

混压式超声速进气道喉道长度的设计与数值研究

王新月, 高强, 王占学

(西北工业大学动力与能源学院, 710072, 西安)

摘要: 为了提高定几何混压式超声速进气道的性能, 对冲压发动机轴对称混压式超声速进气道进行了研究, 并重点研究了喉道长度的设计及激波附面层干扰对进气道性能的影响。数值计算结果表明: 在进气道总长度一定的条件下, 喉道长度小于激波链长度的设计对进气道的总性能更有利。在计算马赫数分别为 3.5 和 4.0 的条件下, 将喉道长高比为 3.75 和 10.0 的进气道相比, 其总压恢复系数分别增加了 6.15% 和 5.04%; 对于长度一定的进气道, 喉道越长, 则扩张段越短, 达到同样扩张比的扩张角就越大。因此, 对于设计马赫数为 4.0 的进气道, 取喉道长高比为 3.75 时, 进气道的总压恢复系数最高, 抗反压能力也较强, 该结果可为定几何混压式超声速进气道的设计提供参考。

关键词: 混压式超声速进气道; 冲压发动机; 喉道长度; 数值计算

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2009)03-0106-04

Design for Throat Length of Mix-Compression Supersonic Inlet with Numerical Analysis

WANG Xinyue, GAO Qiang, WANG Zhanxue

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: To enhance the performance of mixed-compression axisymmetric supersonic inlet with fixed-geometry, the performances of designing Mach number 4 mixed-compression inlet of ramjet are investigated. The numerical calculation is carried out for the performance of inlet with the different length of throat. The research shows that it is necessary that the length of throat is less than the length of shock chain in the inlet of constant length. Especially for the shorter length of throat, total pressure recovery coefficient is enhanced at higher Mach number condition. When Mach number equals to 3.5 and 4.0, the total pressure recovery coefficient is enhanced by 6.15% and 5.04% for length-to-height ratio of throat 3.75 and 10 respectively. The longer the length of throat, the shorter the length of diffuser for given inlet length. Simultaneously, the performance of inlet will be deduced. When length-to-height ratio of inlet throat equals to 3.75, the total pressure recovery coefficient and the ability of resistance backpressure of the inlet are highest under design Mach number 4 condition. This result provides a reference for the design of the mixed-compression axisymmetric inlet with high designing Mach number.

Keywords: mixed-compression inlet; ramjet; throat length; numerical calculation

为了提高高马赫数(Ma)进气道的性能, 目前的主要设计方法是采用变几何进气道和流动控制技术。近年来, 对中等超声速($3.0 \leq Ma \leq 5.0$)巡航 Ma 范围内的冲压发动机进气道的研究增多, 文献

[1]对固定几何混压式轴对称进气道进行了数值计算和实验研究, 所研究的进气道设计中 Ma 为 3.5, 并采用二级锥压缩的设计方案, 得到了进气道的基本性能, 但并没有给出喉道长度及其设计方法。文献

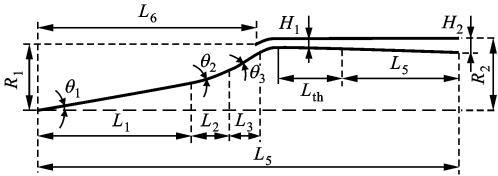
[2]总结了前人的研究结果,给出了外压式进气道喉道长度的设计方法,主要结论是,对于外压式进气道,当喉道长度等于或稍大于激波链长度时,进气道总压恢复系数最高.这种设计方法对于高 Ma 的混压式进气道,会导致管道更长、质量增加,从而影响了进气道的总体性能.文献[3]研究了 Ma 为 2 的混压式轴对称进气道,得出的结论是,进气道喉部流场畸变对进气道起动性能影响较大.文献[4]的作者针对超声速进气道,采用代数湍流模型对进气道性能进行了数值研究,提出的进气道设计新概念是通过变几何的方法来改变喉道面积,因此改善了进气道的性能.文献[5-6]研究了 MRD(Multi-Row Disk)轴对称进气道,其主要思想仍然是通过变几何的方法来提高进气道的非设计状态性能,实际上早在 20 世纪 60~70 年代,Boeing 公司和 NASA 就对变几何轴对称进气道进行了深入的实验研究^[7-8].

根据喉道长度等于激波链长度的设计方法,对于设计 Ma 为 4 的外压式进气道,其喉道的长度为 8 倍的喉道进口高度^[2]会导致进气道质量增加.因此,本文重点研究了定几何进气道的管道总长及不同的喉道长高比对进气道性能的影响.对于定几何设计的高 Ma 的进气道,本文设计不仅结构简单而且质量轻,特别是对于冲压发动机,这种进气道更具有潜在的优势.

1 超声速进气道设计

根据飞行器的设计需求,进气道设计中的 Ma 取为 4,由于 Ma 较高,所以进气道采用三级锥体压缩.考虑到真实进气道的构形,唇口采用圆角设计,其中三级锥角分别为: $\theta_1 = 10^\circ$, $\theta_2 = 9.21^\circ$, $\theta_3 = 10.79^\circ$,详细的设计方法见文献[2].

图 1 中给出的参数分别为: $L_1 = 561.98\text{ mm}$, $L_2 = 137.42\text{ mm}$, $L_3 = 114.69\text{ mm}$, $R_1 = 242.82\text{ mm}$,



$L_1 \sim L_3$:各锥体的长度; L_6 :外罩唇口长度; R_1 :外罩唇口高度; R_2 :扩张段出口高度; r :进口下表面的半径; L_5 :扩张段长度; H_1 :喉道高度; H_2 :扩张段出口高度
 L_0 :总长度; L_{th} :喉道长度

图 1 进气道模型

$R_2 = 260.35\text{ mm}$, $L_6 = 798.82\text{ mm}$, $r = 133.55\text{ mm}$, $H_1 = 29.3\text{ mm}$, $H_2 = 47.45\text{ mm}$, $L_0 = 1\,542.2\text{ mm}$, 计算中 L_{th} 和 L_5 是可以变化的.

2 控制方程及计算方法

采用有限体积法对积分形式的守恒雷诺时均 N-S 控制方程求解,即

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \int_r (\mathbf{F} - \mathbf{G}) dS = \int_{\Omega} \mathbf{Q} d\Omega$$

式中: $\mathbf{W}$ 为守恒变量; $\mathbf{F}$ 和 $\mathbf{G}$ 分别为对流通量的向量和黏性扩散通量的向量; $\mathbf{Q}$ 为源项,具体形式参见文献[9].

计算中采用 $k-\omega$ 湍流模型和标准壁面函数对近壁区进行处理,对控制方程采用二阶迎风格式进行离散, $k-\omega$ 方程采用一阶迎风格式离散.考虑到真实进气道构形以及内外流动计算的复杂性,第 1 级锥的头部采用钝化处理,网格设计采用边界层网格和多块分区结构化网格.计算中对于较高 Ma 的流动采用壁面网格自适应处理技术,以提高计算精度和加速收敛.将来流边界条件取为无穷远边界条件,出口采用给定进气道出口反压,壁面为无滑移绝热壁面边界条件.

3 计算方法的验证

为了验证计算方法的可靠性,采用文献[10]的几何构形进行了数值计算.计算条件:进气道的来流 Ma 为 2.18,总压为 296 kPa,总温为 300 K,攻角和侧滑角为 0.计算得到的进气道总压恢复系数为 0.766,实验得到的总压恢复系数为 0.789,计算与实验值很接近.计算得到的进气道外罩内壁面上的压力分布与实验结果的对比曲线如图 2 所示(外罩壁面压力为 p_w ,来流压力为 p ,外罩内壁面的轴向坐标为 x).可以看出,本文数值模拟得到的结果与实验值吻合得较好.

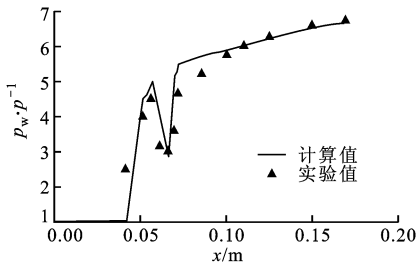


图 2 进气道外罩内壁面的压力分布

4 喉道长高比对进气道性能的影响

4.1 喉道长高比对总压恢复系数的影响

对于超声速进气道,影响总压恢复系数 σ 的因素有激波、流动损失、流动状况及流动条件、管道形状及流速等.图3给出了进气道在临界工作状态下的 σ 随喉道长高比和 Ma 的变化规律,可以看出,对于给定的 Ma ,随着喉道长高比的增加, σ 先增加后减小,来流 Ma 在4~4.5时,最佳喉道长高比在3.75~5.4之间.当 Ma 为3.5时,最佳喉道长高比为3.75.综合考虑设计和非设计状态进气道的性能,进气道的最佳喉道长高比为3.75.分析图中所示的 σ 随喉道长高比变化的原因主要是,对于给定的进气道长度,当喉道较短时,扩张段较长,达到同样扩张比的扩张角较小,因此扩张损失较小,但结尾激波前的 Ma 较高,激波损失较大,两者综合后使得 σ 较低.如果喉道较长,则气流经过较长的斜激波链减速使得结尾激波前的 Ma 和激波损失都较小,但扩张角较大,因此扩张损失也比较大.此外,附面层加厚,加之激波附面层的干扰,会引起较大的气流分离,同样导致 σ 下降,而且随着喉道长高比的增加, σ 的下降速度更快.进一步分析还可以看出,在给定进气道长度的条件下,喉道长度小于激波链长度(设计 Ma 为4时, $L_{th}/H=8$)的 σ 更大.

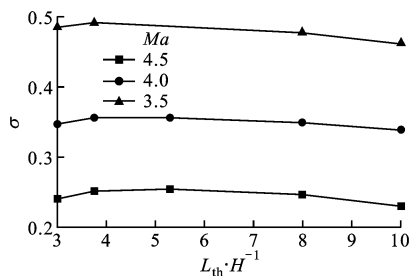


图3 临界状态下 σ 随喉道长高比的变化

图4给出了不同喉道长高比的 σ 随来流 Ma 的变化关系,可以看出, σ 随 Ma 的减小而增加,这是由于 Ma 越小,激波强度减弱,而且管内流速小,摩

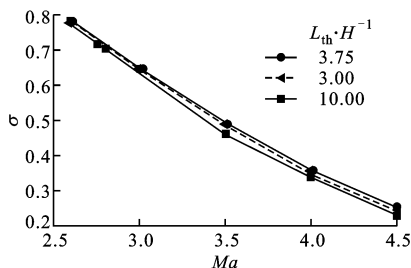


图4 σ 随 Ma 的变化

擦损失也小.此外,不论在设计状态或非设计状态下,当喉道长高比等于3.75时, σ 最大(图4最上方的曲线).当 Ma 小于3.0时,喉道长高比对 σ 的影响较小.将喉道长高比为3.75和10.0(喉道长度稍大于激波链长度)的曲线相比,在 Ma 分别为3.5和4.0的条件下,其 σ 分别增加6.15%和5.04%.因此,为了增加进气道的 σ ,喉道长度不宜过长.当设计 Ma 为4.0的进气道时,在进气道管道总长度不变的情况下,最佳喉道长高比应为3.75.

图5~图6给出了设计状态下不同喉道长高比的等马赫线图.由图可以看出,对于较短的喉道,流体进入内管道,经过较短的激波链压缩后,再经过一道结尾激波,变为亚声速流动.由于喉道较短,从上壁面反射的斜激波(见图5)与结尾激波相交,使结尾激波的上半部有所倾斜,下壁面的扩张,在较大逆压梯度的作用下,出现了附面层分离,并与结尾激波形成相互干扰,使得结尾激波下部也呈现斜激波.对于短喉道,结尾激波强度较大,但是由于达到同样扩张比的扩张角较小,分离并不严重,激波与附面层干扰较小,因此综合起来 σ 较大.



图5 喉道长高比为3.75时的等马赫线图



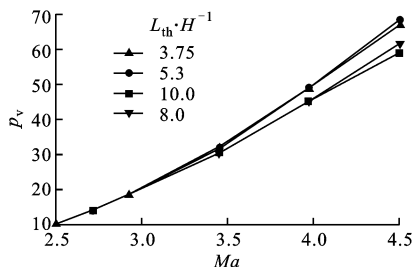
图6 喉道长高比为10时的等马赫线图

对于长喉道(见图6)的情况,由于下壁面分离,所以结尾激波在靠近下壁面处倾斜,而在靠近上壁面处,则接近正激波.由于激波链长度显著增加,因此结尾激波前的 Ma 较小,激波强度减弱,但对于给定长度的进气道,喉道越长,达到同样扩张比的扩张段越短,扩张角越大,结尾激波和扩张的壁面因素综合结果,使附面层分离区加大,结尾激波与附面层的干扰也比较严重.

从本节分析可以看出,在设计 Ma 较高的超声速进气道中,存在着激波的反射、相交、气流分离以及激波与附面层的相互干扰,由于扩张段内的附面层分离,结尾激波也可能变为斜激波,因此除了常规的设计要求外,混压式进气道的喉道长度的设计可直接对飞行器的质量以及性能产生影响.

4.2 进气道抗反压能力分析

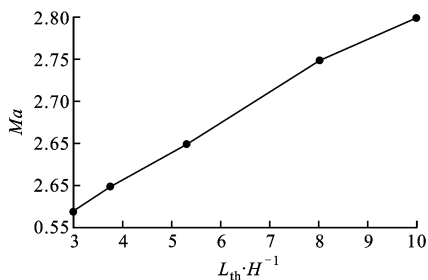
图7给出了临界状态下进气道冲压比 p_v 随来

图7 冲压比随来流 Ma 的变化

流 Ma 和不同喉道长高比的变化。从图7中可以看出:①随着来流 Ma 的增加,冲压比不断增大;②较小的喉道长高比可使进气道的冲压比提高更快;③在喉道长高比小于5.3和大于8.0的状态下,喉道长高比对冲压比影响不大。由图7还可以看出,在相同的 Ma (高 Ma 范围)下,较小的喉道长高比的进气道出口(燃烧室进口)的压强会更高,即当燃烧室内的压强发生变化时,较短喉道的进气道具有更强的抗反压能力。

4.3 喉道长高比对起动 Ma 的影响

在进气道总长度不变的情况下,对进气道喉道的长高比进行大量的数值研究,结果如图8所示。计算结果表明,当喉道长高比减小时,进气道的来流起

图8 喉道长高比与起动 Ma 的关系

动 Ma 减小,从变化曲线来看,起动 Ma 随喉道长高比的变化接近线性变化。起动 Ma 不断减小的原因是,超声速气流经过收缩段和较短喉道的激波系减速增压而致。由于喉道较短,等直段的附面层厚度相对较小,对有效流通面积的影响较小,因此更容易使进气道起动。反之,当喉道较长、附面层较厚、有效流通面积减小时,会使进气道起动 Ma 增加。

5 结 论

(1)对于设计 Ma 为4的混压式超声速进气道,在进气道长度一定的条件下,喉道长高比取3.75时对进气道的总压恢复系数和抗反压能力有利。

(2)计算表明,在 Ma 为3.5和4.0的条件下,喉道长高比分别为3.75和10的进气道总压恢复系数分别增加了6.15%和5.04%。

(3)对于总长度一定的混压式超声速进气道,考虑到进气道的质量、总压恢复系数和抗反压能力等综合因素,按喉道长度小于激波链长度的设计更有利于进气道的总性能。

参考文献:

- [1] 谢旅荣,郭荣伟. 定几何混压式轴对称超音速进气道气动特性数值仿真和实验研究[J]. 航空学报,2007,28(1):78-83.
- [2] XIE Lürong, GUO Rongwei. Numerical simulation and experimental validation of flow in mixed-compression axisymmetric supersonic inlet with fixed-geometry[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007,28(1):78-83.
- [3] MAHONEY J J. Inlets for supersonic missiles[M]. Virginia, USA: AIAA Education Series, 1990.
- [4] ZHA Gecheng, KNIGHT D, SMITH D. Investigations of high-speed civil transport inlet unstart at angle of attack[J]. Journal of Aircraft, 1998, 35(6): 851-856.
- [5] WEIR L J, SANDERS B W, VACHON J. A new design concept for supersonic axisymmetric inlets, 2002-3775[R]. New York, USA: AIAA, 2002.
- [6] MARU Y. Multi-row disk arrangement concept for spike of axisymmetric air inlet, 2004-3407[R]. New York, USA: AIAA, 2004.
- [7] KOBAYASHI H, TANATSUGU N, TETSUYA S, et al. Experimental study of multi-row disk inlets for hypersonic air breathing propulsion, 2004-861[R]. New York, USA: AIAA, 2004.
- [8] BENCZE D P, SORESENSEN N E. A study of the relative merits of three axisymmetric inlets for a hypersonic cruise mission, 1970-687[R]. New York, USA: AIAA, 1970.
- [9] SORESENSEN N E, LATHAM E A, SMELTZER D B. Variable geometry for supersonic mixed-compression inlets, 74-1172[R]. New York, USA: AIAA, 1974.
- [10] VERSTEEG H K, MALALASEKERA W. An introduction to computational fluid dynamics the finite volume method[M]. 北京:世界图书出版公司,1995.
- [11] GOKHALE S S, KUMAR V R. Numerical computations of supersonic inlet flow[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2001, 36(5): 597-617.