

文章编号:1000-8055(2013)08-1843-08

一级锥可调变几何轴对称进气道初步研究

苗海丰, 谢旅荣, 郭荣伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了改善轴对称进气道的攻角特性, 提出一种简单易实现的轴对称变几何方法: 通过旋转轴对称进气道第 1 级压缩锥改变进气道前体激波的角度和位置. 采用数值仿真方法研究了来流马赫数为 3 和 4 时, 不同飞行攻角条件下一级锥可调变几何进气道的三维流场和性能特性, 并与定几何进气道进行对比分析. 结果表明: 大攻角下, 采用一级锥可调进气道除了可以提高进气道的质量流量系数外, 还有效缓解了背风侧低能流堆积问题; 存在一个最佳的旋转角度, 使该攻角下进气道性能最高; 随着攻角的增大, 所需的旋转角度增大, 进气道所获得的性能增益也随之提高, 在马赫数为 3, 攻角为 14° 时推力增益达到 7.7%.

关 键 词: 轴对称进气道; 变几何进气道; 数值模拟; 旋转角; 攻角特性

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Preliminary study on variable-geometry axisymmetric inlet with first cone pivoting

MIAO Hai-feng, XIE Lü-rong, GUO Rong-wei

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: To achieve good characteristics of an axisymmetric supersonic mixed-compression inlet at different angles of attack, a feasible and available variable-geometry technique was proposed and demonstrated by changing the shock system structure of the forebody with a pivoting first cone. The 3-D flow field and performance characteristics of the variable-geometry inlet at Mach 3 and 4 were investigated numerically over a wide range of angles of attack, and the results were compared with those of the conventional fixed-geometry inlet. The results indicate: (1) By rotating the first cone, the mass flow coefficient of the inlet is improved and the low-energy flow accumulation at the leeward side is relieved effectively at high angle of attack. (2) There exists an optimum value of the angle of rotation, enabling the inlet to reach the highest performance at given high angle of attack. (3) With the increase of angle of attack, the optimum angle of rotation increases, and the thrust augmentation also increases to 7.7% at Mach 3 and angle of attack of 14° .

Key words: axisymmetric inlet; variable-geometry inlet; numerical simulation; angle of rotation; characteristics of angle of attack

超声速进气道是吸气式发动机的关键部件之一, 其性能直接影响整台发动机的推力性能^[1-2]. 超声速进气道根据其压缩形式可分为二元进气

道、轴对称进气道和三维压缩进气道等类型, 具体选择哪种类型的进气道由飞行器总体方案、发动机方案来确定. 吸气式发动机可选的进气道类型

收稿日期: 2012-08-03

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130802.1224.201308.1843_023.html

作者简介: 苗海丰(1987—), 男, 山东青岛人, 硕士生, 主要从事高超声速气动技术研究.

和布局受到限制,轴对称进气道具有结构简单、易于发射和制造等优点^[3-4].轴对称进气道在大攻角飞行时,其总压恢复系数、质量流量系数下降严重,出口畸变增大,使进气道工作稳定性变差,总体性能严重恶化^[5].因此,如何提高攻角条件下超声速轴对称进气道的性能具有重要意义.

目前,常用的改善轴对称进气道攻角特性的方法主要有两类:变几何方法和中心锥体偏置安装方法. MIG-21 飞机采用的是第2种,因为飞机在最大飞行速度时需要保持 2° 飞行攻角,在安装发动机进气道的中心锥体时,使其中心线相对于飞机水平基准线下偏 2° ,以保证飞机在最大速度飞行时迎面来流基本上平行于锥体轴线,消除了由于攻角引起的不良影响.但是这种方法只能提高某一固定攻角姿态下的进气道性能,不能有效抑制其他飞行攻角时的进气道性能恶化现象,具有一定的局限性,并不适合宽攻角范围工作.因此要改善轴对称进气道的攻角特性,变几何方案是必然的发展趋势.但现在的轴对称进气道变几何方案大多都是为了提高非设计马赫数时的进气道气动性能,而较少涉及到改善带攻角飞行时进气道性能^[6-12].目前仅在国外的少量文献中有涉及到提高进气道攻角特性的变几何方案.国外的 Samanich 等人^[13]提出了一种利用可旋转中心锥和唇罩对轴对称进气道波系进行调节的方法,可以使进气道在来流攻角小于 14° 范围内保持总压恢复系数和质量流量基本不变.

当然,复杂的变几何结构会给进气道带来密封、控制、冷却和联接等问题,以及会增加发动机质量和结构的复杂性等,需衡量变几何结构所带来的发动机性能增益.在利大于弊的前提下,变几何方法值得深入研究^[14-15].本文提出了一种改善轴对称进气道攻角性能的一级锥可调的变几何方案.该变几何方案实现机构简单、质量轻、经济性好.

本文采用数值模拟的方法,分析了不同来流攻角条件下不同的一级锥旋转角度的变几何进气道流场,给出了变几何进气道性能参数随攻角的变化规律,并提供了所研究马赫数范围内轴对称进气道改善攻角特性所需的一级锥调节角度选取范围,供进气道设计时参考.

1 轴对称进气道变几何型面设计

首先设计了一种典型超声速轴对称混压式进气道,激波封口马赫数为4,外压段采用三波系压缩,作为变几何型面进气道设计研究的基准型面,

然后在基准型面上对其进行变几何设计.进气道二维型面(对称面)示意图如图1所示,图中只画出了一半,实线部分为基准型面,同时规定攻角和旋转角仅在对称面上变化.

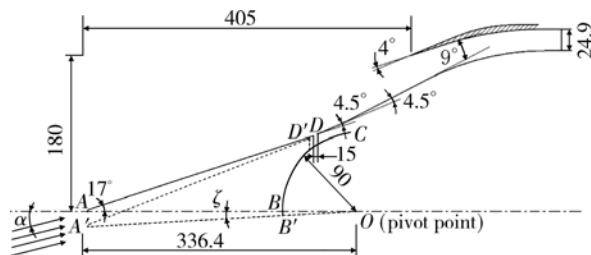


图1 轴对称进气道二维型面(单位:mm)

Fig. 1 2-D profile of axisymmetric inlet (unit:mm)

变几何进气道实现的具体方法:在一级锥末端开槽至二级锥起点,并在后面的二级锥体内部安装球形铰链,使球形铰链将分离开的一级锥链接到后面的锥体上并能够在一定范围内旋转,如图1所示,其中虚线部分 $A'B'D'$ 是一级锥 ABD 旋转后的位置.球形铰链外径与开槽宽度要保证一级锥在小于 8° 范围内可以自由旋转.由于轴对称进气道一级锥进行旋转后,进气道整体不再是轴对称结构,为分析方便,对来流攻角 α 的正负进行区分.规定如果一级锥进行旋转后轴线 $A'B'$ 与来流方向趋近平行,则定义攻角为正(如图1中所示 α 即为正);反之攻角为负.攻角的大小仍以与基准型面轴线的夹角来给定.

图2给出了轴对称定几何进气道前体部分和采取变几何方法后的三维模型.选取旋转角 ζ 作为设计参数,以研究其大小对进气道性能的影响规律,并给出不同飞行攻角时的 ζ 值选择建议.

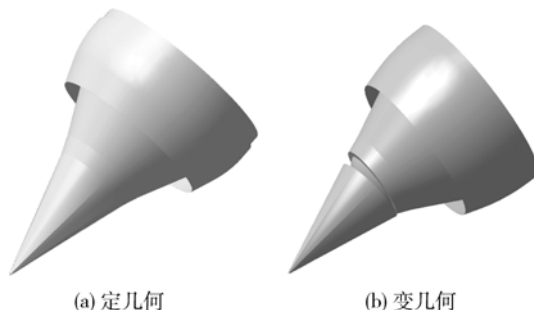


图2 轴对称进气道三维模型

Fig. 2 3-D model of axisymmetric inlet

2 物理模型及计算方法

采用商业软件 Fluent 6.3 对进气道的三维流场进行全黏性 Navier-Stokes(N-S)方程数值求

解. 湍流模型选用两方程标准 $k-\epsilon$ 模型, 近壁面处采用标准壁面函数进行修正. 对流量采用 advection upstream splitting method (AUSM) 格式进行差分分裂, 2 阶迎风格式离散, k 方程和 ϵ 方程的离散均采用 1 阶迎风格式. 气体采用理想气体, 黏性采用 Sutherland 公式计算. 计算收敛准则为: 各方程残差均下降 3 个数量级, 同时保证进气道喉道监测面的马赫数已经稳定.

考虑到带攻角轴对称进气道流场的对称性及设计选型的计算工作量, 选取整个进气道流场的一半区域进行三维计算. 采用结构化网格, 为模拟附面层内的复杂流动和激波捕获的需要, 进气道网格采用了局部加密措施, 并对壁面网格进行等比加密处理, 第 1 层网格距壁面不超过 0.2 mm, 确保近壁面 y^+ 在 20 以内的量级. 经过网格疏密度校验, 流场计算域约为 97.3 万网格点. 图 3 为进气道流场的计算域, 计算中采用了压力远场、对称面、压力出口和无滑移绝热壁面等边界条件.

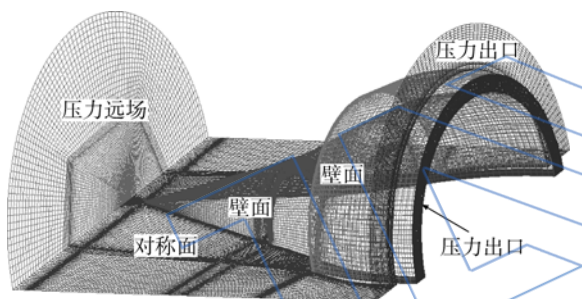


图3 进气道流场计算域

Fig. 3 Computational domain of inlet flow field

本文的飞行条件采用“等动载”确定. 表 1 给出了两种不同飞行马赫数下的飞行条件和来流参数, 其中动压 $q=36.2$ kPa. 研究的攻角 α 取值范围为 $-10^\circ \sim 14^\circ$, 一级锥旋转角 ζ 分别取 $2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ$.

表1 飞行条件和来流参数

Table 1 Flight conditions and parameters of flow

Ma	飞行高度/km	静压/Pa	静温/K
3	24.22	2873.2	220.78
4	28	1616.2	224.53

3 计算结果与分析

在保持进气道其他设计参数不变的条件下, 研究了旋转角 ζ 对进气道流场结构和总体性能的影响规律.

3.1 流场结构比较

通常情况下轴对称进气道在设计状态下中心锥第 1 道激波是刚好打在唇口前点上的, 而在有攻角的情况下, 第 1 道激波是进入进气道内还是被抬离进气道唇罩需要根据来流条件进行具体分析. 图 4 为攻角和旋转角对激波位置影响示意图, 其中粗实线 S 为定几何进气道压缩面, 粗虚线 S_1 (右下标 1 为旋转后参数) 为一级锥旋转后进气道压缩面, l, l_1 分别为攻角条件下压缩面 S, S_1 的激波. 对于定几何进气道压缩面 S , 如图所示, 中心锥半锥角为 δ , 无攻角时激波角为 θ , 激波封口. 当一级锥旋转角为 ζ 时, 背风面实际锥角增大, 这使得旋转后的背风面的激波角变大, 激波 l_1 被抬高; 与此同时, 锥尖位置向下移动距离 Δd (Δd 与旋转角 ζ 大小基本成正比), 使得激波 l_1 位置往下偏移. 以上两点共同决定 l_1 的位置: 当激波角 θ'_1 影响较大时, l_1 位置相对 l 抬高; 当偏移量 Δd 影响较大时, l_1 位置相对 l 下移. 图 4 中 l_1 位置相对 l 下移.

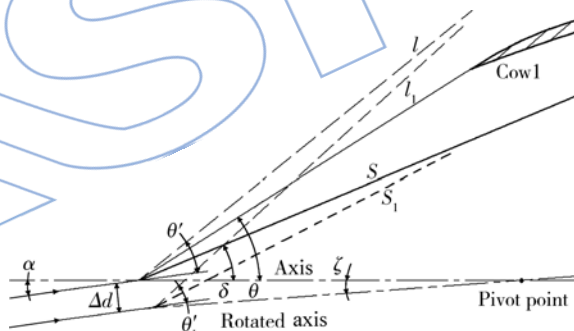


图4 攻角和旋转角对激波位置影响示意图

Fig. 4 Schematic diagram of angle of attack and angle of rotation effects on shock position

图 5、图 6 分别给出了 $\alpha=14^\circ$ 情况下 $Ma=3, 4$ 时定几何与变几何进气道马赫数图谱. 从图中可以看出本文设计的定几何轴对称进气道带攻角飞行时, 其背风侧属于上面所分析的第 2 种情况: 虽然背风一侧相对来流方向的激波角变小, 但是加上攻角之后其激波角度与轴线的夹角仍要大于无攻角时的激波角, 因此激波被抬离唇罩, 产生超声速溢流现象, 使进气道的捕获质量流量下降, 质量流量系数降低. 为了提高该状态下的质量流量系数, 应使第一道激波尽可能靠近唇口. 研究结果表明: 在所研究的马赫数范围内, 实际锥角增大和锥尖下移对激波与唇口距离的影响后者更明显, 因此采取一级锥可调变几何方案时一级锥的旋转方向应该是使一级锥轴线与来流方向趋向平行,

使进气道背风面激波下移.对比图5、图6发现,一级锥旋转后进气道背风面激波明显靠近唇罩,进气道捕获能力提高.同时迎风面一侧,激波因为一直是进入进气道内的,所以无超声速溢流,对进气道质量流量变化没有影响.因此总的来看,变几何进气道背风面捕获能力的提高使整个进气道的质量流量系数变大,当 $Ma=3$, $\alpha=14^\circ$ 时进气道质量流量系数由定几何时的0.683提高到0.705.同时,背风面激波强度增大,迎风面激波强度减弱,对进气道总压恢复也产生一定影响.从本文结果来看,在大攻角状态下迎风面激波强度减弱带来的总压恢复增益比较大,使进气道喉道的总压恢复有所上升.

比较图5、图6中两种进气道的对称面马赫数图谱不难发现,定几何进气道在背风面一侧中心锥体上出现了较厚的低速低能气流,这对于进

气道的总压恢复系数是不利的,因为燃烧室的压力很容易通过该区域迅速上传,应尽量避免或减缓.出现这种现象的原因是在攻角状态下气流沿周向受压缩程度不均匀,迎风面压力比背风面高,出现了较大的横向压力梯度从而产生较强的二次流动,驱动中心锥迎风面低速低能气流不断向背风面堆积,因而使背风面近壁面低能流显著增厚.而一级锥可调变几何进气道调节了压缩面与来流之间的角度,使背风面、迎风面之间的压力差相对定几何进气道得到改善.图7给出了在 $\alpha=14^\circ$ 条件下定几何进气道和 $\zeta=8^\circ$ 变几何进气道不同横截面的压力图谱,其中 X 为横截面与锥尖的轴向距离, $X=0.2\text{ m}$ 时为第1级锥横截面, $X=0.4\text{ m}$ 时为第3级锥横截面.从图中可以看出,进行一级锥调节后,变几何进气道一级锥迎风面和背风面两侧压力差相对定几何进气道降低幅度较大,使

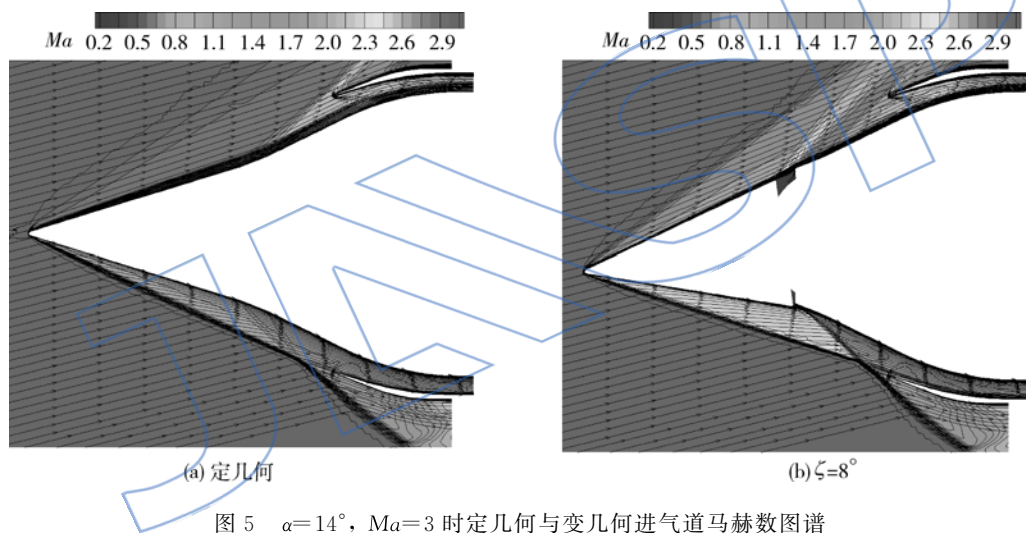


Fig. 5 Mach number contours of fixed-geometry inlet and variable-geometry inlet for $\alpha=14^\circ$, $Ma=3$

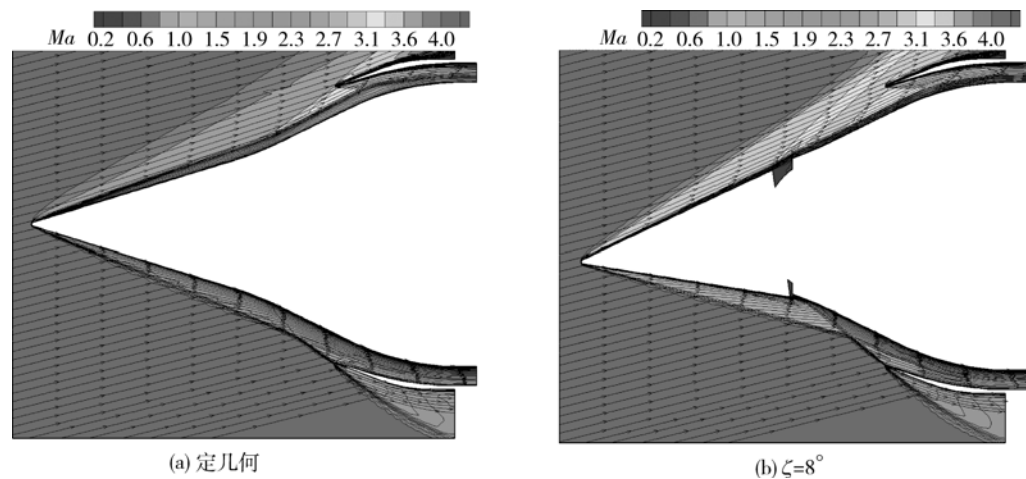


Fig. 6 Mach number contours of fixed-geometry inlet and variable-geometry inlet for $\alpha=14^\circ$, $Ma=4$

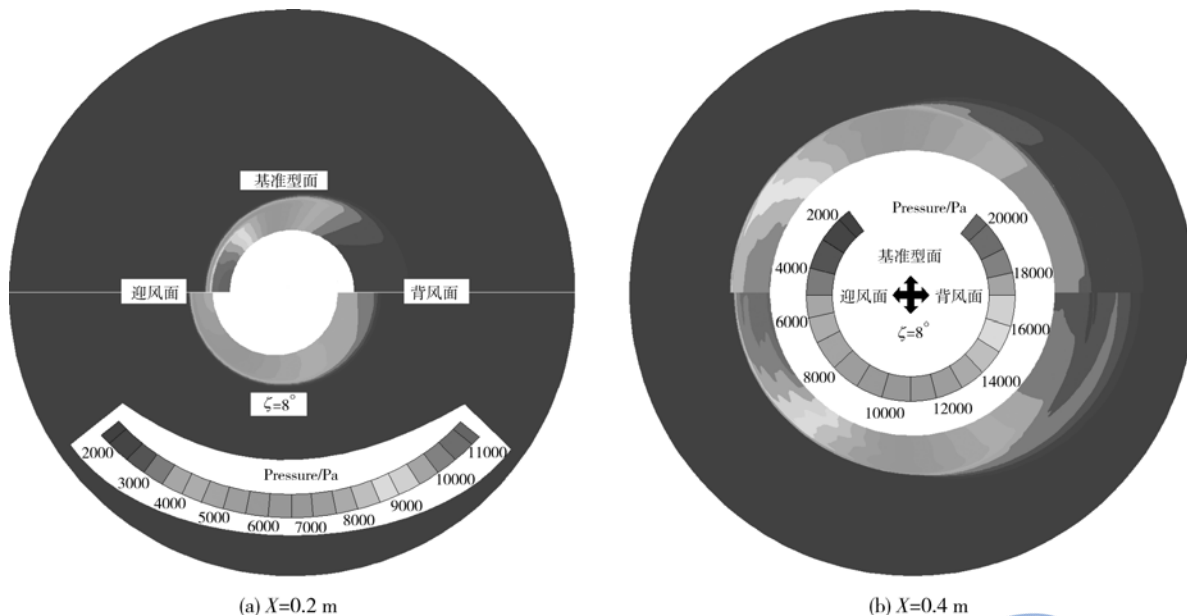


图7 $Ma=4$, $\alpha=14^\circ$ 时定几何与变几何进气道不同横截面压力图谱

Fig. 7 Pressure contours of fixed-geometry inlet and variable-geometry inlet at different transections for $Ma=4$, $\alpha=14^\circ$

得二次流动强度降低,缓解了背风面低速气流的堆积.在 $X=0.4\text{ m}$ 处横截面,虽然变几何进气道两侧压力差比定几何进气道稍大,但由于二次流动的周向距离变大,对背风侧低速气流堆积的影响较小.因此一级锥可调变几何进气道的背风面低能流堆积现象得到缓解,这对于提高进气道的总压恢复系数是非常有利的.

3.2 总体性能比较

图8给出了进气道质量流量系数随来流攻角的变化规律.由图8(a)可见,对于基准型面, $Ma=3$, $\alpha=0^\circ$ 时进气道质量流量系数最高,随着攻角的增大或减小,质量流量系数均会下降.在变几何方案中,随着 ζ 值的增大,质量流量系数的最大值所对应的攻角也随之增大.同时,当 $\alpha<0^\circ$ 时, ζ 取值越大,进气道质量流量系数下降越严重.很显然,变几何方案的一级锥旋转方向对变几何性能有着至关重要的影响.

由图8(a)质量流量系数变化曲线可以看出 $Ma=3$ 时不同旋转角所适应的攻角范围: $\alpha<4.6^\circ$ 范围内,进气道采用定几何压缩时的质量流量系数最高,随着 α 的增大,定几何进气道质量流量系数逐渐被采用一级锥可调变几何进气道所超越; α 增大至 $4.6^\circ\sim 7.8^\circ$, $\zeta=4^\circ$ 时进气道的质量流量系数最高; α 继续增大至 $7.8^\circ\sim 9.7^\circ$, $\zeta=6^\circ$ 时进气道的质量流量系数最高; α 继续增大超过 9.7° , $\zeta=8^\circ$ 时进气道的质量流量系数最高.可见,随着

攻角的增大,达到最高质量流量系数所需要的 ζ 逐渐变大.因此 $Ma=3$ 时在不同的飞行攻角下,可以通过对一级锥旋转角 ζ 大小的调节,使进气道的质量流量系数达到最高值.

图8(b)给出了 $Ma=4$ 时不同 ζ 下进气道质量流量系数随攻角变化规律.由图可见,在 $Ma=4$ 时旋转角的增大仅能改善大攻角下的质量流量系数,这主要是与来流马赫数增大、激波角度变小有关.图9给出了不同来流马赫数和不同 ζ 下总压恢复系数随来流攻角变化规律.与图8比较发现,其变化规律基本一致.结合图8、图9可以发现,在大攻角飞行状态下,采用一级锥可调变几何方案能够较大幅度提升进气道的性能.表2给出了 $\alpha=14^\circ$ 时定几何进气道和 $\zeta=8^\circ$ 的变几何进气道的性能参数比较, ϕ 为质量流量系数, σ 为总压恢复系数.可见,在 $\alpha=14^\circ$, $\zeta=8^\circ$ 时, $Ma=3$ 和 $Ma=4$ 的进气道总压恢复系数和质量流量系数均有提高.

但是由图8、图9也可以发现,在同一马赫数下,总压恢复系数和质量流量系数的最高值所对应的 ζ 是有差别的.而在不同的马赫数下,总压恢复系数和质量流量系数的最高值所对应的 ζ 差别更大.表3给出了不同 ζ 在不同来流马赫数下所适应的攻角范围.可以看出,每个 ζ 在不同马赫数下对应不同的性能参数,基本上都存在一个最佳的攻角工作范围.

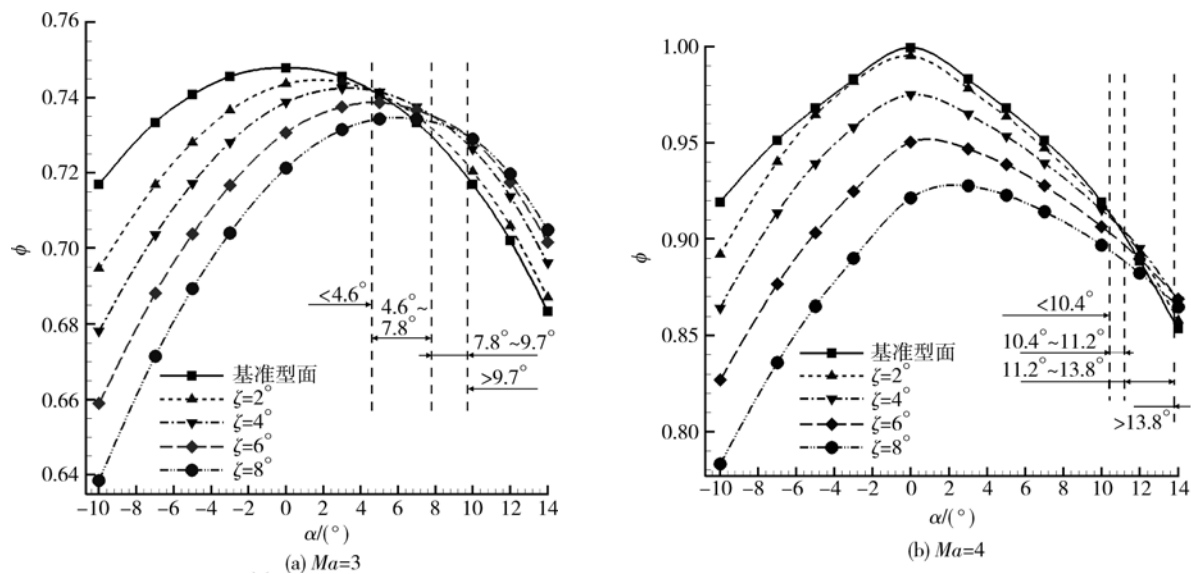
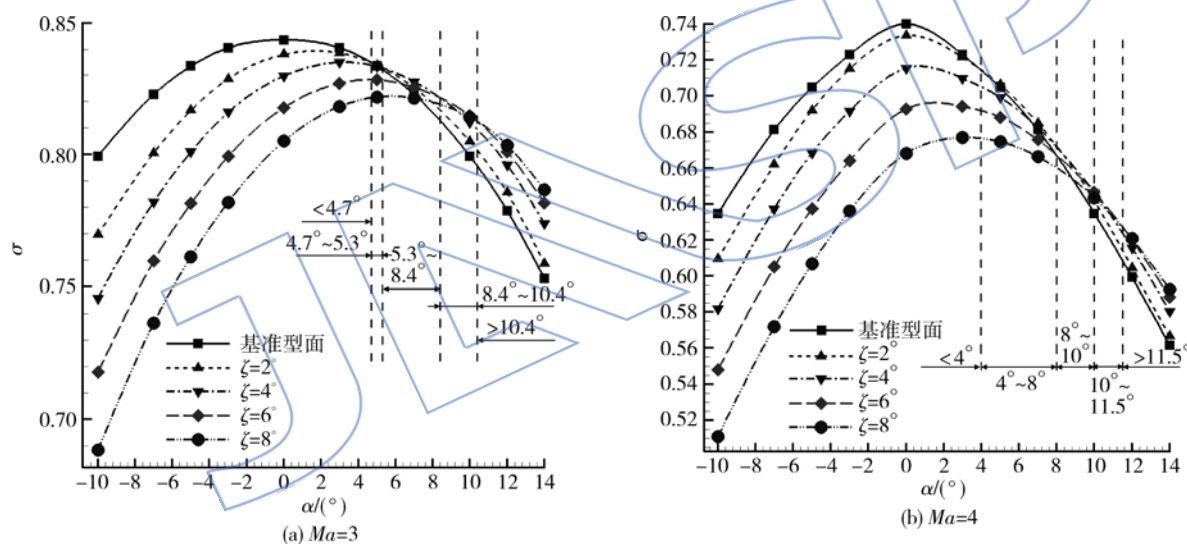
图8 不同来流马赫数和不同 ζ 下质量流量系数随来流攻角变化规律Fig. 8 Incoming angle of attack effects on mass flow coefficient with different Mach numbers and ζ 图9 不同来流马赫数和不同 ζ 下总压恢复系数随来流攻角变化规律Fig. 9 Incoming angle of attack effects on total pressure recovery coefficient with different Mach numbers and ζ

表2 $\alpha=14^\circ$ 时两种进气道性能参数比较
Table 2 Comparison of performance parameters of two inlets for $\alpha=14^\circ$

	$Ma=3$		$Ma=4$	
	ϕ	σ	ϕ	σ
基准型面	0.683	0.753	0.854	0.562
$\zeta=8^\circ$	0.705	0.787	0.865	0.593

显然,变几何进气道不能取得某一 ζ 使总压恢复系数和质量流量系数同时达到最大值,如

$Ma=4$ 时 $\alpha=10^\circ$ 情况下,取 $\zeta=4^\circ$ 时进气道总压恢复系数升高 1.84%,而质量流量系数会下降 0.44%。为了定量描述一级锥可调变几何轴对称进气道与基准型面的性能对比情况,采用喉道处总压恢复系数与质量流量系数的乘积 $\sigma \cdot \phi$ 作为参考的性能参数。发动机推力与总压恢复系数和质量流量系数近似呈正比关系,因此 $\sigma \cdot \phi$ 可以粗略表征进气道的推力性能。

图 10 给出了不同马赫数、不同 α 下 $\sigma \cdot \phi$ 随 ζ 的变化规律,即推力随旋转角变化规律。从图 10 可以发现,攻角为负时一级锥可调变几何进气道

表 3 不同 ζ 在不同来流马赫数下所适用的攻角范围 (单位: $^{\circ}$)Table 3 Applicable range of angle of attack for different ζ with different Mach numbers (unit: $^{\circ}$)

	基准型面	$\zeta=2^{\circ}$	$\zeta=4^{\circ}$	$\zeta=6^{\circ}$	$\zeta=8^{\circ}$
$\alpha(Ma=3, \phi)$	<4.6		$4.6 \sim 7.8$	$7.8 \sim 9.7$	>9.7
$\alpha(Ma=3, \sigma)$	<4.7	$4.7 \sim 5.3$	$5.3 \sim 8.4$	$8.4 \sim 10.4$	>10.4
$\alpha(Ma=4, \phi)$	<10.4	$10.4 \sim 11.2$	$11.2 \sim 13.8$	>13.8	
$\alpha(Ma=4, \sigma)$	<4	$4 \sim 8$	$8 \sim 10$	$10 \sim 11.5$	>11.5

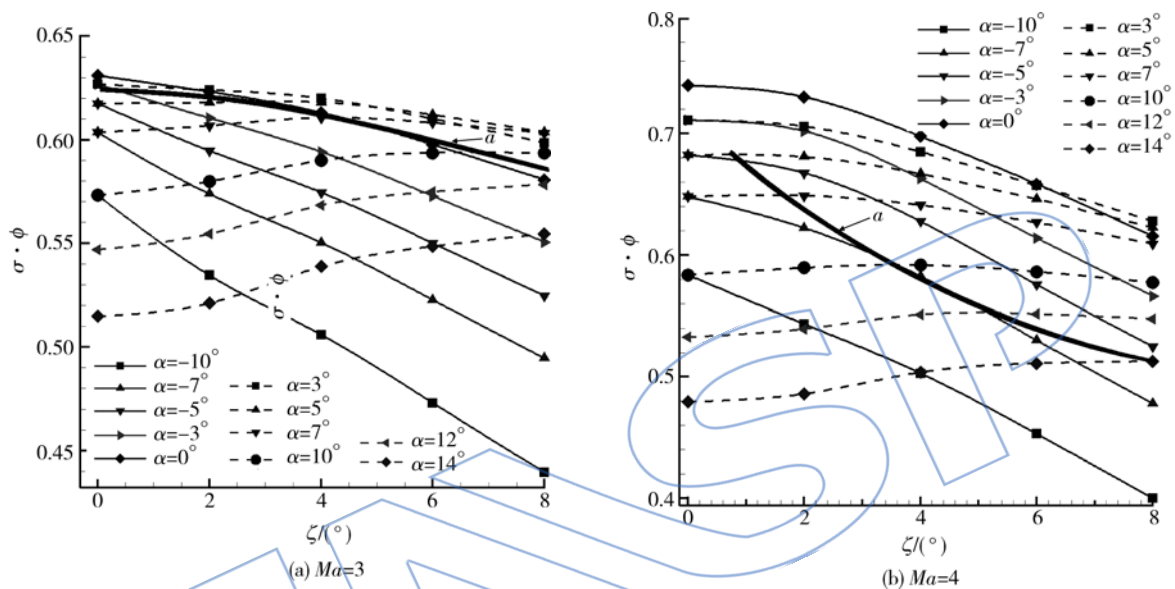


图 10 推力随旋转角变化规律

Fig. 10 Thrust varying with angle of rotation

对于进气道推力没有改善,即一级锥旋转的方向只有使一级锥轴线趋近与来流平行时对进气道推力的提高才有效果.当攻角为正时,随着 ζ 的增大, $\sigma \cdot \phi$ 先增大后减小;随着攻角的增大, $\sigma \cdot \phi$ 的最大值对应的 ζ 增大.图 10 中黑色粗实线 a 为不同正攻角下发动机推力最大时的 ζ 拟合线,通过 ζ 拟合线可以粗略得出某一攻角下发动机获得最大推力时进气道一级锥旋转角 ζ 的大小.需要注意的是,当 $Ma=3, \alpha > 10^{\circ}$ 时,给定迎角下随着 ζ 的增大发动机推力单调上升,当 $\zeta=8^{\circ}$ 时发动机推力仍未达到最高值.因此在 $Ma=3$ 、大攻角工作状态下为使发动机推力达到最大需要更大的旋转角 ζ .当 $Ma=4, \alpha \leq 5^{\circ}$ 时,无需调节一级锥,即使用基准型面便可使进气道获得最大推力,这意味着 $Ma=4$ 飞行条件下, $\alpha > 5^{\circ}$ 才需要调节一级锥来改变进气道性能.

图 11 给出了不同攻角下,通过旋转一级锥所获得的变几何进气道性能与基准型面之间比较的

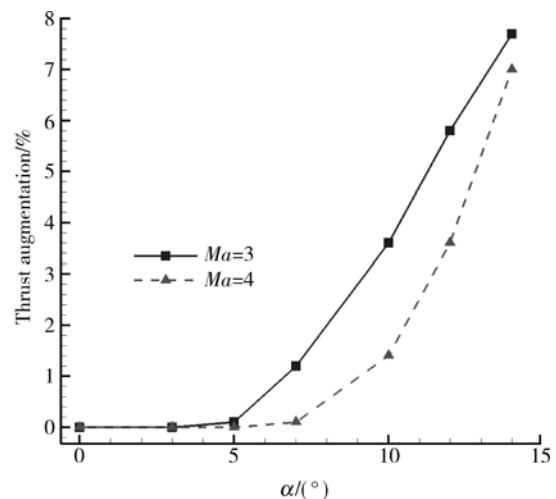


图 11 推力增益随攻角变化规律

Fig. 11 Thrust augmentation varying with angle of attack

增量变化规律,由于负攻角条件下变几何进气道对基准型面性能没有改善,因此在图中只给出了

正攻角条件下的增益变化规律. 由图 11 可以看出, 本文变几何方案对正攻角尤其是大的正攻角下发动机推力有明显改善. 相比于定几何进气道, 在来流 $Ma=3$ 情况下, 当 $\alpha=10^\circ$ 时取 $\zeta=6^\circ$ 可使推力增大 3.6%, $\alpha=14^\circ$ 时取 $\zeta=8^\circ$ 可使推力增大 7.7%; $Ma=4$ 情况下, $\alpha=10^\circ$ 时取 $\zeta=4^\circ$ 可使推力增大 1.4%, $\alpha=14^\circ$ 时取 $\zeta=8^\circ$ 可使推力增大 7%. 由图 11 可见, 在攻角相同时, 进气道在 $Ma=3$ 时所获得的推力增益比 $Ma=4$ 时高. 显然, 这对于飞行器在低速下的爬升加速是非常有利的.

4 结 论

针对一种一级锥可调变几何轴对称进气道方案的流场和性能开展了初步研究, 可以得到以下结论:

1) 大攻角飞行时基准型面背风面溢流较大且低能气流堆积现象较严重, 一级锥可调变几何进气道通过旋转一级锥改变气流压缩角度和锥尖位置, 提高质量流量系数并有效缓解低能流堆积问题.

2) 一级锥可调变几何轴对称进气道针对某一特定攻角, 可以找到最佳的旋转角度 ζ 使该攻角下的进气道性能达到最大值, 而且攻角越大, 进气道达到最高性能一级锥所需要调节的 ζ 值越大.

3) 飞行攻角越大, 一级锥可调变几何轴对称进气道相比定几何进气道对性能的改善效果越明显. $Ma=3$, $\alpha=7^\circ$ 时进气道总压恢复系数提高 0.5%, 质量流量系数提高 0.6%; $\alpha=14^\circ$ 时进气道总压恢复系数提高 4.5%, 质量流量系数提高 3.2%.

4) 随着攻角的增大, 一级锥可调变几何轴对称进气道相对于基准型面所能获得的推力增益逐渐变大; 在 $\alpha=14^\circ$ 条件下, $Ma=3$ 和 $Ma=4$ 时, 变几何进气道的推力增益分别为 7.7% 和 7.0%.

参考文献:

- [1] 谢旅荣, 郭荣伟. 双下侧布局二元超声速进气道掺混气动特性[J]. 航空学报, 2007, 28(6): 1287-1295.
XIE Lürong, GUO Rongwei. Mixing characteristics of air streams in a dump duct with two side 2-D supersonic inlets 90° apart[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(6): 1287-1295. (in Chinese)
- [2] 万大为, 郭荣伟. 定几何二元倒置“X”型混压式超声速进气道实验[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(3): 277-281.
WAN Dawei, GUO Rongwei. Experiment on fixed-geometry two-dimensional mixed-compression supersonic inlet with sweep forward high-light and “X”-type missile configuration[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 39(3): 277-281. (in Chinese)
- [3] 谢旅荣, 郭荣伟. 定几何混压式轴对称超声速进气道气动特性数值仿真和实验验证[J]. 航空学报, 2007, 28(1): 78-83.
XIE Lürong, GUO Rongwei. Numerical simulation and experimental validation off low in mixed-compression axisymmetric supersonic inlet with fixed-geometry[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 78-83. (in Chinese)
- [4] 谢雪明, 郭荣伟. 定几何混压式轴对称超声速进气道的稳定性实验[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(3): 282-287.
XIE Xueming, GUO Rongwei. Experiment on stability for mixed-compression axisymmetric supersonic inlet with fixed-geometry[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 39(3): 282-287. (in Chinese)
- [5] 孙姝, 张红英, 王成鹏, 等. 高超声速轴对称流道冷流特征及气动特性研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(6): 967-973.
SUN Shu, ZHANG Hongying, WANG Chengpeng, et al. A study on the full flowpath and the aerodynamic characteristic of an axisymmetric hypersonic vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(6): 967-973. (in Chinese)
- [6] Rudd L V, Rankins F, Pines D J. Moveable cowl control for increased hypersonic performance[R]. AIAA 98-1575, 1998.
- [7] Weir L J, Sanders B W. A new design concept for supersonic axisymmetric inlets[R]. AIAA 2002-3775, 2002.
- [8] Sorensen N E, Latham E A, Smeltzer D B. Variable geometry for supersonic mixed-compression inlets[J]. Journal of Aircraft, 1976, 13(4): 309-312.
- [9] Yusuke M. Multi-row disk arrangement concept for spike of axisymmetric air inlet[R]. AIAA 2004-3407, 2004.
- [10] Hiroaki K, Nobuhiro T, Tetsuya S, et al. Experimental study of multi-row disk inlets for hypersonic air breathing propulsion[R]. AIAA 2004-861, 2004.
- [11] Takayuki K, Nobuhiro T, Tetsuya S, et al. Development study on axisymmetric air inlet for atrex engine[R]. AIAA 2001-1985, 2001.
- [12] Arthur H H, Jr John B L. Preliminary investigation of the total-pressure-recovery characteristics of a 15° semiangle movable-cone variable-geometry ram-jet inlet at free-jet Mach numbers of 1.62, 2.00, 2.53, and 3.05[R]. NACA RM L52K10, 1953.
- [13] Samanich N E, Cubbison R W. A pivoting-cowl-and-spike technique for efficient angle of attack operation of supersonic inlets[R]. NACA 58-7057, 1958.
- [14] 金志光, 张堃元. 宽马赫数范围高超声速进气道伸缩唇口式变几何方案[J]. 宇航学报, 2010, 31(5): 1503-1510.
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. A variable geometry scramjet inlet with a translating cowl operating in a large Mach number range[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(5): 1504-1510. (in Chinese)
- [15] 莫展, 王新月. 弹用混压式轴对称进气道开槽数值仿真[J]. 计算机仿真, 2008, 25(12): 95-121.
MO Zhan, WANG Xinyue. Numerical simulation of flow in axisymmetric mixed-compression supersonic inlet with cavity[J]. Computer Simulation, 2008, 25(12): 95-121. (in Chinese)