

文章编号:1000-8055(2013)01-0096-08

一种轴对称变几何进气道设计方法

滕 健, 袁化成

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 对带凹腔的圆锥流动进行了数值分析,就流场结构和总压分布与实验结果进行了比较,数值模拟结果与实验数据吻合较好,结果可信.数值模拟研究了不同几何构型的凹腔对圆锥流动的影响,分析并揭示了凹腔与圆锥流场的耦合流动特征.据此,对一种圆锥头部可移动的轴对称变几何进气道开展了方案设计及其气动性能分析,并与相应定几何进气道进行了对比.结果表明:当来流马赫数高于设计马赫数时,后退圆锥头部可以调节进气道外压缩波系,保证流量系数达到 0.99 以上,采用该变几何技术,在不改变进气道内通道几何形状的前提下,可明显提高进气道的流量系数.

关 键 词: 轴对称进气道; 变几何进气道; 圆锥凹腔; 数值仿真; 气动特性

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Design methodology of axisymmetric variable geometry inlet

TENG Jian, YUAN Hua-cheng

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Cone cavity flow was investigated with computational fluid dynamics (CFD) method. The flow structure and total pressure distribution were compared with experimental data. Results indicate that numerical results are in accordance with experimental data and the CFD method is creditable. Cone cavities with different shapes under various inflow conditions were studied; the coupling characteristic of cone cavity flow was analyzed and the flow phenomena downstream the cavity which were affected by cone cavity was presented. A kind of axisymmetric variable geometry inlet with movable cone tip was designed and its aerodynamic performances were compared with that of the relevant fixed geometry inlets. Results show that by translating cone tip backward toward the centerbody of the inlet, the exterior compression waves can be modulated and mass flow rate is obtainable above 0.99 when inflow Mach number exceeds the design point. The variable geometry technique would lead to an evident increase of mass flow rate without changing the geometry of internal compression duct of inlet.

Key words: axisymmetric inlet; variable geometry inlet; cone cavity; numerical simulation; aerodynamic characteristics

进气道是吸气式飞行器推进系统的重要部件,其气动性能对动力装置及飞行器的整体性能均有重要影响.按单点设计的常规几何进气道,

设计点的优良气动性能并不能保证其在所有工作范围内均能满足飞行器的性能要求.变几何进气道能够根据发动机在不同工作状态下的需求,适

收稿日期:2012-01-09

网络出版地址:http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130114.1726.201301.96_014.html

作者简介:滕健(1987-),男,云南巧家人,硕士生,主要从事内流气体动力学和高超声速进气道研究.

当地改变自身几何形状,改善进气道起动和再起动力,使进气道的捕获流量和总压恢复系数等性能参数满足发动机的需求.然而,变几何进气道在提高非设计状态气动性能的同时也带来了结构复杂性和操控烦琐性等缺点,如 SR-71 黑鸟超声速巡航侦查机采用了轴对称变几何进气道^[1-4].该进气道通过沿发动机轴线整体伸缩中心锥的方式控制外压缩激波系以及调整内收缩比,为了保证进气道的起动性能,在低马赫数时中心锥处于前伸状态确保进气道有较小的内收缩比,但是这种变几何方式带来了低马赫数时溢流严重的缺点,必须增加辅助进气门等额外的进气装置,由此大大增加了变几何系统的复杂性和控制的难度.为了探索研究结构简单、控制容易且能实现较宽马赫数范围性能提升的轴对称变几何进气道,日本太空与航空科学研究所(ISAS)于 2002 年提出了 MRD(multi-row disk)进气道的设计概念^[5-6].MRD 进气道是一种中心体几何可变的轴对称进气道,该中心体由顶部圆锥和若干盘组成,通过改变盘间的轴向距离来改变中心体几何形状,实现独立地调节增压比和流量系数^[7-9],在保证设计点性能的同时也能提高非设计点的性能.与传统的移动圆锥的轴对称变几何进气道相比,MRD 变几何进气道仅调节进气道外压波系,进气道内通道的几何形状不调节,相对易于实现,值得进一步深入研究.但目前公开发表的文献^[10-15]并未给出圆盘调节规律对进气道气动性能的影响,以及圆盘之间的凹腔几何尺寸变化对进气道外压缩波系的影响.为获得性能较优的进气道方案,有必要针对圆锥凹腔的流动规律及凹腔调节方式对进气道性能的影响做系统深入的研究.

借鉴 MRD 进气道的设计思想,本文对带凹腔的圆锥流动开展了数值仿真研究,基于获得的圆锥凹腔流动规律开展了超声速轴对称变几何进气道设计研究,并与相应定几何进气道性能进行对比分析.本文研究可为进气道变几何设计技术提供技术储备.

1 数值方法校核

选用文献^[9]给出的圆锥凹腔实验数据对本文采用的数值仿真方法进行验证.如图 1 所示,该圆锥长 594 mm,圆锥半角 8° ,凹腔底面与圆锥面平行,其前壁面与锥顶的距离为 295 mm.

如图 2 所示,对物理模型建立数值模拟网格,整个计算区域被分为 6 个子区域,各区域之间的

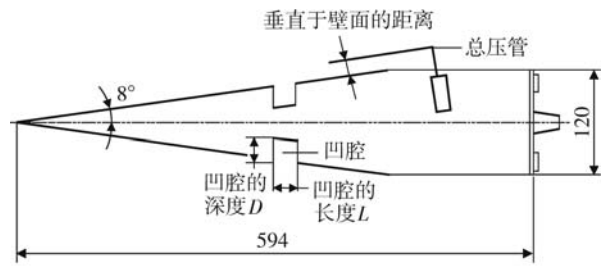


图 1 单凹腔圆锥实验模型示意图(单位:mm)

Fig. 1 Experimental model of cone with single cavity (unit:mm)

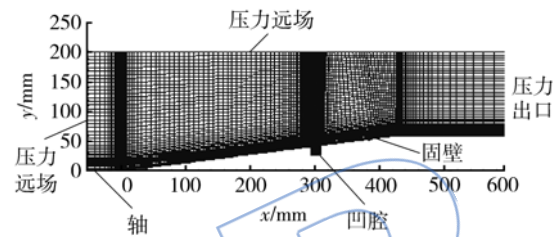


图 2 数值仿真网格及计算边界条件

Fig. 2 Computational fluid dynamics grid and boundary conditions

网格均匀过渡.为了准确获得凹腔内部和附面层内参数分布,对近壁面处和凹腔内网格采取了加密处理,保证在附面层内部区域至少有 3 个网格节点,网格单元总数约为 3.3 万.考虑到流动的对称性,选取整个流动区域的一半作为计算域.计算采用压力远场、压力出口、固壁和轴边界条件.

采用基于有限体积法的 Navier-Stokes(N-S)方程求解器进行数值模拟,时间推进采用隐式 LU-SGS(lower-upper symmetric Gauss-Seidel)方法,无黏对流通量采用基于 MUSCL(monotone upstream-centred schemes for conservation laws)插值的 Roe 格式离散,湍流模型选用标准 $k-\epsilon$ 两方程模型,使用 2 阶格式离散,壁面附近采用标准壁面函数进行修正.计算参数选取与实验设置相同,即自由来流马赫数为 3.0,总温为 288 K,总压为 0.441 MPa.计算的收敛以各方程残差均下降 4 个数量级为准则,同时保证进气道出口流量已经稳定.

图 3 给出了数值模拟得到的凹腔下游总压与实验数据对比,图中横坐标为总压管测得的波后总压与自由来流总压之比,纵坐标为垂直于壁面的高度.从图可以看出,数值模拟得到的总压分布规律及变化趋势与实验测量数据吻合,当凹腔长深比 L/D 分别为 0.5 和 1.0 时,数值模拟结果与实验数据吻合较好;当 L/D 为 3.7 时,在垂直壁

面高度 3~5 mm 区间内,实验值略高于数值仿真结果,其余部分数据吻合较好.可见,本文采用的数值仿真方法可以较为准确地模拟此类圆锥凹腔流动,计算结果可信.

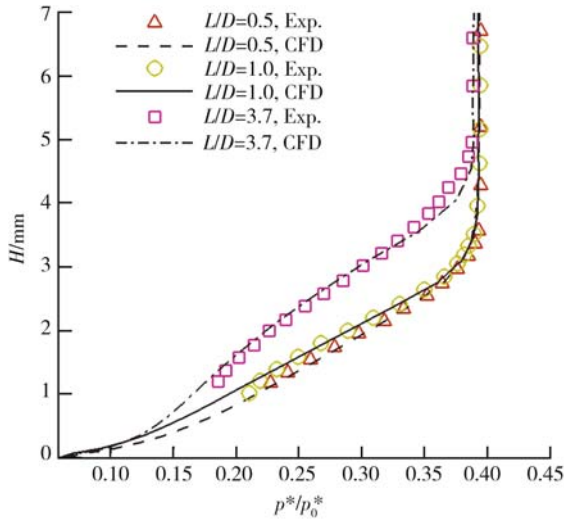


图3 凹腔下游总压分布与实验数据对比
Fig. 3 Comparison of total pressure distribution downstream cavity with experimental data

2 凹腔流动特征分析

选取半锥角为 $\alpha_1 = 20^\circ$ 的圆锥,在距其前缘锥顶 $S=180\text{ mm}$ 位置设置前后壁面与轴线垂直、底面与轴线平行的凹腔.凹腔前壁面深度 $D=34\text{ mm}$,长度 $L=34\text{ mm}$.圆锥凹腔模型几何构型如图4所示.

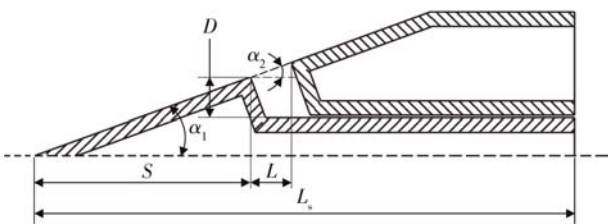
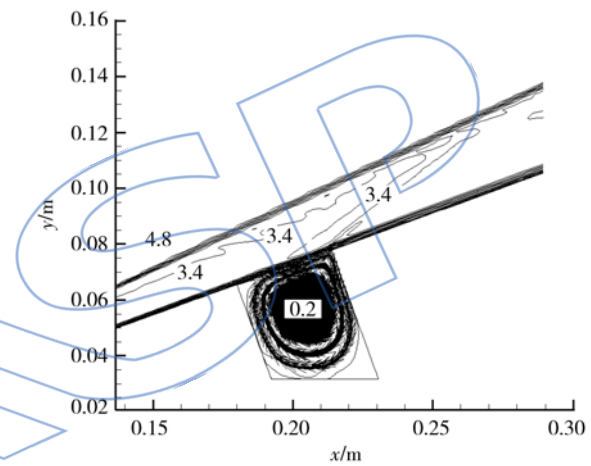


图4 圆锥凹腔模型几何构型示意图
Fig. 4 Diagram of cone cavity model

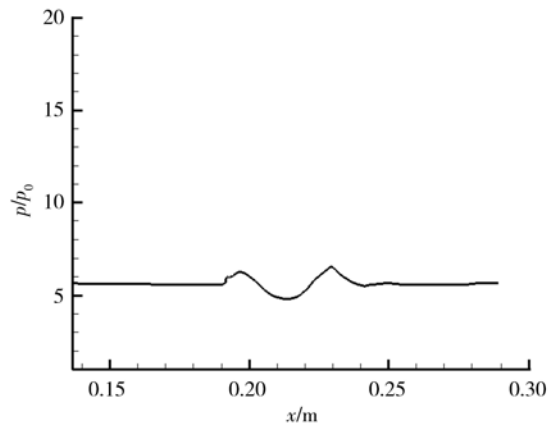
此时凹腔前后壁面肩点连线与轴线夹角 α_2 与半锥角相等,即 $\alpha_2 = \alpha_1$.凹腔前部的圆锥头部可沿轴线前后移动.当向前移动时, $\alpha_1 > \alpha_2$,后退时, $\alpha_1 < \alpha_2$.采用前文的数值仿真方法对上述凹腔构型分别开展了数值仿真,研究凹腔对圆锥流动的影响.

图5(a)和图5(b)分别给出了 $\alpha_1 = \alpha_2, L/D=$

1.00,圆锥凹腔马赫数等值图(含流线)及相应圆锥壁面的沿程静压分布曲线.其中图5(b)纵坐标为当地壁面静压与自由来流静压之比,凹腔部分对应的静压分布曲线为凹腔前后壁面肩点连线上的静压分布.从图可以看出,气流在凹腔内产生低速回流,低速回流区与圆锥面上主流交界面处形成气动型面.圆锥构型的凹腔前后壁面肩点连线与圆锥壁面在同一直线上,由于受到凹腔附近气流扰动的影响,此过程中沿程静压表现为先略有升高后降低,接着静压再次升高后降低,最后恢复至与凹腔前壁面之前静压值一致.这主要是凹腔形成的气动型面与圆锥型面差异导致出现一系列微弱膨胀压缩波所致.



(a) 马赫数等值图



(b) 静压分布

图5 圆锥头部未移动状态($L/D=1.0$)

Fig. 5 Diagram of cone tip staying stationary ($L/D=1.0$)

图6(a)和图6(b)分别给出了 $\alpha_1 > \alpha_2, L/D=2.33$ 时(按前文思路通过前移圆锥头部实现),圆锥凹腔马赫数等值图(含流线)及相应圆锥壁面的沿程静压分布曲线.从图可以看出,凹腔内的低速

回流区在凹腔与圆锥壁面间形成气动型面,由于 $\alpha_1 > \alpha_2$, 因此气动型面角度小于圆锥半锥角, 导致在凹腔前壁面产生膨胀波, 在凹腔后壁面产生激波. 气流流经膨胀波后马赫数由 3.4 增加至 4.0, 经过激波后马赫数下降至 3.4. 在此过程中, 沿程静压先下降后大幅上升, 最后与凹腔前圆锥壁面处静压值基本相同.

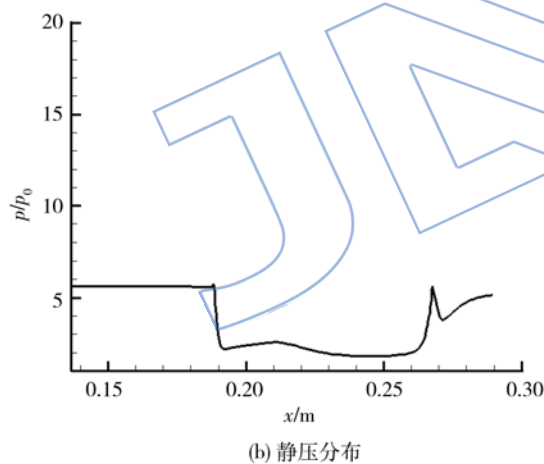
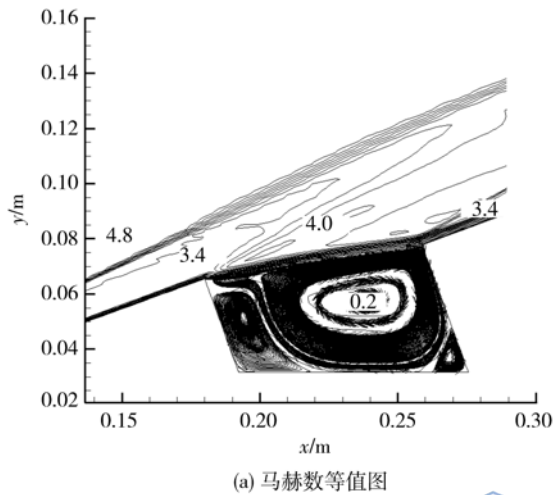


图 6 圆锥头部前伸状态 ($L/D=2.33$)

Fig. 6 Diagram of cone tip translating forward ($L/D=2.33$)

图 7(a)和图 7(b)分别给出了 $\alpha_1 < \alpha_2$, $L/D=0.11$ 时(按前文思路通过后退圆锥头部实现), 圆锥凹腔马赫数等值图(含流线)及相应圆锥壁面的沿程静压分布曲线. 从图可以看出, 由于 $\alpha_1 < \alpha_2$, 凹腔处形成的气动型面角度大于圆锥半角, 导致在凹腔前壁面产生激波, 在凹腔后壁面产生膨胀波. 气流流经激波后马赫数由 3.4 下降至 2.4, 经过膨胀波后马赫数上升至 3.4. 在此过程中, 沿程静压上升后先小幅下降再急剧下降, 最后恢复至

凹腔前壁面之前的值. 从马赫数等值图还可以看到, 凹腔前壁面肩点处产生的激波与圆锥顶部产生的激波相交, 导致凹腔下游锥面激波被大幅抬升.

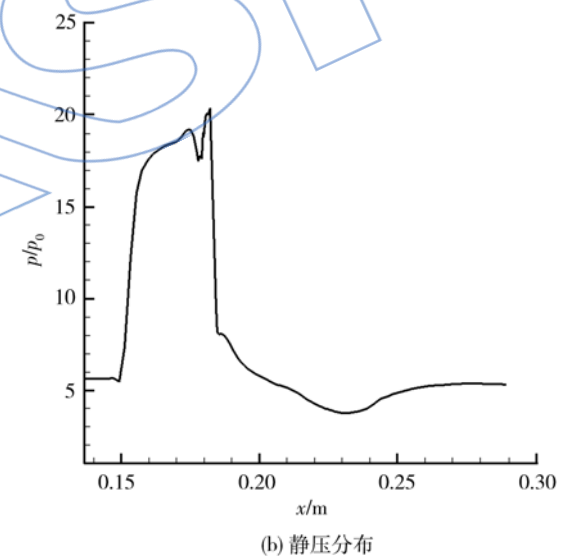
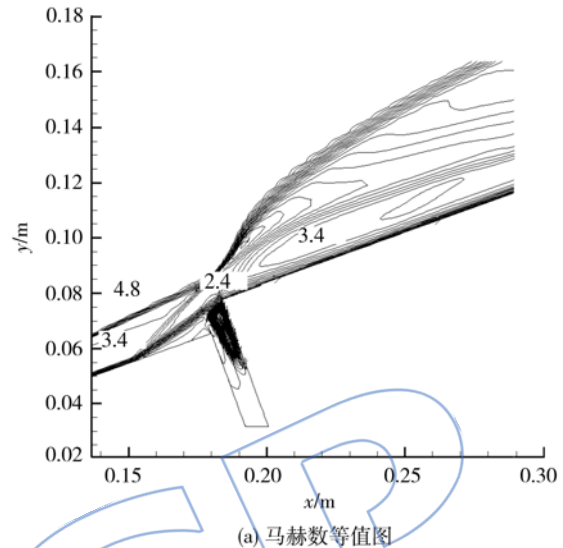


图 7 圆锥头部后退状态 ($L/D=0.11$)

Fig. 7 Diagram of cone tip translating backward ($L/D=0.11$)

3 轴对称变几何进气道设计方案

3.1 变几何进气道方案设计

基于上述圆锥凹腔流动特征的分析, 利用圆锥头部前伸和后退对流场的调节作用, 在工作马赫数范围为 2.5~4.5 的条件下设计了带凹腔的轴对称变几何进气道且命名为方案 B. 鉴于本文所设计的轴对称变几何进气道可以在高马赫数来

流条件下通过控制外压缩激波系实现激波封口并兼顾低马赫数时的气动性能,所以带单个凹腔轴对称变几何进气道设计点马赫数选择为 3.5,此状态下激波封口.并且,为验证本文设计的轴对称变几何进气道的可行性,并分析对比其气动性能,在相同工作马赫数范围按激波封口马赫数为 4.5 设计了一种常规轴对称定几何进气道方案 A. 2 种进气道方案采用相同的压缩角配置,具有相同的出口马赫数且均能在马赫数为 2.5 起动(如表 1 及表 2 所示).

表 1 进气道主要设计参数
Table 1 Major design parameters of inlets

进气道方案	A	B
设计封口马赫数	4.5	3.5
压缩角配置	单级锥面压缩 半锥角 20° 唇口转折角 6°	
内压段面积收缩比	1.25	1.25
中心锥压缩面长度(无量纲)	1.0	0.93
亚声速扩压段面积扩张比	2.1	2.1
亚声速扩压段长度(无量纲)	1.0	1.0
起动马赫数	2.5	2.5

表 2 设计点凹腔基本几何参数
Table 2 Basic geometry parameters of cavity on design point

参数(无量纲)	数值
凹腔长度 L	1.2
凹腔前壁面深度 D	1.0
锥顶至凹腔前壁面水平距离 S	3.0
凹腔长深比 L/D	1.2

图 8(a)为方案 A 常规轴对称定几何进气道示意图,图 8(b)给出了方案 B 轴对称变几何进气道示意图. 2 种进气道方案中心锥压缩面长度略有差异,其余几何参数相同.数值仿真的来流条件如下:飞行高度为 20km,自由来流静压为 5529.7Pa,自由来流静温为 216.67K.

基于圆锥头部移动方式对流场的影响规律,设计轴对称变几何进气道的变几何方案为:当来流马赫数低于变几何进气道的设计马赫数($Ma=3.5$)时,圆锥头部固定不移动,保持锥顶至唇口距

离 L_p 恒定;当来流马赫数高于 3.5 时,圆锥头部顺着来流方向后退,此时 L_p 相应减小.图 9 给出了 L_p 随来流马赫数的变化曲线.

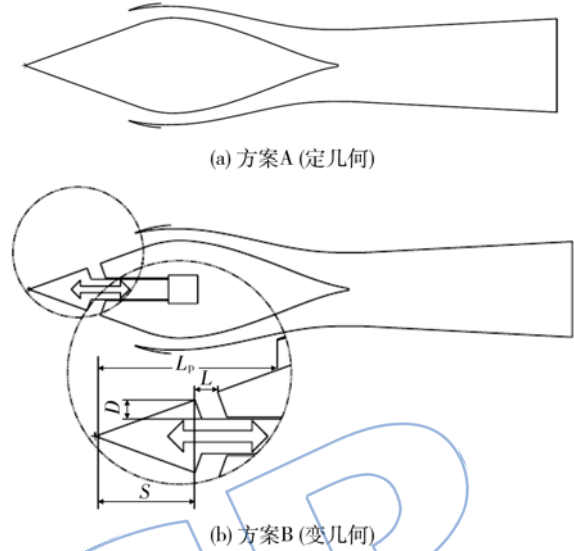


图 8 2 种进气道方案
Fig. 8 Two inlet schemes

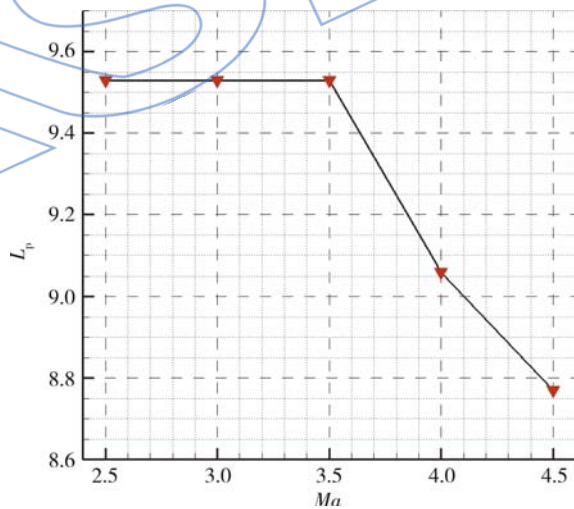


图 9 变几何进气道圆锥头部移动方案
Fig. 9 Variable scheme of cone tip of variable geometry inlet

3.2 变几何进气道气动性能分析

图 10(a)和图 10(b)给出了来流马赫数为 2.5 和 3.0 时轴对称变几何进气道马赫数等值图.从图可以看出,当来流马赫数低于设计点马赫数($Ma=3.5$)时,圆锥顶部产生的激波无法实现激波封口,进气道产生超声速溢流.圆锥面上凹腔与圆锥的接触面处形成的气动型面对波后气流有一定的扰动作用,但是这部分扰动不足以改变激波的偏折角度从而进一步改变进气道的溢流状态.

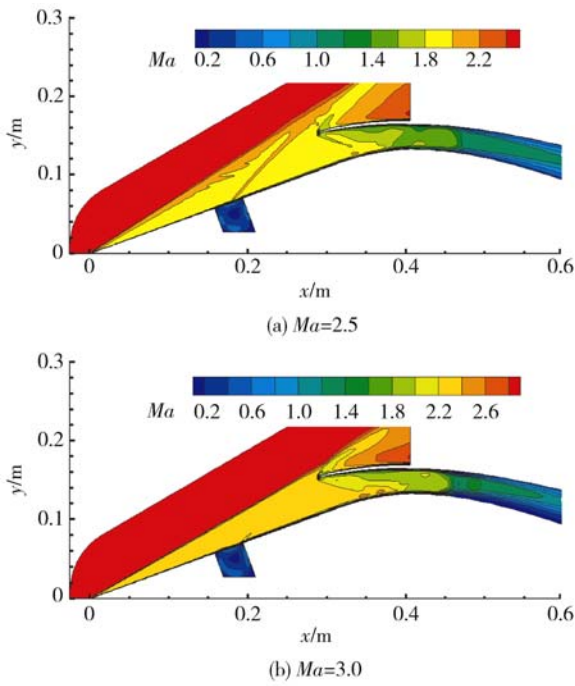


图 10 轴对称变几何进气道马赫数等值图
Fig. 10 Mach number contour of axisymmetric variable geometry inlet

图 11 给出了来流马赫数为 3.5 时轴对称变几何进气道马赫数等值图. 从图可以看出, 凹腔与圆锥面交界处形成气动型面, 凹腔内部气流做低速回流流动, 气动型面对激波的偏折角度基本没有影响, 激波按照设计交于唇口.

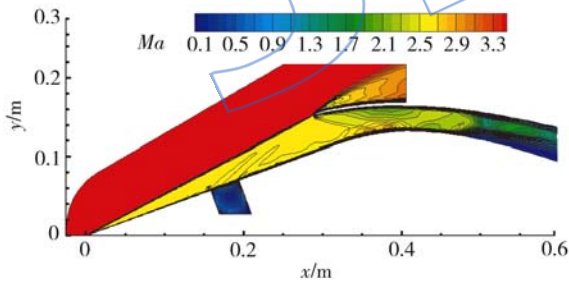


图 11 轴对称变几何进气道马赫数等值图
($Ma=3.5$)

Fig. 11 Mach number contour of axisymmetric variable geometry inlet ($Ma=3.5$)

图 12(a) 和图 12(b) 分别给出了来流马赫数为 4.0 和 4.5 时轴对称变几何进气道马赫数等值图. 从图可以看出, 通过减小凹腔长度 L (圆锥头部顺来流方向后退) 的变几何方式使凹腔前后壁面肩点在沿圆锥面方向形成一个“台阶”, 在“台阶”处凹腔前后肩点自然连接形成的气动型面把圆锥面上的气流分为凹腔内部流动和凹腔外部主

流流动, “台阶”在进气道的外压段引入第 2 道激波, 使原来设计时外压缩 1 道激波变为 2 道激波. 圆锥头部后退引入的第 2 道激波与圆锥顶产生的激波耦合作用最终使激波系封口, 进气道流量系数均在 0.99 以上, 与预期设计相符.

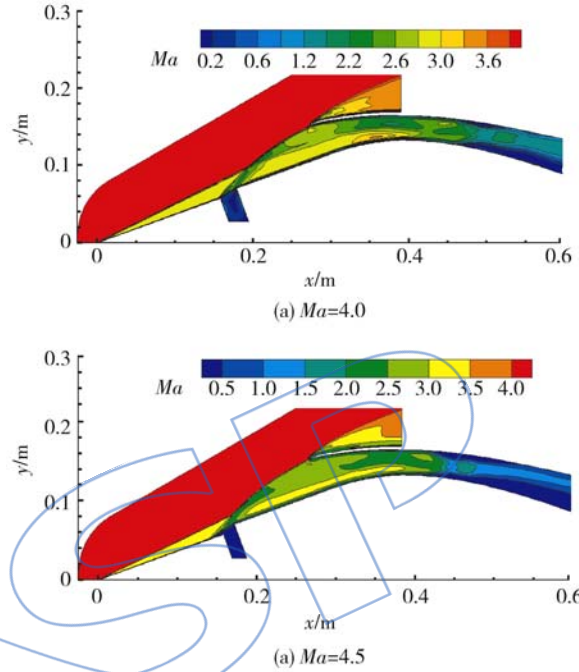


图 12 轴对称变几何进气道马赫数等值图
Fig. 12 Mach contour of axisymmetric variable geometry inlet

3.3 定、变几何进气道气动性能对比分析

本文设计的轴对称变几何进气道和轴对称定几何进气道出口气流均为亚声速, 该出口流动状态是通过给定出口反压使进气道结尾激波串的起始位置处于喉道附近. 为了排除由于结尾激波串的起始位置不同而导致 2 种轴对称进气道气动性能不具有可比性, 选择远方自由来流处的气动参数与喉道激波串之前的超声速气流参数作为进气道气动参数的计算值. 图 13 给出了进气道流量系数. 从图可以看出, 在整个飞行范围内方案 B 获得的流量系数均高于方案 A. 当飞行马赫数低于 4.5 时方案 A 进气道始终处于超声速溢流状态, 随着马赫数的降低, 超声速溢流越严重, 所获得的流量系数越低. 方案 B 进气道的设计点选择为 $Ma=3.5$, 当飞行马赫数低于 3.5 时, 进气道同样处于超声速溢流状态; 当飞行马赫数高于 3.5 时方案 B 进气道可以通过后移圆锥头部的方式实现激波封口, 保证了变几何进气道方案获得较高流量系数. 图 14 给出了轴对称进气道的喉道增压

比,从图可以看出,2种轴对称进气道在工作范围内喉道增压比随马赫数变化趋势相同,当来流马赫数低于3.5时,方案B略高于方案A,当来流马赫数高于3.5时,方案A略高。

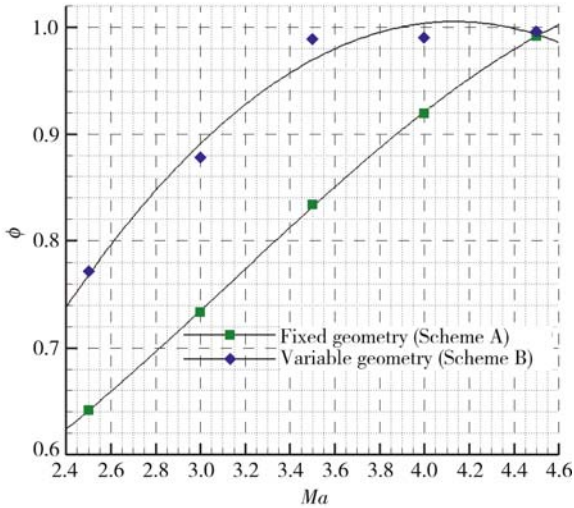


图 13 进气道流量系数
Fig. 13 Mass flow rate of inlets

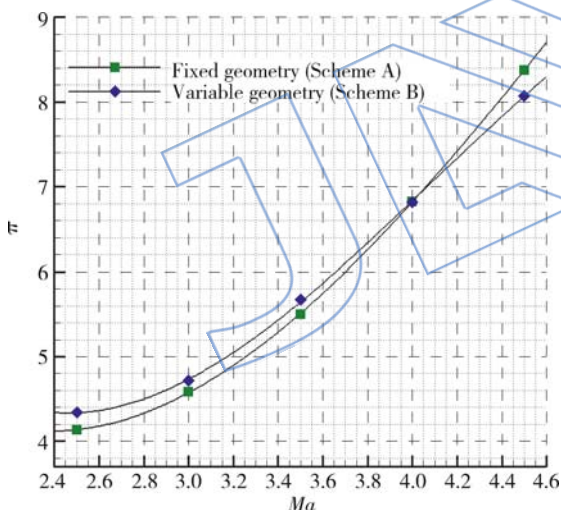


图 14 进气道喉道增压比
Fig. 14 Pressure ratio of inlet throat

图 15 和图 16 分别给出了轴对称进气道总压恢复系数和喉道马赫数.可以看出,当飞行马赫数低于3.5时,轴对称变几何进气道总压恢复系数略高于相同条件下轴对称定几何进气道值,2种轴对称进气道喉道马赫数基本相同.当飞行马赫数高于3.5时,通过后退圆锥头部,轴对称变几何进气道在外压缩波系中引入一道较强激波,使进气道喉道总压恢复系数急剧下降,同时增加的激波使进气道喉道马赫数下降明显,且来流马赫数越高喉道马赫数越低.从进气道的整体性能考虑,

通过外压缩波系及内收缩通道对气流减速增压后,较低的喉道马赫数意味着结尾激波串前的马赫数较低,当超声速气流通过激波串减速增压后有较小的总压损失.在激波串前气流总压损失相当的前提下,低喉道马赫数对于提高进气道的总体气动性能有利.

综上所述可见,本文设计的轴对称变几何进气道在不改变进气道内压段及扩压段几何形状的前提下即可实现对外压激波的调节,其在低马赫数下的气动性能优于定几何进气道。

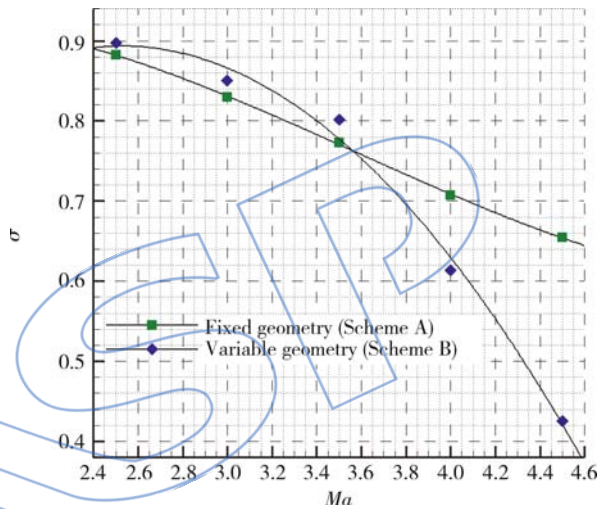


图 15 进气道喉道总压恢复系数
Fig. 15 Total pressure recovery coefficient of inlet throat

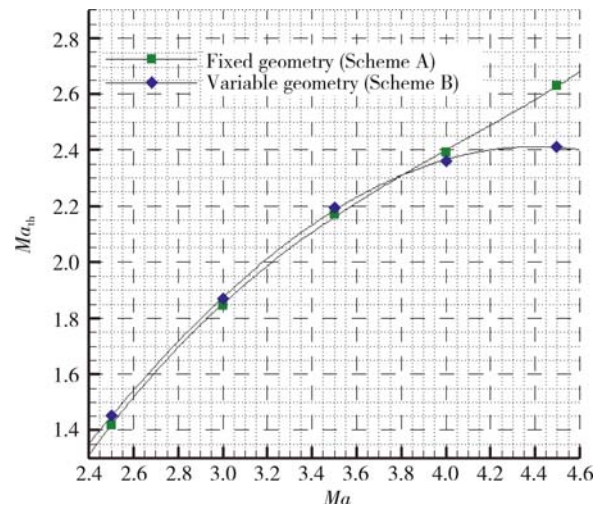


图 16 进气道喉道马赫数
Fig. 16 Mach number of inlet throat

4 结 论

通过本文研究,可得如下结论:

- 1) 当圆锥半锥角 α_1 和凹腔前后壁面肩点连

线夹角 α_2 相等时,凹腔形成的气动型面对圆锥流场影响较小;当 $\alpha_1 > \alpha_2$ 时,超声速气流在凹腔前缘形成膨胀波,在其后缘形成激波;当 $\alpha_1 < \alpha_2$ 时,超声速气流在凹腔前缘形成激波,在其后缘形成膨胀波。

2) 与相同工作范围的轴对称定几何进气道相比,基于凹腔对圆锥流场的耦合作用规律设计的轴对称变几何进气道能实现对进气道外压缩波系的调节,达到激波封口,保证来流马赫数高于设计点马赫数时流量系数达 0.99 以上。

3) 本文所设计的轴对称变几何进气道可选择低马赫数为设计点,相对于整体平移的轴对称变几何进气道有较短的外压缩面长度,从而减轻了进气道的结构质量。进行变几何调节时不改变进气道内通道面积变化规律,在低马赫数不增加辅助进气装置条件下能为发动机提供足够的气流流量。并且,仅需利用较小的控制力移动圆锥头部就能实现进气道变几何调节。

参考文献:

- [1] Colville J R, Starkey R P, Lewis M J. Extending the flight Mach number of the SR-71 inlet[R]. AIAA Paper 2005-3284, 2005.
- [2] Bangert L H, Feltz E P, Godby L A, et al. Aerodynamic and acoustic behavior of a YF-12 inlet at static conditions [R]. AIAA Paper 81-1597, 1981.
- [3] Tomaro R F, Wurtzler K E. High speed configuration aerodynamics; SR-71 to SWM [R]. AIAA Paper 99-3204, 1999.
- [4] Smeltzer D B, Smith R H, Cubbison R W. Wind tunnel and flight performance of the YF-12 inlet system[R]. AIAA Paper 74-621, 1974.
- [5] Frank W, Burcham J R, Holzman J K, et al. Preliminary results of flight tests of the propulsion system of a YF-12 airplane at Mach numbers to 3.0 [R]. AIAA Paper 73-1314, 1973.
- [6] Cox T H, Jackson D. Supersonic flying qualities experience using the SR-71 [R]. AIAA Paper 97-37294, 1997.
- [7] Maru Y, Kobayashi H, Sato T, et al. Study on a variable geometry axisymmetric hypersonic inlet with multi-row disk centerbody for air breathing propulsion system of spaceplane[R]. ISABE Paper 2005-1253, 2005.
- [8] Kobayashi H, Tanatsugu N, Sato T, et al. Experimental study of multi-row disk inlets for hypersonic air breathing propulsion[R]. AIAA Paper 2004-861, 2004.
- [9] Maru Y. Multi-row disk arrangement concept for spike of axisymmetric air inlet[R]. AIAA Paper 2004-3407, 2004.
- [10] 梁德旺, 袁化成, 张晓嘉. 影响高超声速进气道起动能力的因素[J]. 宇航学报, 2006, 27(4): 714-719.
LIANG Dewang, YUAN Huacheng, ZHANG Xiaojia. Research on the effects of start ability of hypersonic inlet[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4): 714-719. (in Chinese)
- [11] 袁化成, 梁德旺. 高超声速进气道再起特征分析[J]. 推进技术, 2006, 27(5): 390-394.
YUAN Huacheng, LIANG Dewang. Analysis of characteristics of restart performance of a hypersonic inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(5): 390-394. (in Chinese)
- [12] 熊志平, 武晓松, 夏强. 超声速轴对称进气道流场的数值模拟[J]. 兵工学报, 2009, 30(1): 5-8.
XIONG Zhiping, WU Xiaosong, XIA Qiang. Numerical simulation of supersonic axisymmetric inlet flow field[J]. Acta Armamentarii, 2009, 30(1): 5-8. (in Chinese)
- [13] 王健, 李宏东, 朱守梅, 等. 冲压发动机用轴对称进气道设计和试验[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 682-686.
WANG Jian, LI Hongdong, ZHU Shoumei, et al. Design and wind tunnel test of an axisymmetric inlet for ramjet engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 682-686. (in Chinese)
- [14] 张华军, 梁德旺, 郭荣伟. 一种组合发动机变几何进气道流场特性研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2201-2207.
ZHANG Huajun, LIANG Dewang, GUO Rongwei. Study of flow characteristics for a variable geometry inlet on combined engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2201-2207. (in Chinese)
- [15] 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)