与 CFD 计算结果的误差在 10% 以内.

1.2.2 反压承受能力估算

文献[6]中提出了最大工作反压的概念, 当反压等于最大工作反压时, 激波串位于隔离段出口, 波后附面层开始分离, 这时反压的任何增加, 激波串都会往隔离段内移动; 当反压小于或等于最大工作反压时, 发动机工作在超声模态, 而当反压大于最大工作反压时, 隔离段出口存在亚声流动. 最大工作反压比由通流状态下隔离段出口平均马赫数唯一确定, 马赫数越大, 最大工作反压比越大, 其具体数值可通过 Nestler D E^[12]的拟合式来计算.

文献[7]定义: 对于任意形状的隔离段, 当在某一反压作用时, 进气道处于正常的起动状态, 此时若稍微增加反压, 激波串将立刻被推出隔离段,

导致进气道不起动,这一反压为该隔离段的最大承受反压.在实际进气道中,隔离段前是内压缩通道,为收敛通道,而激波无法停留在收敛通道中,所以最大承受反压的定义同样适用于真实的进气道模型.对于给定几何及来流状态进气道,其最大承受反压是确定的.与最大承受反压相对应的是极限反压(Peak Back Pressure),通常最大承受反压小于或等于极限反压.当隔离段长度较短时,激波串在隔离段内不能完成全部压缩过程,增加隔离段长度,最大承受反压会增加,当隔离段长度足够长,且能将激波串完整地包含在隔离段内时,进一步增加隔离段长度最大承受反压也不会增加,此时的最大承受反压就是极限反压.极限反压代表燃烧室亚声速燃烧时隔离段承受反压的能力.

文献[7]通过对大量计算和实验数据的拟合,给出了极限反压的简单估算方法.

2 进气道设计方法

2.1 设计流程

基于已有的研究结果,本文提出了图 1 所示典型二元高超声速进气道设计和性能估算流程.由图可见,进气道设计应包含以下几方面的工作:首先给定设计条件,然后根据设计条件确定进口面积和尺寸、确定内外压缩比、设计外压波系、内压缩通道、唇罩及隔离段,之后估算设计条件下的进气道性能和进气道起动马赫数以及反压承受能力,如不满足设计要求,则重新进行设计,如反复修改设计仍不能满足设计要求,须考查设计要求是否合理,进而修改设计要求.

2.2 设计条件

对于典型二元高超声速进气道,通常要考虑给定以下几项设计要求:

- (1) 设计飞行高度(H_d);
- (2) 设计马赫数(Ma_{0d});
- (3) 设计流量($\dot{m}_d$);
- (4) 流量系数(Φ);
- (5) 设计增压比(π_d),作者前期的研究表明,增压比比内推力具有近似一一对应的关系,是须首要满足的设计要求,此外,增压比还应综合考虑稳定燃烧、起动性能以及抗反压能力多种设计要求,折中给定;
- (6) 设计温升比(ϕ_d),为满足燃烧和抗反压要求提出的参考参数.

除了以上几个设计条件外,通常还要考虑以

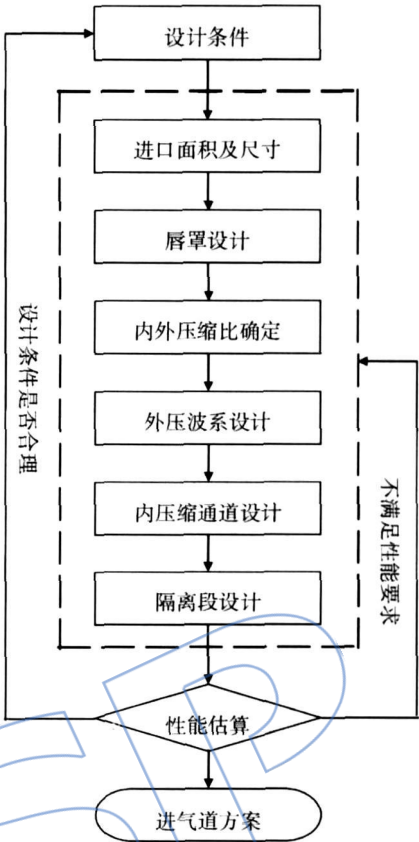


图 1 典型二元高超声速进气道设计和性能估算流程

Fig. 1 Design and prediction flow

下两个进气道正常稳定工作能力方面的设计要求:

(1) 起动马赫数(Ma_{0qd}),进气道的总增压比、内压缩通道增压比和外压波系增压比之比(简称内外压缩比, R_{10P}) 将影响进气道起动马赫数的大小,总增压比越大,起动马赫数会越大,内外压缩比对起动马赫数影响比较复杂,但综合减阻和起动的要求来看,内外压缩比需要至少大于一定值^[10].因此,给定进气道起动马赫数要求时,一要考虑飞行器对进气道稳定工作范围的要求,二要考虑对进气道设计增压比的要求.

(2) 反压承受能力:最大工作反压比(p_{bsep}/p_0)和极限反压比(p_{bmax}/p_0).此两压比大小均由通流状态下隔离段出口平均马赫数决定^[67],后者还要求进气道隔离段的长度满足一定的要求.而隔离段出口马赫数的大小在很大程度上由进气道设计增压比决定.

2.3 进口面积的确定

对于进气道的设计,首先要确定其进口面积及尺寸.图 2 给出了二元高超声速进气道进口面

积示意图, 根据流量方程, 有

$$m = \rho_0 V_0 A'_0 = \rho_0 V_0 A_0 \phi = \rho_0 M a_0 \sqrt{kRT_0} A_0 \phi \tag{2}$$

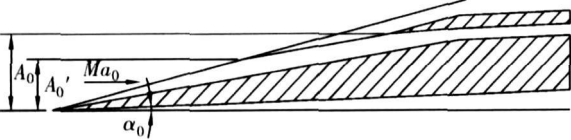


图 2 二元高超声速进气道进口示意图
Fig. 2 Sketch of entrance

则

$$A_0 = \frac{m}{\rho_0 M a_0 \sqrt{kRT_0} \phi} \tag{3}$$

真实的二元高超声速进气道必定具有一定宽度, 因此宽高比 r_0 对于进气道来说是极为重要的几何参数, 范晓樯等^[13]发现宽高比对隔离段性能有一定的影响, 但宽高比对进气道性能的影响规律, 乃至宽高比的确定依据还有待进一步研究. 进气道进口高度为

$$H_0 = \sqrt{A_0/r_0} \tag{4}$$

2.4 内外压缩比的确定

在进气道设计时, 确定较好的内外压缩比例是取得优良性能的关键. 对比常规进气道的设计, 高超声速进气道往往需要较大比例的内压缩, 外压缩比例大将使从进气道到隔离段产生较大的转折, 一方面增大了进气道阻力, 另一方面在进气道到隔离段转折处产生大的膨胀扇, 使进入隔离段乃至燃烧室的气流品质变坏. 当内外压缩比小到一定程度(与进气道总增压比有关)时即当内压缩通道收缩角度过大时, 内压缩通道内激波强度往往较大, 内压缩通道内部会出现分离, 从而造成流动壅塞和起动马赫数增加.

从下文对唇罩设计的论述可知, 唇罩内型面角度变化范围有限, 则内压缩通道收缩角主要由几何外压缩角之和决定. 因此, 总外压角度不宜过大, 即内外压缩比不宜过小. 本文作者通过对不同内外压缩比进气道的研究, 发现对于不同的设计压比, 存在分离界线 $R_{I0PL}^{[10]}$. 根据给定的增压比, 为防止发生分离, 建议设计状态下 R_{I0P} 应大于等于 R_{DPL} , 然后可得到进气道外压段增压比 π_{κ} 和内压缩通道及隔离段增压比 π_{η} .

2.5 外压波系设计

二元高超声速进气道外压流动设计与常规超声速进气道设计方法没有太大的差异, 大部

分采用多斜波结构. 外压波系设计可以采用贴口设计, 也可以采用超声溢流设计. 前者可使附加阻力最小, 它要求不能对进气道外压段的几何尺寸有任何限制. 后者可在进气道外压段几何尺寸有限制的情况下进行设计, 另外, 溢流设计可以避免斜激波打在唇口上形成波/波干扰, 其不足主要是进气道流量系数小, 溢流阻力大. 如采用溢流设计, 在本文中假设外压激波相交于内压缩通道进口延长线上的 P 点(如图 3).

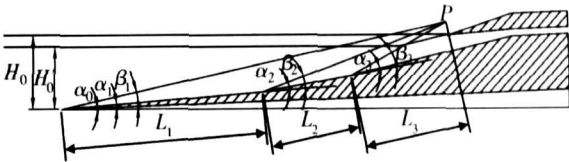


图 3 外压段压缩面示意图
Fig. 3 Sketch of external compression portion

对于多道斜波构成的压缩系统, 若按 Oswatitsch^[14]的配波原则可使得外压波系的总压恢复系数为最大. 但在工程实际中, 很难完全按照配波原则来确定各外压激波角, 例如采用前机身和进气道外压段一体化设计时, 则需要给定前体转折角, 即第一道压缩波几何转折角.

此外, 对于高超声速进气道来说, 气动热的问题必须考虑, 为了避免进气道第一道激波压缩尖劈过薄引起气动烧蚀, 除了前缘钝化之外, 第一个压缩角不能过小, 参照 X-43A 的设计^[15], 建议在设计马赫数为 6 左右时二元高超进气道第一个压缩角与安装角之和 $\alpha_0 + \alpha_1 \geq 3.5^\circ$.

本文中, 外压波系设计首先需要给定的设计参数为外压激波数目, 如采用前机身和进气道外压段一体化设计, 则再给定第一个压缩角 α_1 . 利用上文中提出的附面层修正的激波理论, 所有未定压缩角采用等波强设计, 以达到外压段设计增压比; 如由于第一个压缩角的限制无法进行严格的等波强设计, 则可修改外压激波数目, 或通过 POWELL 优化方法以总压恢复为目标函数进行近似等波强设计.

确定外压段各压缩角之后, 可进一步根据图 3 所示的外压段各压缩面几何关系确定外压段各压缩面长度.

2.6 内压缩通道设计

外压段已经设计完成, 则 Ma_{in} , ρ_n , $\mathcal{S}/H_{in}$ 都已确定, 假如唇罩内型面角度已给定, 则内压缩通道收缩角也已经确定. 因此, 对于内压缩通道的设计, 只需要确定收缩比.

内压缩通道的形式多种多样^[2-5, 10, 15-18], 但作者前期的研究可以发现, 在内压缩通道进口条件一定的情况下, 内压缩通道部分性能尤其是增压比主要与收缩比有关^[10], 因此本文的内压缩通道设计仅仅针对简单收缩的内压缩通道, 图 4 给出了简单收缩的内压缩通道示意图. 利用上文中提出的内压缩通道及隔离段性能估算方法, 迭代得到所需的收缩比, 以达到内压缩通道及隔离段设计增压比; 若想得到其它形状的内压缩通道, 可将本节得到的收缩比作为参考进一步配置内压缩通道波系.

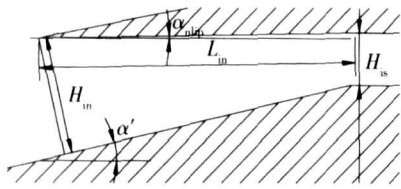


图 4 简单收缩的内压缩通道示意图
Fig. 4 Sketch of simple internal contraction tunnel

收缩比确定之后, 对于图 4 所示的简单收缩的内压缩通道, 长度可以通过以下方法确定:

$$L_{in} = \frac{H_{in}/\cos \alpha' - H_{is}}{\cos \alpha_{lip} \tan \alpha - \sin \alpha_{lip}} \quad (5)$$

其中:

$$H_{is} = \frac{H_{in}}{CR} \quad (6)$$

2.7 唇罩设计

图 5 给出了二元高超声速进气道唇罩的基本结构, 唇罩设计的主要设计参数为唇罩内型面角度(α_{lip})、唇罩角度(α_{lip})和唇罩高度(H_{lip}).

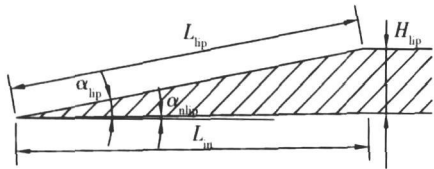


图 5 二元高超声速进气道唇罩基本结构
Fig. 5 Sketch of cow l

较大的唇罩内型面角度使内压缩通道内单道激波强度减弱, 有助于减小内压缩通道内部的流动损失, 但唇罩内型面角度同时也影响外唇罩阻力, 现有的进气道模型中, 唇罩内型面角度都比较小^[16-17], 本文建议唇罩内型面角度一般不应大于 4°.

考虑到气动加热效应和材料耐热能力, 唇罩角度一般取为 10°~ 20°^[16-18], 并应适度钝化; 唇罩

高度主要与结构设计有关. 而在本文中, 唇罩角度和高度需要结合减阻、安装控制装置等实际设计要求给定. 则唇罩长度可通过下式直接确定:

$$L_{lip} = \frac{L_{in} \sin \alpha_{nlip} + H_{lip}}{\sin(\alpha_{lip} + \alpha_{nlip})} \quad (7)$$

2.8 隔离段设计

隔离段通常为等直管道, 隔离段的高度由内收缩通道出口确定, 隔离段的设计只剩下长度的确定, 通常情况下, 增大隔离段的长度能够增加隔离段的反压承受能力, 但过长的隔离段将增加飞行器的结构重量.

隔离段的作用主要是承受燃烧室的高反压作用, 隔离燃烧室的压力变化, 使其不影响进气道的正常工作. 对于双模态发动机, 燃烧室通常分为两级, 第一级燃烧室实际上与隔离段是一体的^[1], 在低马赫数运行时, 隔离段与第一级燃烧室都作为隔离段使用, 只在第二级燃烧室中加注燃料进行燃烧, 此时燃烧室中为亚声速燃烧, 隔离段内会形成激波串, 从而使隔离段内沿程压力提高, 达到与出口反压平衡^[67]. 在高马赫数飞行时, 两级燃烧室都起用进行超声速燃烧, 此时的隔离段较短, 只需要隔离段出口马赫数足够大以抵抗最大工作反压^[6]即可.

实验和 CFD 计算的研究都表明^[7, 16]: 当隔离段长度达到最大激波串长度之后, 再增加隔离段长度不能继续提高隔离段的反压承受能力. 本文作者通过对大量等直隔离段的数值模拟, 给出了不同来流马赫数下隔离段的最大激波串名义长度 L_{max} 的估算式^[7], 并建议: 对于隔离段的取值, 只须大于等于 1.25 L_{max} 即可.

3 设计算例

为检验上文中提出的设计原则和方法, 本文设计了一个二元进气道, 并通过估算和 CFD 方法得到其性能.

3.1 设计要求

- (1) 设计飞行高度(H_d): 22 800 m, 则 $T_0 = 219.45$ K, $p_0 = 3\,530.8$ Pa, $\rho_0 = 0.056$ kg/m³;
- (2) 设计马赫数(Ma_{0d}): 6.0;
- (3) 设计流量($\dot{m}_d$): 0.409 6 kg/s;
- (4) 流量系数(Φ): 1;
- (5) 设计增压比(π_t): 25;
- (6) 设计温升比(Φ_t): 3.5;
- (7) 起动马赫数(Ma_{0qd}): 4.0;

(8) 反压承受能力: 最大工作反压比: 60, 极限反压比: 100.

3.2 进气道设计结果

给定宽高比 $r_0 = 0.601$, 则得到进气道进口高度 $H_0 = 82.555\text{ mm}$. 取 R_{IOP} 为 1.3, 则得到外压比 $\pi_{ex} = 4.385$, 内压比 $\pi_{in} = 5.701$.

(1) 外压段: 攻角 $\alpha = 0^\circ$, 2 道压缩波, 等波强设计, 得到各几何转折角和压缩面长度为: $\alpha_1 = 4.428^\circ$, $\alpha_2 = 6.092^\circ$, $L_1 = 148.404\text{ mm}$, $L_2 = 208.031\text{ mm}$.

(2) 内压缩通道: $CR = 2.536$, 内压缩通道长度 $L_{in} = 139.478\text{ mm}$.

(3) 唇罩: 给定唇罩角度 $\alpha_{lip} = 15^\circ$ 、唇罩内型面角度 $\alpha_{inlip} = 2^\circ$, 唇罩高度 $H_{lip} = 20\text{ mm}$, 得到唇罩长度 $L_{lip} = 85.055\text{ mm}$.

(4) 隔离段: 按照上文提出的取值原则, 得到隔离段长高比 $L_{is}/H_{is} = 11$.

3.3 进气道性能

本文采用的是南京航空航天大学自主研发的 NAPA 软件进行全粘性 N-S 方程数值求解, 该软件已经过多种算例的检验, 可以准确地进行亚、跨、超及高超声速流场计算^[16]. 用代数法生成计算网格, 根据长度自动调节网格疏密, 为保证计算准确性, 在斜激波两端简单加密. 计算采用 N-S 方程为控制方程, 湍流模型采取 Baldwin/Lomax 模型, 对流项采用一阶 AUSM+ 格式, 5 步 Runge-Kutta 方法. 为更准确模拟高超声速流动情况, 采用了考虑真实气体效应的变比热模型.

图 6 给出了不同来流马赫数下进气道压力等值线图, 可见, 设计状态下, 外压激波近似相交于唇口, 溢流并不明显, 分析 CFD 计算结果得知, 流量系数 $\Phi = 0.9355$, 可见外压激波的估算方法略有偏差, 要想得到更高的流量系数, 需要借助 CFD 方法对设计进行调整; 马赫数为 4 的情况下, 进气道起动正常, 可见起动马赫数的设计可以满足, 而通过上文中提出的方法估算得到起动马赫数 $Ma_{0q} = 3.61$.

表 1 给出了不同来流马赫数下的隔离段出口性能参数(温升比、马赫数、压比、总压恢复)和进气道流量系数, 表中同时对比了上文提出方法的估算结果和 CFD 计算结果. 可以看出, 无论对于设计点还是非设计点, 估算结果与 CFD 计算结果都极为相近, 可见以本文通过估算方法进行进气道设计是完全可行的. 此外, 从表上还可以看出,

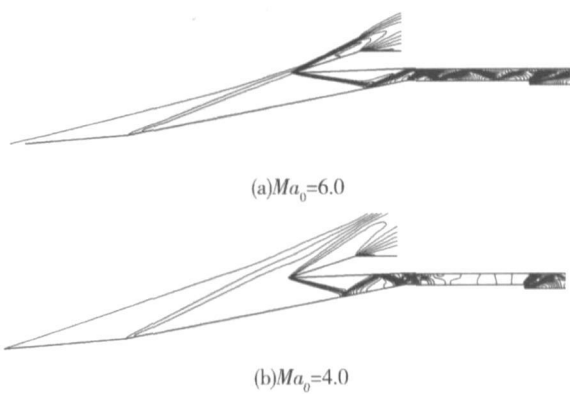


图 6 不同马赫数下进气道压力等值线图

Fig. 6 Pressure contour distribution with different Mach number

设计点总压恢复系数达到了 0.4 左右, 如再适当调整内压波系, 有望达到更高的总压恢复.

表 1 进气道设计点和非设计点性能参数
Table 1 Performance parameter at design and off design condition

	ϕ	Ma	π	σ	Φ	
$Ma_0 = 6$	估算	3.351 0	2.750 8	25.001 6	0.436 0	1.0
	CFD	3.450 5	2.677 8	25.785 2	0.396 2	0.935 5
$Ma_0 = 4$	估算	2.670 7	1.680 5	17.458 1	0.551 3	/
	CFD	2.842 0	1.543 8	19.508 0	0.517 1	/

此外, 利用文献[6], [7]提出的方法估算得到设计状态($Ma_0 = 6$)反压承受能力为最大工作反压比 $\pi_{40sep} = 61.601$ 、极限反压比为 $\pi_{40max} = 109.017$. 可以看出, 设计得到的进气道完全可以满足反压承受能力要求.

4 结 论

(1) 本文综合了大量典型二元高超声速进气道的设计和性能估算方法, 在满足流量和增压以及工作范围(起动性能和反压承受能力)的条件下, 提出了一套可行的包括进气道进口、外压波系、内压缩通道、唇罩及隔离段设计的高超声速进气道快速设计方法.

(2) 作为验证, 以 $H = 22.800\text{ m}$, $Ma_0 = 6$ 为设计点, 完成了一进气道的初步设计, 并估算得到了通流条件下的进气道性能参数(增压比、出口马赫数、温升比和总压恢复系数)以及进气道的起动马赫数和反压承受能力(最大工作反压和极限反压). 对比 CFD 计算结果, 知估算结果与计算结果

大致相当,证明本文提出的设计方法可行。

(3) 采用该设计方法得到的进气道结构简单、流量系数大、压缩损失小,不通过优化即可得到性能较为良好的模型。

参考文献:

- [1] Heiser W H, Pratt D T, DELEY DH, et al. Hypersonic air breathing propulsion[M]. Washington, D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 1994.
- [2] Craddock C S. Computational optimization of scramjets and shock tunnel nozzles[D]. Queensland: Univ. of Queensland, 1999.
- [3] XU Xu, XU Dajun, CAI Guobiao. Optimization design for scramjet and analysis of its operation performance[J]. Acta Astronautica, 2005, 57: 390-403.
- [4] 车竞, 唐硕. 高超声速飞行器机身/超燃冲压发动机设计方法研究[J]. 试验流体力学, 2006, 20(2): 41-49.
CHE Jing, TANG Shuo. Research of airframe/scramjet integrated design of hypersonic vehicle[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(2): 41-49.
- [5] 黎明, 宋文艳, 贺伟. 高超声速二维混压式前体/进气道设计方法研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 459-465.
LI Ming, SONG Wenyan, HE Wei. Design method of two dimensional hypersonic forebody/inlet of mixed Compression[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 459-465.
- [6] 梁德旺, 李博. 高超声速进气道隔离段反压的前传模式及最大工作反压[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(4): 454-460.
LIANG Dewang, LI Bo. Back pressure propagation mode and maximum working back pressure of hypersonic inlet isolator[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(4): 454-460.
- [7] 梁德旺, 李博, 袁化成. 反压作用下等直隔离段性能估算方法研究[C] // 中国第一届近代空气动力学与气动热力学会议论文集. 北京: 国防工业出版社, 2006.
LIANG Dewang, LI Bo, YUAN Huacheng. Predicting method of the performance for constant area isolator under back pressure[C] // Proceedings of china 1st modern aerodynamics & aerothermodynamics conference. Beijing: National Defense Industry Press, 2006.
- [8] 张坤元, 萧旭东, 徐辉. 高超侧压式进气道参数分析及实验研究[J]. 推进技术, 1995(6): 20-25.
- ZHANG Kunyuan, XIAO Xudong, XU Hui. Parametric analysis and experimental investigation on sidewall compression inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 1995, 12(6): 20-25.
- [9] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets [R]. 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE, 1996.
- [10] 张晓嘉, 梁德旺. 内压缩通道几何参数对高超声速进气道性能的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(6): 685-689.
- ZHANG Xiaojia, LIANG Dewang. Performance effects of geometry parameters on hypersonic inlet[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(6): 685-689.
- [11] Kantrowitz A, Donaldson C. Preliminary investigation of supersonic diffusers[R]. NACA WRL-713, 1945.
- [12] Nestler D E, Daywitt J E. Boundary layer separation correlations for hypersonic inlet analyses[R]. GE Report AMJ 86-01, 1986.
- [13] 范晓楠, 李桦, 丁猛. 三维超声速隔离段湍流内流场旋涡结构的数值模拟[J]. 国防科技大学学报. 2001, 23(6): 5-8.
FAN Xiaonang, LI Hua, DING Meng. Numerical simulation of 3D turbulent vortex structures in isolator[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2001, 23(6): 5-8.
- [14] Oswatich K. Pressure recovery in missiles with reaction propulsion at high supersonic speeds [R]. NACA TM 1140, 1947.
- [15] Berry S A, Auslender A H, Dilley A D, et al. Hypersonic boundary layer trip development for hyper X[R]. AIAA-2000-4012.
- [16] 梁德旺, 李博. 某典型二元高超声速进气道内二次流分析[J]. 推进技术, 2005, 27(4): 714-719.
LIANG Dewang, LI Bo. Analysis secondary vortex in a 2-D typical scramjet inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 27(4): 714-719.
- [17] Hass N E, Smart M K, Paul A. Flight data analysis of hyp Shot 2[R]. AIAA 2005-3354, 2005.
- [18] Emami S, Trexler C A, Auslender A H, et al. Experimental investigation of inlet combustor isolators for a dual-mode scramjet at a Mach number of 4[R]. NASA TP 3502, 1995.