

文章编号:1000-8055(2011)11-2571-07

基于反正切曲线压升规律设计 高超内收缩进气道

南向军, 张堃元, 金志光

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 采用反正切曲线压升规律设计了轴对称基准流场, 该压升规律初始部分压缩较缓, 可产生较弱的前缘激波, 末尾部分压缩较缓, 可产生较小的内收缩比, 中间部分压缩量较大, 主要对气流压缩. 对该压升规律的 3 个系数进行了参数化研究, 得到各系数对流场压缩效率, 压缩量, 以及重要几何参数的影响规律. 基于该基准流场设计了圆形进口内收缩进气道, 并进行了无黏及黏性数值研究. 结果表明: 采用该压升规律可以有效减小进气道前缘激波强度, 提高压缩效率, 同时具有较小的参考内收缩比, 进气道在设计点和非设计点均具有良好的流量捕获特性和较高的压缩效率.

关 键 词: 高超进气道; 内收缩进气道; 基准流场; 压升规律; 数值模拟

中图分类号: V231

文献标志码: A

Design of hypersonic inward turning inlets with basic flowfield using arc tangent curve law of pressure rise

NAN Xiang-jun, ZHANG Kun-yuan, JIN Zhi-guang

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Numerical simulation was performed to study the performance of axisymmetric basic flowfield with arc tangent curve law of pressure rise, helping to weaken the leading shock wave and reduce the reference internal contraction ratio. This curve has three parameters, whose effects on the performance parameters such as total pressure recovery, static pressure ratio, contraction ratio and internal contraction ratio were studied. Finally, a circular inward turning inlet with the basic flowfield was designed and numerically simulated to get the flow characteristics and total performance. The result shows this inlet has weak leading shock wave and small internal contraction ratio, as well as high mass capture ratio and compression efficiency both on design point and off design point.

Key words: hypersonic inlets; inward turning inlets; basic flowfield;
law of pressure rise; numerical simulation

高超声速内收缩进气道由于具有高的总压恢复以及较广的适应性, 近几十年来研究者对其进行了大量的数值及试验研究^[1-5]. Busemann 进气道是最早的也是最典型的一类内收缩进气道, 它

以内锥形流场为基准流场, 由于内锥形流场具有压缩效率高, 进出口均匀等优点^[6], 因此人们期望以此作为基准流场设计的内收缩进气道也具有较高的总体性能和均匀的出口流场, 但研究后发现,

收稿日期: 2010-12-04; 修订日期: 2011-07-15

基金项目: 国家自然科学基金(90916029)

作者简介: 南向军(1985-), 男, 陕西咸阳人, 博士生, 研究方向为内流气体动力学. E-mail: nanxj12@163.com

该流场型面太长造成较大的黏性损失,而且较大的内压缩导致低马赫数起动性能差。尽管通过前缘截短能有效缩短进气道型面^[7],但是截短产生的前缘曲激波导致压缩效率降低。除 Busemann 进气道外,也有研究人员通过其他方法设计了基准流场。如文献[8]采用特征线法设计了等压力轴对称基准流场和等楔角轴对称基准流场,最终设计出模块化乘波式进气道构型,并进行了数值及试验研究。文献[9]采用截短的倒置等熵喷管流场为基准流场,设计了矩形转椭圆形内收缩进气道。国内也有研究者设计了内乘波式进气道^[10],该进气道在设计点可以实现全流量捕获。文献[11]曾结合特征线法设计了截面压力均匀的内收缩进气道型面。内收缩进气道经过流线追踪后,唇口高度后掠,接力马赫数唇口后掠虽能有效溢流,但仍需要通过放气、变几何等辅助措施改善起动性能^[12-13]。

压升规律作为内收缩进气道基准流场的核心,决定了进气道设计点和接力点的性能以及起动性能。以截短 Busemann 流场为例,截短产生的前缘曲激波造成一定的总压损失,降低了进气道的性能。此外,流场尾部压力梯度急剧增大,造成较大的内压缩量,不利于进气道接力点起动。为了有效的提高进气道设计点和接力点性能以及起动性能,必须寻找一种合理的压升规律,选取前缘激波较弱同时内压缩量较小的压升规律便是一种可能的解决方法。本文基于沿程压力梯度可控的轴对称基准流场设计方法^[14],通过比较几种典型的压升规律后,选取了一种反正切曲线分布的压升规律,由于这种压升规律的前缘和后缘压力梯度小,以此为压升规律的基准流场具有较弱的前缘激波和较小的内收缩比,可在一定程度上兼顾设计点和接力点的性能以及起动性能。

1 压升规律对基准流场性能影响

高超声速内收缩进气道的总体性能和其基准流场密切相关,设计基准流场时选取优良的压升规律尤为重要。本文分别选取四种典型的压升规律,设计了基准流场。这四种压升规律分别为:①等压力梯度规律;②三次曲线规律;③Busemann 流场压升规律,即 Busemann 流场;④反正切曲线规律。

这几种压升规律如图 1 所示。等压力梯度规律沿程压力梯度为定值。三次曲线压升规律,初始压力梯度较小,随后逐渐增大,最后又逐渐减小。

Busemann 流场的压力分布表现为压力梯度逐渐增大,至出口处压力梯度增大很快。反正切曲线压升规律和三次曲线接近,但初始部分和末尾部分压力梯度更小,中间部分压力梯度更大。

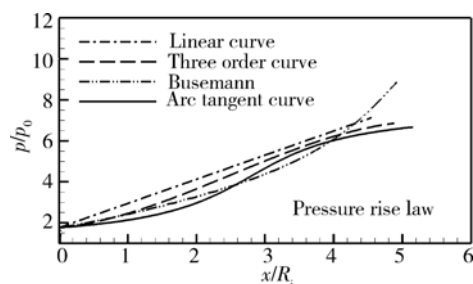


图 1 四种基准流场压升规律

Fig. 1 Laws of pressure rise four basic flowfields

采用以上四种压升规律,分别设计了四种轴对称基准流场。设计马赫数为 6.0,前缘压缩角为 4° ,中心体半径和进口半径(R_i)之比为 0.05。通过调整压升规律的各个系数,收缩比均为 6.6。对四种基准流场进行了无黏数值模拟。四种流场结构相似,但总体性能差别较大。图 2 为四种流场的总压恢复(σ)及内收缩比(R_{ci})对比曲线。内收缩比 R_{ci} 为前缘激波和中心体交点处横截面面积和出口面积之比。图中横坐标 1,2,3 和 4 分别表示前面四种基准流场。可见,采用反正切曲线压升规律压缩效率最高,同时其内收缩比和前两种流场相当,明显低于 Busemann 流场。

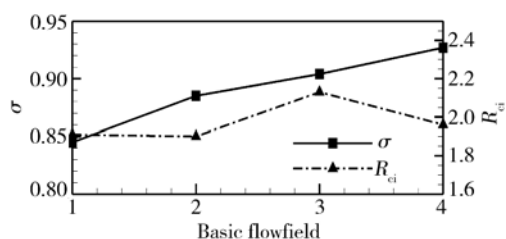


图 2 四种基准流场总压恢复及内收缩比比较

Fig. 2 Variation of total pressure recovery and internal contraction ratio with law of pressure rise

经过对四种压升规律对比分析发现,反正切曲线压升规律初始段斜率较小,中间段斜率逐渐增大,末尾段斜率又逐渐减小。初始段压缩量小有利于减弱前缘激波提高压缩效率;中间段主要对气流进行压缩,由于该段为等熵压缩,故压缩效率高;末尾段压力梯度减小有利于减小内压缩量,改

善进气道的起动性能。

本文采用的反正切压升规律可表示为

$$p(x)/p_t = c \cdot \arctan(a(x-b)) + 1.0 + c \cdot \arctan(ab) \quad (1)$$

其中 p_t 为前缘激波波后壁面静压,式(1)中的系数 a, b, c 的不同取值将产生多种不同的压升曲线,由此生成的基准流场也具有不同的性能。图 3 就是给定了压升规律后设计的一个典型的轴对称基准流场(第四种基准流场)。

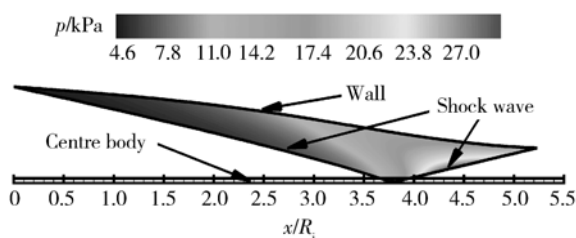


图 3 采用反正切曲线压升规律设计的轴对称基准流场

Fig. 3 Basic flowfield with pressure rise law of arc tangent curve

2 反正切压升规律参数化研究

反正切压升规律由系数 a, b, c 唯一确定,故这 3 个系数对所生成的基准流场性能有何影响值得深入研究,以便提供恰当的选取依据。

收缩比及内收缩比是高超进气道的重要几何参数,收缩比决定了进气道的压缩量,而内收缩比决定了进气道起动特性。对于内收缩进气道,基准流场的收缩比和内收缩比决定了流线追踪生成的进气道的收缩比及内收缩比,这将直接影响进气道的压缩量以及起动性能。图 4 为反正切压升规律 3 个系数对基准流场收缩比(R_c)及内收缩比 R_{ci} 的影响曲线。可见,系数 a 和 c 对收缩比的影响规律相同,大致为单调递增关系,而对内收缩比的影响规律却不相同,随系数 c 增大,内收缩比增大,但随 a 增大,内收缩先增大,最后略有减小。由于系数 a 越大,流场收缩程度增大,内收缩比会增大,但 a 继续增大时,初始段和末尾段越平坦,故内收缩比会减小。系数 b 对收缩比及内收缩比的影响较复杂,随 b 增大,收缩比先增大后减小,内收缩比随系数 b 的变化表现为先增大后减小。因为系数 b 决定了压升曲线拐点的位置,该处为压力梯度的极值点,因此,系数 b 的影响规律较复杂。

总压恢复和增压比是衡量压缩系统性能的重

要参数。对于基准流场而言,产生较大的压缩量同时有高的总压恢复则是性能优良的基本要求。图 5 给出了 3 个系数对基准流场总压恢复及增压比

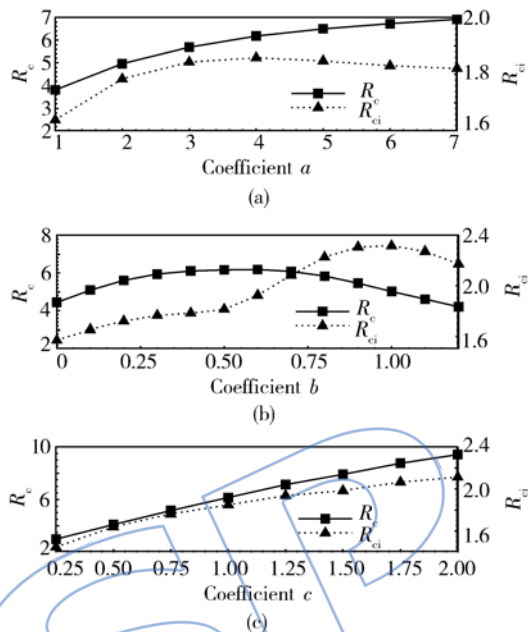


图 4 系数 a, b, c 对收缩比及内收缩比的影响

Fig. 4 Variation of contraction ratio and internal contraction ratio with coefficients a, b and c

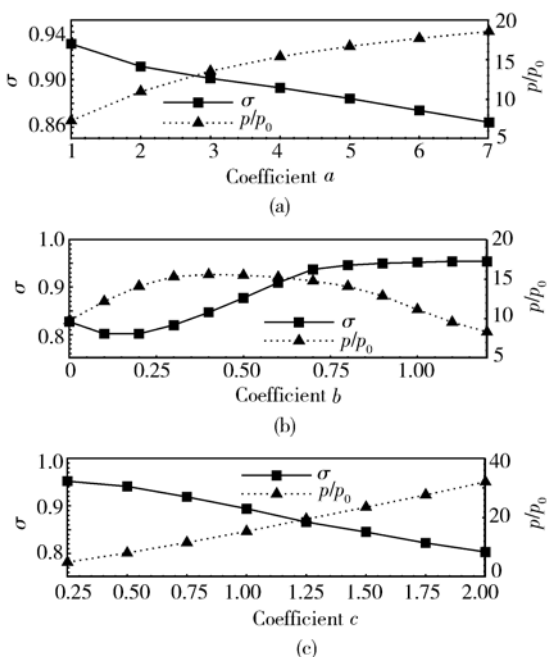


图 5 系数 a, b, c 对总压恢复及增压比的影响

Fig. 5 Total pressure recovery and compression ratio with coefficients a, b and c

的影响规律. 系数 a 和 c 对总压恢复和增压比的影响规律相当, 随 a 和 c 取值的增加, 总压恢复单调递减, 增压比单调递增. 同样的, 系数 b 的影响规律较为复杂, 随 b 增大, 总压恢复先减小后增大, 趋于一极限值, 增压比先增大后减小. 系数 b 越大, 拐点距前缘越远, 前缘激波强度越弱, 故总压恢复越高, 当 b 大于一定值后, 前缘激波强度已基本不变, 故总压恢复基本不变.

基准流场的长度也是人们关心的内容, 它的长度将直接决定所生成的进气道压缩面的长短及进气道的质量. 图 6 分别为 3 个系数对基准流场长度的影响规律, 可见, 随系数 a 增大, 基准流场长度减小, 但减小较少. 系数 b 的影响并不单调, 随 b 增大, 基准流场长度先减小后增大. 相比而言, 系数 c 对流场长度影响较大, 随 c 增大, 基准流场长度明显减小.

以上研究表明, 对于这种反正切压升规律, 系数 a, b, c 对流场总体性能的影响规律各不相同, 除系数 b 外, a 和 c 的影响基本是单调变化的. 从提高总压恢复角度出发, a, c 取小值, b 取略大值较为有利, 从提高收缩比看, a, c 取较大值有利, 但同时又增大了内收缩比, 从缩短压缩面长度看, a, c 取较大值有利, b 取略小值较为合适.

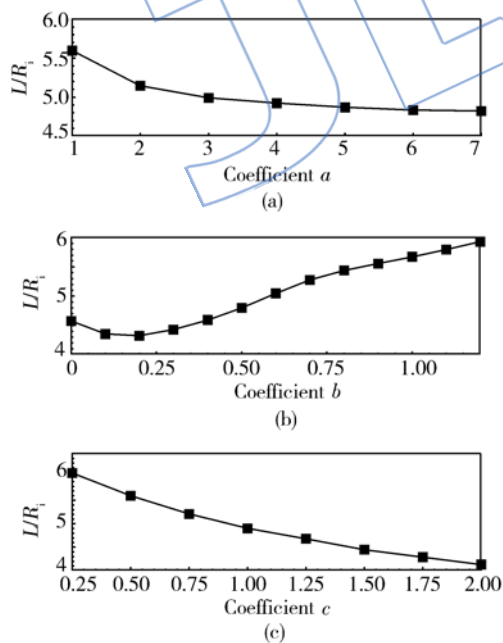


图 6 系数 a, b, c 对流场长度的影响

Fig. 6 Variation of length of basic flowfield with coefficients a, b and c

增大系数 a 有利于减小前缘和后缘的压力梯

度, 当系数 b 为 0.8 左右时可得到较高的压缩效率, 但内压缩较大; 当系数 b 为 0.5 左右时, 可部分兼顾压缩效率和较小的内压缩量, 系数 c 对流场性能的影响最为明显.

3 高超内收缩进气道设计

3.1 基准流场及进气道构型

根据前文参数化研究, 选取了合理的压升规律, 设计了反正切曲线压升规律的轴对称基准流场. 设计马赫为 $Ma=6.0$, 前缘压缩角为 4° , 中心体半径为进口半径的 5%, 该基准流场收缩比为 6.6, 参考内收缩比为 1.96, 总长为 1046.9 mm. 如图 7 所示, 初始段凹的型面产生较弱的前缘激波, 激波线较直, 经前缘激波压缩后损失较小, 中间段收缩程度较大, 主要完成气流的压缩, 该部分为等熵压缩, 末尾段凸的型面利于减小内收缩比, 同时将气流逐步偏转至接近自由流方向. 由该图中的压力分布也可明显看出这种对气流压缩的特点.

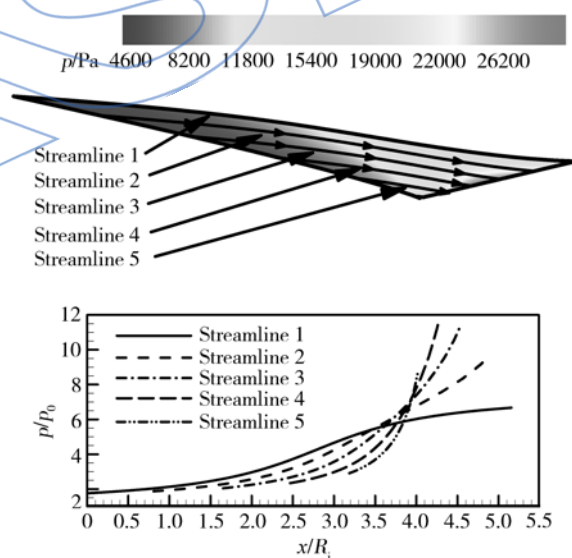


图 7 基准内部流线上压力分布

Fig. 7 Static pressure distribution on streamlines of basic flowfield

设计沿程压升规律可控的基准流场, 能够精确控制壁面的压升规律, 但流场内部的压力却不能有效兼顾. 于基准流场中取出几条流线, 对这几条流线的压力分布进行了分析. 如图 7 所示, 该流场的压升曲线较复杂, 不同流线上的压力分布有很大差别. 壁面的压升规律严格吻合设计时所给的压升规律, 明显带有拐点. 而逐步接近中心体,

压力分布曲线的拐点特征逐渐减弱,最后变成凹的类似抛物线的曲线.由于流场壁面和内部流线的压升规律均具有前面部分压力梯度小的特点,这对产生较弱的前缘激波有利,但后面部分内部流线上的压力梯度表现为一直增大的特点,表明该流场仍有较大的内压缩量.

基于所设计的反正切压升规律基准流场设计了圆形进口流线追踪内收缩进气道构型,并对其进行了三维无黏及黏性数值研究.进气道构型如图 8 所示.无黏型面收缩比为 6.96,内收缩比为 2.11.进气道总长为 1 047 mm,喉道直径为 84 mm,隔离段长度为 7 倍喉道直径.

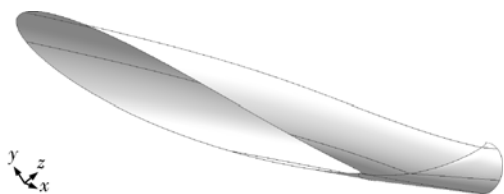


图 8 进气道型面示意图

Fig. 8 Schematic of inlet configuration

采用商用 FLUENT 软件求解,计算中选用的湍流模型为 renormalization group (RNG) $\kappa\epsilon$ 模型,近壁处采用标准壁面函数法.流动方程、 κ 方程、 ϵ 方程的离散均选择二阶迎风格式.由于几何条件和流动状态的对称性,只选取模型的一半进行流场计算.网格总数 70 万左右,进气道壁面网格如图 9 所示,分子黏性系数采用 Sutherland 公式计算,对壁面取绝热无滑移、固体边界条件.本文设计点马赫数为 6.0,来流静压为 2 549.2 Pa,静温为 221.55 K,单位雷诺数为 $4.95 \times 10^6/\text{m}$;接力点马赫数为 4.0,来流静压为 5 529.3 Pa,静温为 216.65 K,单位雷诺数为 $7.38 \times 10^6/\text{m}$.

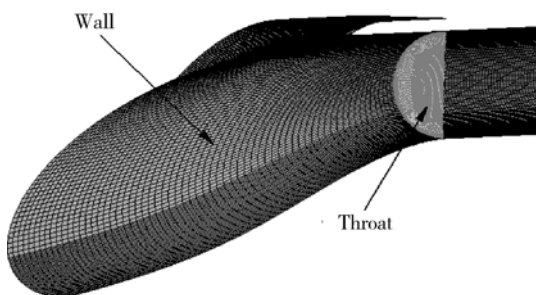


图 9 进气道壁面网格

Fig. 9 Surface mesh of inlet

3.2 进气道流场无黏计算

对圆形进气道无黏型面进行了数值求解,其流场结构如图 10 所示,进气道流场和基准流场相似,第一道激波贴口,流量系数为 1.0,第二道激波打在肩点,但由于气流速度并不与自由流平行,激波打在肩点后又发生反射,并在隔离段内多次反射.无黏时喉道截面总压恢复高达 0.9(表 1),比基准流场略低,增压比较基准流场稍高,喉道马赫数略低.由于流线追踪时选取的圆形流管主要位于基准流场的核心区域,而基准流场横截面内压缩程度不同,核心区域的压缩程度较壁面大,因此追踪核心区流线生成的进气道压缩量较基准流场大,总压恢复较基准流场低.

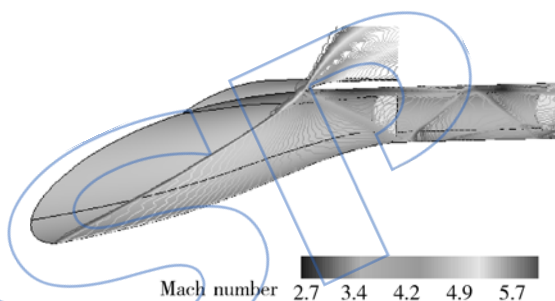


图 10 圆形进气道无黏型面无黏模拟流场结构

Fig. 10 Flowfield of inviscid numerical results without viscous correction

3.3 进气道流场黏性计算

采用位移厚度沿流线对无黏型面进行附面层修正,位移厚度的计算方法见文献[7].黏性修正后进气道的收缩比降至 5.12,内收缩比降至 1.85.对黏性修正后进气道进行了三维黏性数值模拟, $Ma=6.0$ 时进气道流场如图 11 所示,由于黏性导致喉道附近产生了较厚的附面层,喉道前

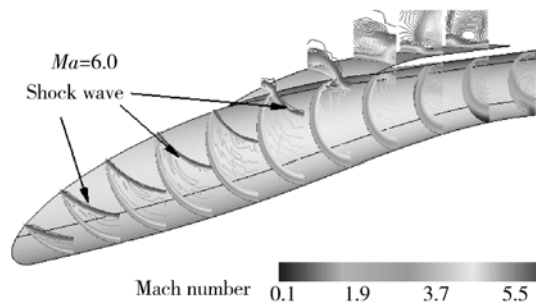


图 11 进气道沿程截面等马赫线图

Fig. 11 Mach number contours on cross sections normal to free flow direction in inlet

流场均匀性较好,喉道截面后由于第二道激波打在肩点前和顶板附面层相互作用,导致低速区的产生,同时侧板上的附面层向顶板下洗,和顶板低速区相互融合,导致隔离段内产生了流向涡,流向涡在隔离段内迅速发展,至隔离段出口,顶板上发展出很强的流向涡,涡流区已严重影响主流区,导致出口流场均匀性变差(图12)。

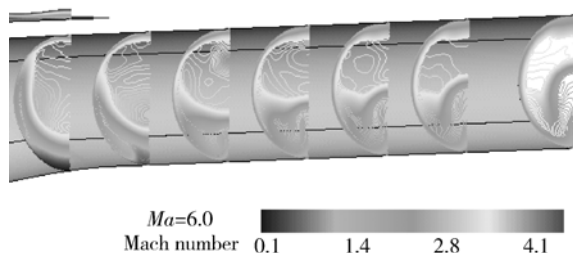


图12 隔离段内沿程截面等马赫线图

Fig. 12 Mach number contours on cross sections normal to free flow direction in isolator

表1给出了无黏和有黏模拟进气道的总体性能,相比无黏情况,喉道总压恢复下降至0.74左右,约下降17.8%,隔离段出口总压恢复约下降36.3%,约为0.559。虽然黏性产生了较大的总压损失,但该进气道的总压恢复仍然处于较高水平,该进气道在隔离段出口截面可产生20倍左右的增压比,将来流马赫数降至2.9左右。

表1 $Ma=6.0$ 进气道总体性能参数

Table 1 Total performance of inlet at $Ma=6.0$

	ϕ	α_{th}	p_{th}/p_0	Ma_{th}	α_{ex}	p_{ex}/p_0	Ma_{ex}
Inv.	1.00	0.900	18.81	3.50	0.878	19.53	3.47
Vis.	0.99	0.739	18.15	3.27	0.559	20.39	2.94

图13给出了基准流场的压升曲线,进气道无

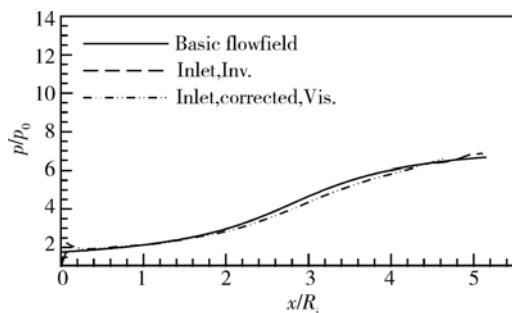


图13 $Ma=6.0$ 顶板沿程压力分布

Fig. 13 Pressure distribution on top wall at $Ma=6.0$

黏型面无黏计算及进气道黏性修正后型面黏性计算的对称面和顶板交线上的顶板压力分布,可见三种情况下,压力分布非常接近,均保持了反正切压升规律的特点,只是黏性情况下的压力分布和基准流场略有差别,但仍然保持了反正切曲线缓一急一缓的特征。

3.4 非设计点性能

对该进气道在非设计点数值研究结果表明,该进气道起动马赫数约为 $Ma=4.2$ 。此时流量系数为0.86,总压恢复可达0.79。在 $Ma=4.2\sim 6.0$ 范围内,进气道流量系数在0.86~0.99范围内,总压恢复位于0.559~0.739范围内。

对非设计点进气道的压力分布也进行了分析。图14分别为进气道在几个马赫数状态的压力分布。相同的是初始段均具有较小的压力梯度,有利于产生较弱的前缘激波,而末尾段压力分布差别较大,高马赫数时有所减小,低马赫数时不明显,因为低马赫数时唇口激波打在顶板上的位置前移,影响了顶板沿程压力分布。

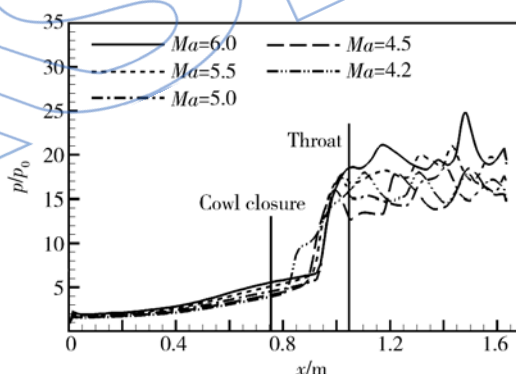


图14 不同马赫数下的顶板沿程压力分布

Fig. 14 Pressure distribution on top wall at different Mach numbers

当进气道工作于 $Ma=4.2$ 时,唇口激波打在顶板上引起附面层分离,产生了分离包。当来流马赫数进一步降低时,分离包逐渐增大,分离激波推出内压段,导致进气道不起动。虽然该进气道内收缩比小于Busemann进气道,但仍不能在 $Ma=4.0$ 起动。因此改善该进气道的起动性能还需采取其他措施,有待于进一步研究。

4 结论

本文基于沿程压升规律可控的轴对称基准流场设计方法,研究了反正切压升规律的轴对称基准流场特性及压升规律各个系数的影响,并基于

该流场设计了圆形进口流线追踪内收缩进气道,进行了数值研究,初步研究表明:

1) 采用反正切曲线压升规律,可以设计出压缩效率高且内收缩比较小的轴对称基准流场。

2) 对反正切曲线压升规律进行参数化研究发现,反正切曲线的三个系数对基准流场的影响规律各不相同。增大系数 a 有利于减小前缘和后缘的压力梯度;对于系数 b ,考虑到总压恢复和增压比,合理的取值在 0.8 左右,若同时考虑内收缩比,合理的取值在 0.5 左右;系数 c 对流场总体性能影响最为明显,可适当选取。

3) 基于反正切压升规律基准流场设计了圆形进口流线追踪内收缩进气道,并进行了无黏及黏性数值研究。结果表明,进气道型面能有效保留基准流场的压升规律,在设计点具有较高的压缩效率,几乎可以全流量捕获;在非设计点也具有良好的流量捕获特性和较高的压缩效率。

参考文献:

- [1] Billig F S. SCRAM: a supersonic combustion ramjet missile [R]. AIAA Paper 93-2329, 1993.
- [2] Billig F S, Kothari A. Streamline tracing: a technique for designing hypersonic vehicles [J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 10(3): 465-471.
- [3] Walker S H, Rodgers F. Falcon hypersonic technology overview [R]. AIAA 2005-3253, 2005.
- [4] Tam C J, Baurle R A, Streby G D. Numerical analysis of streamline-traced hypersonic inlets [R]. AIAA Paper 2003-0013, 2003.
- [5] 孙波, 张堃元, 金志光. 流线追踪 Busemann 进气道马赫数 3.85 实验研究 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 396-399.
- [6] Mölder S, Szpiro J. Busemann inlet for hypersonic speeds [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(8): 1303-1304.
- [7] Drayna T W, Nompelis I, Candler G V. Hypersonic inward turning inlets: design and optimization [R]. AIAA Paper 2006-0297, 2006.
- [8] Matthews A J, Jones T V. Design and test of a modular waverider hypersonic intake [R]. AIAA 2005-3379, 2005.
- [9] Smart M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular to elliptical shape transition [R]. AIAA 98-0960, 1998.
- [10] 尤延铎, 梁德旺, 黄国平. 一种新型内乘波式进气道初步研究 [J]. 推进技术, 2006, 27(3): 252-256.
- [11] YOU Yancheng, LIANG Dewang, HUANG Guoping. Investigation of internal waverider-derived hypersonic inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(3): 252-256. (in Chinese)
- [12] Barkmeyer D E F, Starkey R P, Lewis M J. Inverse waverider design for inward turning inlets [R]. AIAA 2005-3915, 2005.
- [13] Smart M K, Trexler C A. Mach 4 performance of a fixed-geometry hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transition [R]. AIAA 2003-0012, 2003.
- [14] Jacobsen L S, Tam C J, Behdadnia R. Starting and operation of a streamline-traced busemann inlet at Mach 4 [R]. AIAA 2006-4508, 2006.
- [15] 南向军, 张堃元, 金志光, 等. 压升规律可控的高超声速内收缩进气道设计 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(3): 518-522.
- [16] NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Investigation on hypersonic inward turning inlets with controlled pressure gradient [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 518-522. (in Chinese)