

文章编号:1000-8055(2013)06-1291-07

二元高超声速进气道的内压段设计

李 航^{1,2}, 李 博¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国人民解放军 92724 部队, 山东 青岛 266000)

摘 要: 针对二元高超声速进气道, 采用不同张度的样条曲线设计内压段肩部型面. 在保持二元进气道内压段面积收缩比及喉道面积不变的条件下, 通过数值仿真研究了不同内压段长度、下壁面型面样条曲线张度对进气道性能的影响. 结果表明: 内压段的长度变化对进气道的气动及起动机能有较大影响, 当内压段长度与喉道高度比 L/h_t 为 8.4 左右时总压恢复系数较优; 采用合适张度的样条曲线代替传统的肩部圆弧过渡, 能够提高进气道总压恢复系数, 改善进气道起动机性能; 随着内压段长度增加, 其所对应的性能最优样条线张度值不断减小, 建议选取样条线张度值为 0.80~1.25.

关 键 词: 进气道性能; 型面设计; 内压段; 高超声速进气道; 数值仿真

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Internal contraction tunnel design of two-dimensional hypersonic inlet

LI Hang^{1,2}, LI Bo¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Unit 92724, The Chinese People's Liberation Army, Qingdao Shandong 266000, China)

Abstract: The curved surface of internal contraction tunnel of two-dimensional hypersonic inlet was designed and investigated. Based on hypersonic inlet with the same internal contraction area ratio and throat area, the influences of the length of internal contraction tunnel and the tension of the shoulder spline on the inlet performance were studied numerically. Results indicate that the length of internal contraction tunnel has great effect on the total pressure recovery coefficient and the starting-up Mach number. When the length to throat height ratio is 8.4, the total pressure recovery coefficient is better. Spline with suitable tension to replace the traditional surface with radii at shoulder can increase the total pressure recovery coefficient. With the increase of the length of internal contraction tunnel, the corresponding optimal tension of spline will decrease. The recommended range of spline tension is 0.80—1.25.

Key words: performance of inlet; profile design; internal contraction tunnel; hypersonic inlet; numerical simulation

进气道作为高超声速飞行器推进系统的重要组成部分, 其主要作用是将流入的高速气流减速

增压, 并提供发动机所需的流量和出口流场^[1-2]. 对于混压式二元高超声速进气道而言, 高速来流

收稿日期: 2012-06-08

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130617.0940.201306.1291_011.html

基金项目: 南京航空航天大学基本科研业务费专项科研项目(NS2010040)

作者简介: 李航(1986—), 男, 河南洛阳人, 助理讲师, 硕士, 主要从事高超声速气动技术研究. E-mail: lihangle@163.com

经外压段波系压缩后进入内压段. 内压段的设计特别关键, 不当的内压段型面设计可能导致激波附面层干扰, 并引起流动分离. 内压段内一旦出现流动分离将会产生与设计期望不同的波系结构, 增大流动损失, 分离再附点附近也将出现局部过热现象. 另外, 气流分离严重时将会出现气动壅塞, 进而引起进气道不起动, 影响进气道起动性能^[3-7].

内压段下壁面的设计一般有两种方式: 折角过渡和曲面过渡. 折角过渡方式通常基于在某一飞行状态最后一道内压激波打在下壁面肩点上的理念进行设计^[8-10], 这样可以使下壁面肩点处产生较小的膨胀, 减弱激波强度及激波附面层干扰, 从而达到较高的总压恢复系数^[11]. 但同时也存在对来流马赫数和攻角敏感, 外流阻力较大, 优化余地较小等缺点^[12]. 曲面过渡方式会在内压段下壁面形成一定的顺压力梯度, 能减缓附面层的发展, 减弱激波附面层干扰, 且无须最后一道内压激波打在下壁面肩点上即可获得较高的性能, 能有效拓宽进气道的工作马赫数范围. 本文针对曲面圆弧过渡方式, 采用样条曲线代替传统的圆弧直接过渡, 并利用 Fluent 软件对其流场进行了数值模拟. 研究了曲线弦长、样条线张度对流场参数及进气道起动性能的影响, 给出了进气道内压段的参数选择建议, 研究结果可供冲压发动机进气道设计人员参考.

1 主要设计参数

参考二元高超声速进气道设计方法^[13], 设计了一典型二元高超声速进气道模型, 结构型面如图 1 所示. 进气道设计马赫数 $Ma=6.5$, 采用三波系压缩的外压段结构, 压缩转折角分别为 $\delta_1=7.5^\circ$, $\delta_2=4.7^\circ$, $\delta_3=5.3^\circ$, 设计条件下激波封口. 进气道长度尺寸分别用喉道高度 h_1 进行无量纲处理, 其中外压缩段总长 $L_e=29h_1$.

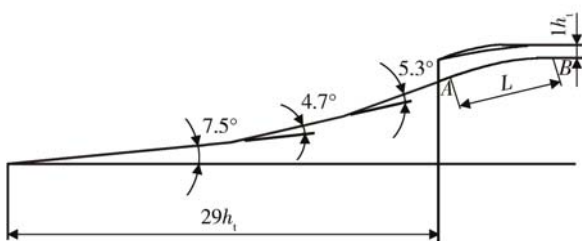


图 1 进气道型面结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of inlet model

在研究中保持外压段、唇罩尖点、进气道内收缩比及喉道面积不变, 通过采用不同张度的样条曲线代替传统的肩部过渡圆弧, 以期实现进气道性能的提高. 样条曲线张度值在 CATIA 软件中进行型面设计时直接设定. 为了比较不同样条曲线对进气道性能的影响, 使用样条线过渡时, 保持曲线起始点 A 点位置不变, 终止点 B 点高度不变且仅做水平移动(见图 1). 研究中选取 A、B 点间弦长 L 及样条线张度作为设计参数, 以研究其对进气道气动性能的影响规律, 并给出参数选择建议.

2 物理模型及计算方法

使用 Fluent 软件进行流场数值仿真. 进气道来流马赫数 $Ma=6.5$, 大气静温 $T_0=223.5\text{K}$; 静压 $p_0=1879.9\text{Pa}$; 攻角及侧滑角均为 0° . 考虑到二元进气道流场的二维性特点及设计选型时的计算工作量, 采用二维数值模拟进气道流场. 数值计算时使用结构化网格, 加密处理壁面网格以准确模拟附面层内的复杂流动, 并满足湍流模型对壁面 y^+ 的要求. 经过网格疏密度校验, 选取流场计算域约 5 万网格点. 计算中流场边界条件包括: 压力远场、压力出口和无滑移绝热固壁三类边界条件.

采用 $k-\omega$ SST (shear stress transport) 湍流模型对进气道的二维流场进行了全黏性数值求解. 进气道流场为理想气体, 分子黏性采用 Sutherland 公式计算. 计算中时间推进采用隐式方法, 对流量采用 Roe 格式进行差分分裂, 2 阶迎风格式离散. 出口流场监测面的性能参数以流量平均的方式得到. 当各方程残差均下降 3 个数量级, 进气道出口流量稳定时, 认为计算收敛.

参考 NASA 兰利研究中心 Andrews 等所做的模型试验^[14]进行了数值计算方法校验, 以证明本文 CFD 方法的准确性. 试验模型结构如图 2 所示, 根据文献中所给模型尺寸, 构造出进气道二维型面进行计算仿真. 计算边界条件设置与文献中所给出的试验条件相同.

图 3 给出了来流马赫数 $Ma=4.03$ 时进气道上下壁面压力分布的试验与计算结果比较. 如图可见, 两者数据吻合较好, 压力规律变化一致, 说明本文使用的 CFD 计算方法可以较准确地模拟高超声速进气道的流动状态.

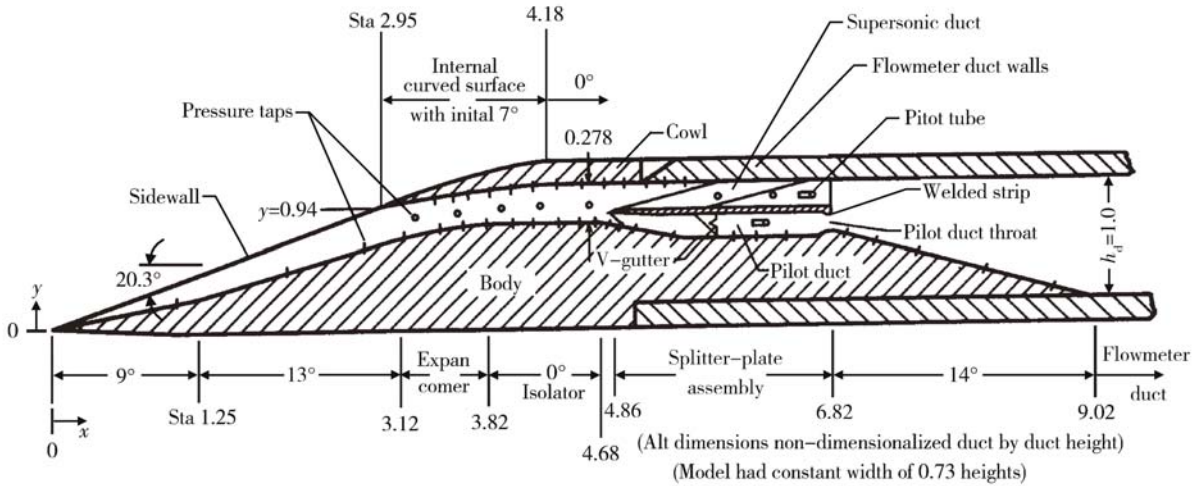


图 2 算例校验进气道模型结构图^[14]

Fig. 2 Schematic diagram of calibrated inlet model^[14]

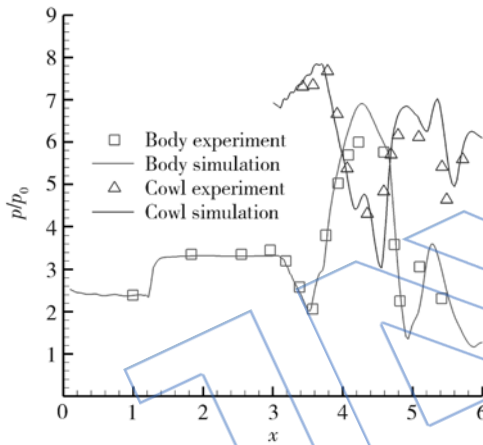


图 3 壁面压力试验和数值计算结果比较

Fig. 3 Comparison of pressure distribution on wall between experiment and simulation

随内压段长度的变化关系. 从图中可以看出随着弦长 L 逐渐增加, 喉道总压恢复系数呈现出先增大后减小的变化趋势, 并在 $L/h_t = 8.4$ 时达到最大值. 下面取样条线张度为 1.00 为例进行分析.

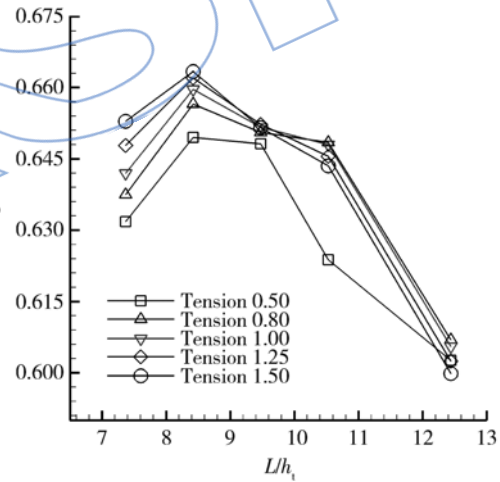


图 4 总压恢复系数随内压段长度变化

Fig. 4 Variation of total pressure recovery coefficient with the length of internal contraction tunnel

3 设计计算结果与分析

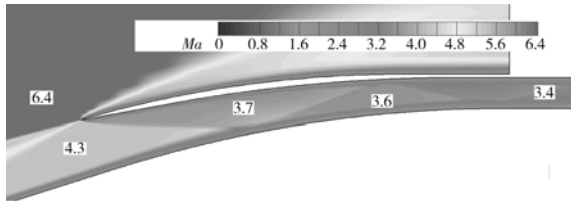
在保持二元进气道内压段面积收缩比及喉道面积不变的条件下, 通过数值仿真研究了不同内压段长度、下壁面型面曲线张度对进气道流场特性及起动性能的影响规律.

3.1 内压段长度设计分析

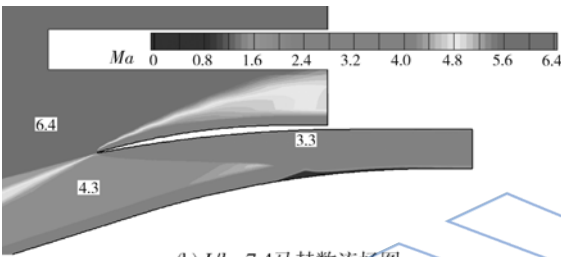
在设计条件下, 进气道唇罩处产生的入射激波打到肩部附近, 与当地附面层发生激波附面层干扰容易诱发分离; 而合理的肩部型面设计则会减小甚至消除分离, 来提高进气道性能. 在保持面积内收缩比及喉道面积不变的基础上, 以样条线始末点间弦长 L 为研究参数, 研究内压段长度对流动性能的影响, 并以喉道高度 h_t 进行无量纲化处理. 图 4 给出了不同张度下喉道总压恢复系数

随着内压段流道长度增加, 流道中激波反射次数增多. 内压段较长时容易造成激波损失与黏性损失增大, 从而降低总压恢复系数. 在保持外压段和唇罩型面不变的情况下, 唇口斜激波位置基本保持不变. 而弦长过小时, 较短的内压段使得唇口激波在下壁面的入射点相对位置后移. 由于内压段总转折角保持不变, 相对位置后移的入射点使气流在激波前存在更大的偏转角度, 从而使波前气流在下壁面的膨胀波束增强. 较强的波前膨胀进一步加剧了激波入射点的后移趋势, 使入射

点后气流偏折角减小,波后气流壁面膨胀减弱.进而增大了激波入射点前后的逆压力梯度,使唇口激波与下壁面附面层干扰加剧,容易诱发壁面流动分离,造成大的总压损失.如图 5 所示, $L/h_t = 12.4$ 与 $L/h_t = 7.4$ 相比较,后者在唇口激波入射点附近存在分离包,而前者无此现象.建议在设计内压段时,选取长度参数 L/h_t 为 8.4 左右,以保证内压段总压恢复系数较优.



(a) $L/h_t = 12.4$ 马赫数流场图



(b) $L/h_t = 7.4$ 马赫数流场图

图 5 张度为 1.00 时不同长度内压段马赫数流场图
Fig. 5 Mach number contours of different internal contraction tunnel lengths at tension 1.00

3.2 内压段肩部型面张度设计分析

目前在进气道设计中,常用的内压段肩部型面设计方法是直接采用圆弧过渡^[12].本文通过使用不同张度的样条曲线代替倒圆圆弧,以改善进气道气动性能.为便于比较不同张度样条线对流场性能的影响,在使用样条线过渡时限定曲线始末点 A、B 及喉道面积不变.图 6 为下壁面采用不同张度样条线的内压段型面示意图.可以看出随张度增大,样条线逐渐向内流动(即斜上方,图中箭头方向)弯曲.图 7 给出了不同内压段长度时喉道总压恢复系数随张度的变化曲线.

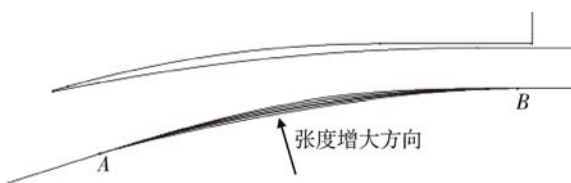


图 6 内压段型面示意图

Fig. 6 Schematic diagram of internal contraction tunnel

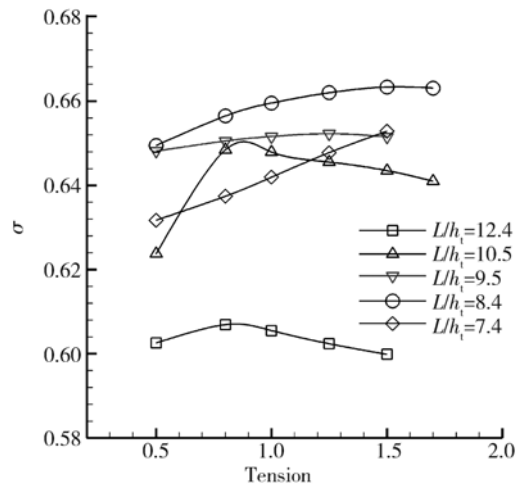


图 7 总压恢复系数随肩部样条线张度的变化曲线图
Fig. 7 Variation of total pressure recovery coefficient with tension of the shoulder spline

从图 7 中可以看出,随着张度变化进气道喉道处总压恢复系数也随之改变.这是由于不同张度的样条曲线具有不同的弯曲程度,从而在内流道产生不同的面积变化率和气流压缩趋势.在不同内压段长度时,样条线张度值和气流总压恢复系数之间也呈现出不同的变化关系.以内压段肩部样条线弦长 $L/h_t = 12.4$ 为例进行分析,随张度增大,喉道处总压恢复系数呈现出先增加后减小的变化趋势,并在张度为 0.8 时达到最大值.图 8 显示了内压段弦长 $L/h_t = 12.4$ 时,下壁面在不同张度下的流场波系结构.内压段的性能参数与流道中的激波强度和激波反射次数密切相关.当张度较小时,内压段前端流道内收缩程度较小从而进口段气流马赫数较高,使进口激波强度增大激波损失较强,进而喉道总压恢复系数偏低.随着张度的逐渐增加,内压段前部流道的收缩程度增大使进口段气流马赫数下降,降低了进口激波损失,喉道总压恢复系数随之升高.但当张度增大到一定程度后,内压段前部下壁面曲率增加引起唇口激波在下壁面的反射角度增大,从而造成内压段中激波反射次数增多;此时激波反射增多引起的总压损失开始占主导因素,喉道总压恢复系数又开始下降.从图 8 可见,肩部样条线张度为 1.5 的内压段喉道前激波反射次数明显多于张度为 0.5 的内压段型面.所以选取合适张度的样条线对肩部的曲线过渡影响重大,应兼顾内压缩趋势和激波反射次数两者之间的平衡来获得较优的气动性能.

图 9 显示了内压段长度与总压恢复系数最优

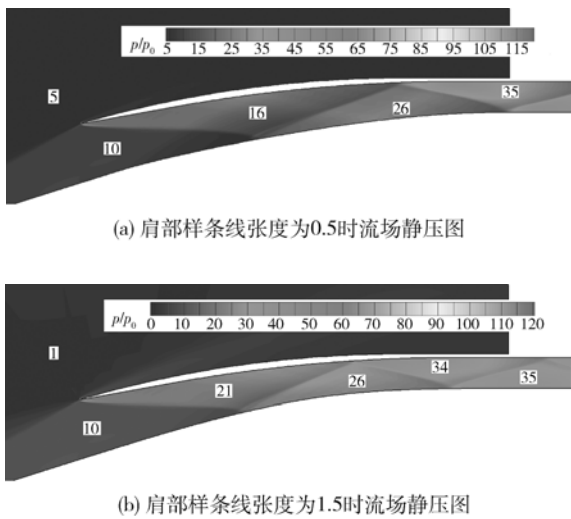


图 8 肩部弦长 $L/h_1 = 12.4$ 时不同张度样条线的静压流场图

Fig. 8 Pressure contours of different profiles of shoulder at $L/h_1 = 12.4$

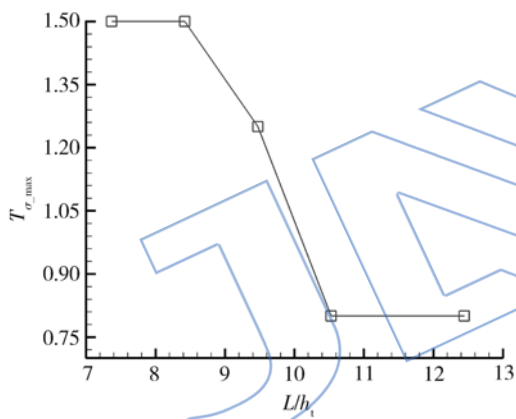


图 9 内压段长度与最优张度值变化关系

Fig. 9 Variation of optimal tension of spline with the length of internal contraction tunnel

张度值的变化关系(其中 $T_{\sigma_{max}}$ 表示总压恢复系数最优时的张度值). 随内压段长度增加,总压恢复系数最优的张度值呈下降趋势,张度值从 1.5 降低到 0.8. 从上述分析我们已知肩部样条曲线张度较小时,进口段气流马赫数较高,进口激波较强,但内压段中激波反射次数少;张度较大时进口段气流马赫数较低,进口激波较弱,但内压段激波反射次数多. 当内压段长度较短时,由于流道内固有激波反射次数少,激波角变化引起的反射波系结构改变并不会对进气道性能产生较大影响;此时由内压段前端收缩程度减小所引起的进口激波增强,是总压损失增大的主导因素. 所以在弦长较小时,选用较大张度的样条曲线减小进口激波强

度,能够显著改善进气道性能,其所对应的最优张度值也较大. 而内压段长度逐渐增加时,由于流道内固有激波反射次数较多,激波角增大引起的激波反射次数增加成为波系损失增大的主要因素;此时较小的壁面张度可以减少激波反射,更好地改善流道性能. 因此,随内压段增长总压恢复系数最优张度值逐渐降低.

3.3 内压段设计参数与起动性能的关系

进气道不起动状态的最显著特征是内压段入口存在较大的流动分离,在分离区前通过形成溢流来缓解进气道的“过压缩”. 当来流达到设计状态后,进气道的自起动就是内压段入口处分离包的消失过程,分离包逐渐被内压段吞入、减小直至消失^[15].

改善进气道起动性能的方法:一方面要通过合理的气动设计让进气道内压段中气流具备更好的抵抗逆压梯度的能力;另一方面则要合理地设计压缩型面,避免压缩过程中在流场局部形成过高的逆压梯度. 对于前者常采用开槽抽吸附面层的方法,提高进气道的流通能力. 本文则通过合理设计内压段肩部型面来改善进气道的起动性能. 在进行进气道起动性能的仿真计算时,本文先以较低来流马赫数时的进气道不起动流场为基础,并以 $Ma=0.1$ 为步长,逐渐增大来流马赫数,直至进气道实现起动,从而得到进气道的起动马赫数. 图 10 给出了进气道起动马赫数与肩部样条线参数的变化关系.

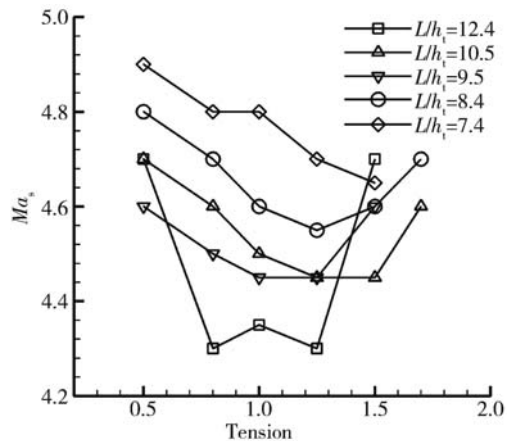


图 10 起动马赫数与曲线参数变化关系

Fig. 10 Variation of starting-up Mach number with parameters of spline

从图 10 可见,随内压段长度增加起动马赫数总体呈降低趋势. 在内压段总转折角及面积内收

缩比保持不变的前提下,通过增加曲线弦长 L_{AB} 来增长内压段,可以降低肩部曲线的弯曲曲率,使肩部型面平缓过渡,起到降低下壁面逆压力梯度的效果.从而使分离包在起动马赫数条件下更容易被内压段吞入,使进气道便于起动.如图 11 所示,设计条件下内压段弦长 $L_{AB}/h_t=12.4$ 时的压力峰值明显小于弦长 $L_{AB}/h_t=7.4$,可见内压段较长时具有较低的壁面逆压力梯度分布.因此适当增长内压段可以在一定程度上改善进气道的起动性能,而同时并不用减小进气道的面积内收缩比.然而较长的内压段会造成较大黏性损失和激波损失,因此在选取内压段长度时应折中考虑流场性能与起动性能的综合影响,在满足起动要求的前提下提高进气道性能.

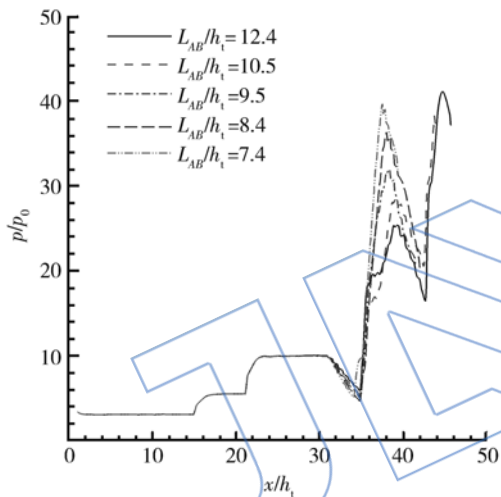


图 11 张度为 1.00 时不同内压段长度的下壁面压力分布

Fig. 11 Pressure distribution on downside of internal contraction tunnel with different lengths at tension 1.00

同时在相同内压段长度条件下,张度的改变也会对起动马赫数造成一定影响.不同张度的样条曲线对应于不同的内压段面积收缩趋势及壁面压力分布,因而也会对进气道在起动条件下的分离包吞入产生较大影响.从图 10 可见,在内压段的不同长度时,其起动马赫数与张度的变化关系并不完全一致,这说明了内压段型面参数对进气道起动性能影响的复杂性.不过从图中可以看出,起动性能最优张度值随内压段长度的增加呈下降趋势,这与总压恢复系数最优张度值的变化规律有相似之处.但根本因素应与进气道在起动马赫数时的内部流场结构有关,本文对此并未做过多

研究.根据图 10 所示结论建议张度取值在 0.80~1.25 之间以保证起动性能较优.

4 结 论

采用数值方法,对二元高超声速进气道内压段型面设计进行了研究,分析了几何设计参数对进气道性能的影响规律,结果表明:

1) 随着内压段长度逐渐增加,喉道总压恢复系数先增大后逐渐减小,并在 L/h_t 为 8.4 左右达到最大值.内压段长度较大时,波系损失与黏性损失增大;长度较小时,激波入射点附近逆压力梯度增大,附面层容易分离.

2) 采用合适张度的样条曲线代替常用的肩部圆弧,能够提高内压段的总压恢复系数,通常随着曲线张度增大,喉道处总压恢复系数先增加后减小,随着内压段长度增加,总压恢复系数最优的曲线张度值呈降低趋势.

3) 适当增长内压段可以在一定程度上改善进气道的起动性能.此外在相同的内压段长度条件下,不同的样条线张度值对进气道起动性能也有影响,建议张度取值在 0.80~1.25 之间以保证起动性能较优.

参考文献:

- [1] Seddon J, Goldsmith E L. Intake aerodynamics[M]. London: Blackwell Science, 1999.
- [2] 王振国, 梁剑寒, 丁猛, 等. 高超声速飞行器动力系统研究进展[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 716-739.
WANG Zhenguo, LIANG Jianhan, DING Meng, et al. A review on hypersonic airbreathing propulsion system[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(6): 716-739. (in Chinese)
- [3] 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. (in Chinese)
- [4] Bachchan N, Hillier R. Hypersonic inlet flow analysis at off-design conditions[R]. AIAA 2004-5380, 2004.
- [5] Duquesne N, Alziary T. Numerical investigation of a three-dimensional turbulent shock/shock interaction[R]. AIAA-98-0774, 1998.
- [6] Hawboldt R J, Sullivan P A, Gottlieb J J. Experimental study of shock wave and hypersonic boundary layer interactions near a convex corner[R]. AIAA-93-2980, 1993.
- [7] Berry S A, Auslender A H. Hypersonic boundary-layer trip development for hyper-X[R]. AIAA 2000-4012, 2000.
- [8] Craddock C S. Computational optimization of scramjets and

- shock tunnel nozzles [D]. Queensland: University of Queensland, 1999.
- [9] Van Wie D M, Ault D A. Internal flowfield characteristics of a two-dimensional inlet at Mach 10[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1996, 12(1): 158-164.
- [10] XU Xu, XU Dajun, CAI Guobiao. Optimization design for scramjet and analysis of its operation performance[J]. *Acta Astronautica*, 2005, 57(2/3/4/5/6/7/8): 390-403.
- [11] 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): 686-689. (in Chinese)
- [12] 张晓嘉, 梁德旺, 黄国平. 二元高超声速进气道内压缩通道/隔离段曲面构型[J]. *推进技术*, 2008, 29(1): 49-53.
ZHANG Xiaojia, LIANG Dewang, HUANG Guoping. Curved surface structure of internal contraction tunnel/ isolator of two-dimensional hypersonic inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(1): 49-53. (in Chinese)
- [13] 张晓嘉, 梁德旺, 李博, 等. 典型二元高超声速进气道设计方法研究[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(8): 1290-1296.
ZHANG Xiaojia, LIANG Dewang, LI Bo, et al. Study of design method of typical two-dimensional hypersonic inlet [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(8): 1290-1296. (in Chinese)
- [14] Andrews E H, Trexler C A. Tests of a fixed-geometry inter-combustor configuration for hydrocarbon-fueled dual-mode scramjet[R]. AIAA 94-2817, 1994.
- [15] 王翼. 高超声速进气道启动问题研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008.
WANG Yi. Investigation on the starting characteristics of hypersonic inlet[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)

JANSP