

一种宽马赫数变几何超声速进气道 气动性能研究

赵昊^{1,2,3}, 谢旅荣^{1,3}, 郭荣伟¹, 王建勇^{1,3}, 张骏²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

3. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 为了改善二元宽马赫数超声速进气道非设计点下的气动性能,设计了一种来流马赫数为2.0~4.5的变几何超声速进气道,对其气动性能开展了数值仿真研究,得出了性能较优的变几何方案,并与相应的定几何进气道进行了对比. 研究表明:采用变几何方法可提高进气道在转级点的气动性能;随着来流马赫数的增大而增加进气道的楔角及内收缩比,可降低进气道的喉道马赫数;采用该变几何方法可有效提高进气道宽工作范围的气动性能,在某些状态下流量系数和总压恢复系数比定几何进气道分别高出19.4%和55.8%.

关 键 词: 超声速进气道; 变几何进气道; 楔角; 宽马赫数; 气动性能

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Study of variable geometry supersonic inlet aerodynamic performance in a wide Mach number range

ZHAO Hao^{1,2,3}, XIE Lü-rong^{1,3}, GUO Rong-wei¹,
WANG Jian-yong^{1,3}, ZHANG Jun²

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

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

2. China Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

3. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to improve the off-design aerodynamic performance of supersonic inlet, a two-dimensional variable geometry inlet with the free stream Mach number from 2.0—4.5 was designed. Numerical simulation was applied to investigate the inlet aerodynamic performance, and a superior scheme of variable geometry was acquired. The aerodynamic performance was compared between variable geometry inlets and fixed ones. The results indicate that the variable geometry technique could improve the inlet aerodynamic performance at the starting Mach number; Mach number at the throat of variable geometry inlet decreases with the increase of the inlet ramp angle and contraction ratio when the free stream Mach number ascends. The variable geometry inlet has better aerodynamic performance during a wide range of Mach number, its mass flow rate and total pressure recovery coefficient are 19.4% and 55.8% respectively higher than the fixed ones in some states.

收稿日期: 2014-01-16

基金项目: 国家自然科学基金(11302101)

作者简介: 赵昊(1990—),男,云南金平人,硕士生,主要从事超声速气动技术研究.

Key words: supersonic inlet; variable geometry inlet; ramp angle; wide Mach number; aerodynamic performance

进气道是吸气式飞行器推进系统的重要组成部分,承担着捕获、压缩自由来流的任务,其能否高效高性能的工作,关系到整个推进系统甚至飞行器性能的优劣^[1-2]。

进气道正常工作的前提是其能够实现自启动,而低来流马赫数下进气道不起动是由进气道的捕获流量大于进气道的通流能力造成的^[3],因此为了保证进气道在低来流马赫数下自启动,要求进气道的内收缩比不能太大,但为了保证进气道在高来流马赫数时的性能,则要求进气道的内收缩比不能太小^[4],并且这种矛盾随着进气道工作范围的加宽而显得更加突出,因此如何处理好上述矛盾是宽马赫数工作进气道亟需解决的问题。

目前,可以通过定几何型面结合流场控制的方法或变几何方法来降低进气道的自启动马赫数。定几何方法可以通过在进气道的内外部采用主/被动的流场控制方法来实现进气道低来流马赫数自启动,如:溢流、抽吸等^[5-7]。然而定几何流场控制方法仍很难满足进气道宽马赫数工作范围的要求。因此变几何进气道虽然会带来密封、控制、冷却、连接及增加发动机质量和结构复杂性问题,但其在宽马赫数工作范围内展现出来的高性能优势受到国内外相关科研人员的重视^[8-9]。法国国家高超声速研究与技术计划(PREPHEA)中提出转动进气道唇口板来改变进气道的捕获面积以解决进气道的起动问题^[10];日本的空间科学研究所(ISAS)为ATREX发动机研究了一种伸缩中心锥来调节外压段波系的进气道来提高进气道的性能^[11];美国Maryland大学研究的一种变几何进气道可在不同马赫数下实现激波封口,在提高流量系数的同时还可增加升力^[12];国内滕健等^[13]提出一种沿来流方向平移外唇罩的高超声速变几何进气道,通过平移唇罩来实现激波封口

或部分封口,提高进气道的捕获流量。

鉴于变几何进气道所体现出来的优势^[14-16],本文设计了一种宽马赫数范围下工作的楔面可调二元超声速进气道(下文简称变几何进气道),并进行了二维数值仿真研究,分析了该进气道的流场特性,得出了典型工作状态下变几何进气道的性能参数,并与相应的定几何进气道进行了对比分析,为超声速变几何进气道设计技术提供参考。

1 变几何进气道设计

1.1 变几何进气道型面设计

图1给出了一种来流马赫数(Ma_∞)范围为2.0~4.5,设计马赫数为3.7,自启动马赫数为2.0的变几何进气道设计方案。该进气道的迎风高度为100 mm,外压段采用2波系结构,设计马赫数下,外压段2道激波封口,第1楔角(δ_1)固定为 8.0° 。其扩压段中心线采用缓急相当的变化规律,扩压段出口高度为80 mm。楔面前缘及唇罩前缘钝化半径分别为0.5 mm和0.2 mm。

变几何进气道楔面可绕铰接点(B, C, D, E点)转动来调节楔角和喉道流通面积,通过改变变几何进气道的内收缩比来满足该进气道的低来流马赫数自启动和高来流马赫数下的性能。图1中实线表示低来流马赫数工作时变几何进气道的型面。长虚线表示高来流马赫数工作时变几何进气道的型面。其中BC(C')和D(D')E为长度及型面不变的刚体,分别绕B和E两点转动;CD段在变几何进气道由低来流马赫数向高来流马赫数转变的过程中可不断伸长,如C'D'所示。

1.2 变几何进气道调节规律

以降低变几何进气道的启动马赫数和提高变几何进气道在工作范围内的性能为出发点,对该进气道的变几何规律进行研究,得到了性能较优

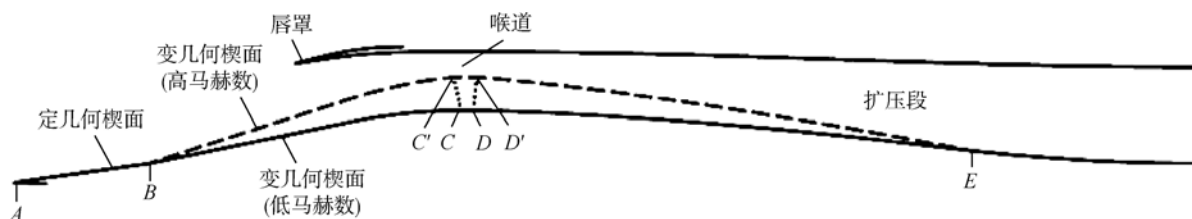


图1 变几何进气道

Fig. 1 Variable geometry inlet

的变几何方案.

在助推起飞阶段,第2楔角(δ_2)调整为 2.5° ,以较大的喉道流通面积保证变几何进气道自启动.在变几何进气道启动后来流马赫数增加到2.0的过程中,绕B点缓缓逆时针转动BC段,同时CD段向上平动,减小变几何进气道的喉道面积,增大变几何进气道的内收缩比(R_c),提高变几何进气道的压缩能力,在这个过程CD段不断伸长以满足变几何的型面要求,DE段始终通过D点与CD段保持连接.当 $Ma_\infty=2.0$ 时, $\delta_2=3.5^\circ$.

随着来流马赫数增大,继续转动BC段,当来流马赫数达到3.7时,第2楔角调整到 9.4° ,此时变几何进气道外压段激波封口,变几何进气道处于设计状态.当来流马赫数增加到4.5时,第2楔角调至 9.6° ,变几何进气道工作于最高来流马赫数状态.图2给出了变几何进气道楔面示意图(图中 δ_3 为第3楔角, H_t 为喉道高度).表1给出了其楔面参数变化规律.

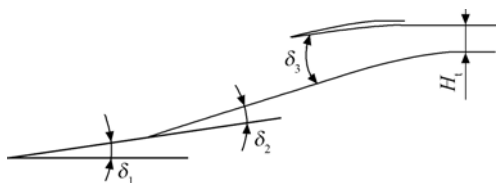


图2 变几何进气道楔面示意图

Fig. 2 Schematic of variable geometry inlet ramp side

表1 变几何进气道设计参数

Table 1 Design parameters of variable geometry inlet

Ma_∞	H_t/mm	R_c	$\delta_1/(\circ)$	$\delta_2/(\circ)$	$\delta_3/(\circ)$
2.0	53.6	1.06	8.0	2.5	1.1
2.0	49.0	1.16	8.0	3.5	2.1
2.5	36.7	1.37	8.0	6.2	4.8
3.0	27.6	1.64	8.0	8.2	6.8
3.5	23.6	1.83	8.0	9.1	7.7
3.7	22.2	1.91	8.0	9.4	8.0
4.0	21.8	1.93	8.0	9.5	8.1
4.5	20.9	1.99	8.0	9.6	8.3

为了对比分析本文设计的变几何进气道的气动性能,在与变几何进气道相同的工作范围内按设计马赫数为3.7设计了一种常规定几何进气道,其外压段楔角、楔面长度与变几何进气道在设计马赫数时的外压段楔面参数相同,其唇罩位置及型面也与变几何进气道相同,扩压段中心线采

用缓急相当的变化规律.由于定几何进气道在 $Ma_\infty=2.0$ 时自启动,因此必须以较大的喉道面积保证捕获来流的通过,故在设计马赫数时,定几何进气道的喉道面积大于变几何进气道.图3给出了典型工作状态下变几何进气道的示意图,图4给出了定几何进气道的示意图.

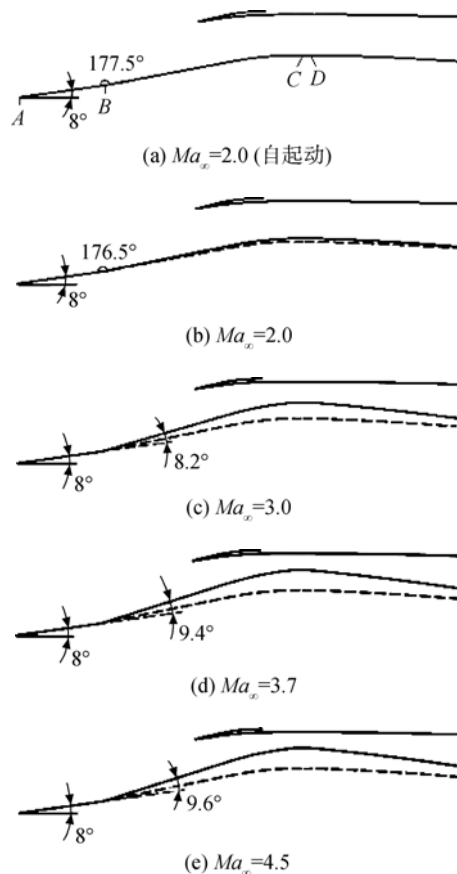


图3 典型工作状态下变几何进气道示意图

Fig. 3 Schematic of variable geometry inlets on typical work states

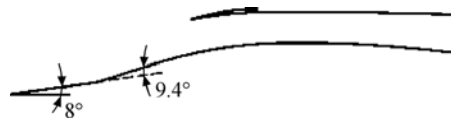


图4 定几何进气道示意图

Fig. 4 Schematic of fixed geometry inlet

2 数值方法

本文采用Fluent对变几何进气道进行数值模拟,湍流模型采用renormalization-group(RNG) $k-\epsilon$ 模型,近壁面采用标准壁面函数法处理.采用结构网格对整个进气道进行网格划分并对局部进行加密以适应黏性作用及激波捕获的需要.计算中采用的边界条件有:压力远场边界、压力出口边界、

无滑移固壁边界等。

文中设计的定/变几何进气道均用于亚声速燃烧,通过在出口截面给定反压模拟燃烧室的压力,并通过调节反压大小使定/变几何进气道的结尾激波串起始位置位于喉道附近,使定/变几何进气道处于最佳工作状态。

计算过程中监测方程残差、定/变几何进气道的喉道马赫数(Ma_{th})及定/变几何进气道出口流量。计算收敛准则为所有方程残差下降3个数量级以上并不再变化,且喉道马赫数及定/变几何进气道出口流量稳定。谢旅荣等^[17]的研究表明对于二元超声速进气道,采用本数值模拟方法得到的结果与实验结果吻合度较高,可用于模拟该类进气道的流动。

数值仿真的来流条件为:飞行高度为10 km,来流静压为26499.9 Pa,来流静温为223.25 K。

3 计算结果与分析

3.1 变几何进气道的转级过程分析

为展现变几何进气道在转级过程中的优势,本文对变几何进气道的转级过程进行了仿真。

图5(a)给出了 $\delta_2 = 2.5^\circ$ 时变几何进气道在 $Ma_\infty = 1.8$ 时的马赫数等值图。可以看出,由于变几何进气道的捕获流量超过了该进气道喉道的通流能力,造成喉道壅塞,从而导致变几何进气道入口出现脱体激波。在强逆压梯度下,变几何进气道肩部产生分离包,分离包构成的“气动型面”所诱导产生的斜激波与入口处的脱体激波相交形成的“ λ ”波将来流滞止为亚声速,变几何进气道流场参数未达到正常工作的要求,处于未起动状态。由于“气动型面”的存在,使入口激波后的亚声速气流经历一个先收缩后扩张的过程,因此变几何进气道喉道处气流仍可以达到超声速状态。在变几何进气道未起动的基础上,以 $Ma_\infty = 0.1$ 为间隔逐步增加变几何进气道的来流马赫数,从图5(b)看出,当来流马赫数增加到2.0时, $\delta_2 = 2.5^\circ$ 时的变几何进气道入口处分离消失,流场稳定,变几何进气道顺利实现自起动。

图6给出了 $\delta_2 = 3.5^\circ$ 时变几何进气道在 $Ma_\infty = 2.0$ 的马赫数等值图。可见, $\delta_2 = 3.5^\circ$ 时变几何进气道能在 $Ma_\infty = 2.0$ 正常工作。对比图5(b)和图6可以发现,当 δ_2 由 2.5° 增加到 3.5° 时,变几何进气道激波角增大,溢流增加,但喉道马赫数降低了。喉道马赫数的降低对减弱结尾激波强度,提高变几何进气道的总压恢复系数是非常有利的。

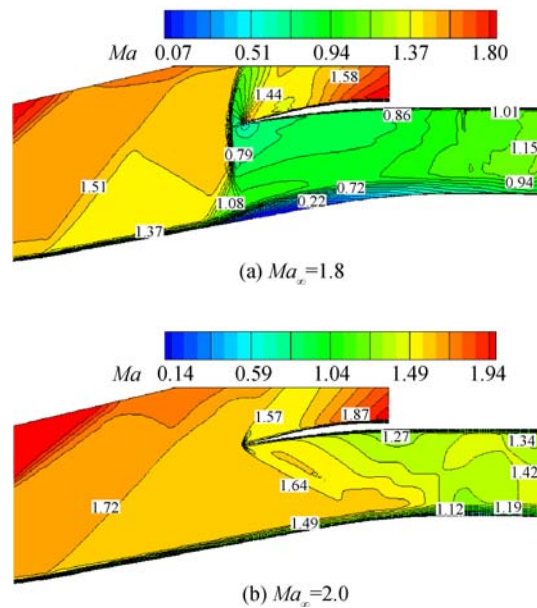


图5 $\delta_2 = 2.5^\circ$ 时变几何进气道马赫数等值图

Fig. 5 Isopleth map of Mach number contour of variable geometry inlet at $\delta_2 = 2.5^\circ$

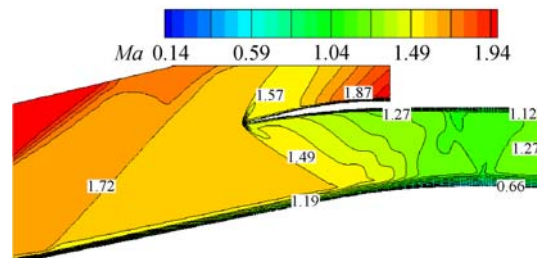


图6 $\delta_2 = 3.5^\circ$, $Ma_\infty = 2.0$ 时变几何进气道马赫数等值图

Fig. 6 Isopleth map of Mach number contour of variable geometry inlet at $\delta_2 = 3.5^\circ$, $Ma_\infty = 2.0$

由于发动机的推力与变几何进气道的总压恢复系数(σ)和流量系数(ϕ)的乘积 $\sigma \cdot \phi$ 近似成正比关系,因此可采用临界状态时变几何进气道出口总压恢复系数与进气道流量系数的乘积 $\sigma \cdot \phi$ 作为参数来分析比较变几何进气道的性能。由仿真结果可知, $\delta_2 = 3.5^\circ$ 时的变几何变几何进气道的 $\sigma \cdot \phi$ 比 $\delta_2 = 2.5^\circ$ 时的变几何进气道高1.19%,这对飞行器低来流马赫数时加速是非常有利的。可见,变几何进气道在实现自起动的同时还能兼顾进气道在转级点的性能。同时可以预测 $\delta_2 = 0^\circ$ 时,变几何进气道能在更低的马赫数下实现自起动。

3.2 变几何进气道流场特性

在变几何进气道实现自起动后,便可以根据变几何规律对变几何进气道的第2楔面进行调节。图7(a)~图7(d)分别给出了 $Ma_\infty = 2.0 \sim 3.5$ 时变几何进气道马赫数等值图。从图中可以看出,当来流

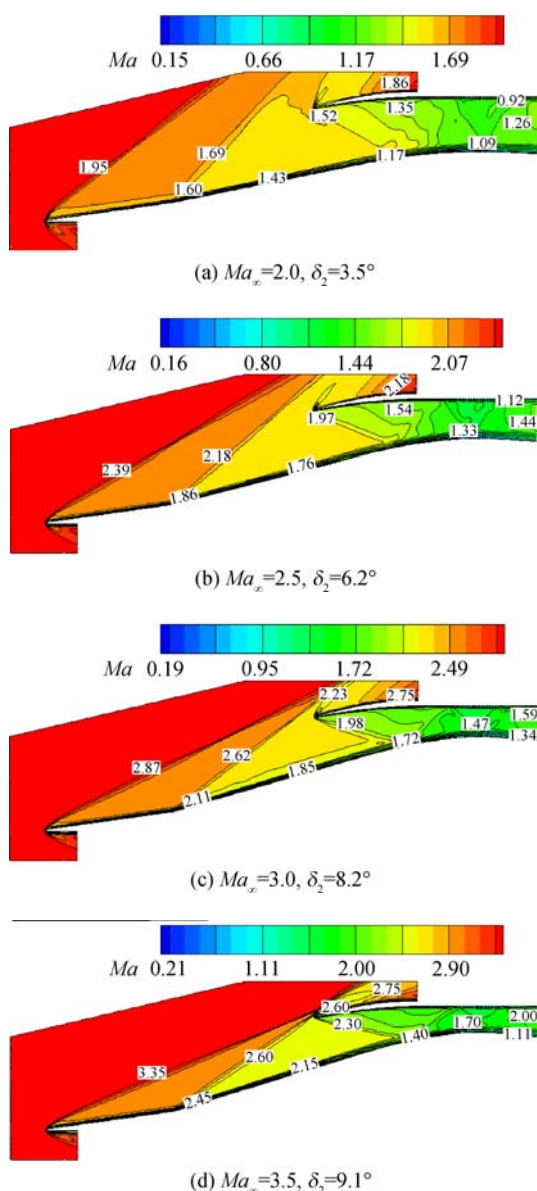


图7 变几何进气道马赫数等值图 ($Ma_\infty = 2.0 \sim 3.5$)
Fig. 7 Isopleth map of Mach number contour of variable geometry inlet ($Ma_\infty = 2.0 \sim 3.5$)

马赫数低于设计马赫数时,变几何进气道楔面两道激波未封口,产生超声速溢流;随着来流马赫数增大,外压段激波不断向唇口靠近,溢流不断减少。

图8(a)~图8(c)给出了 $Ma_\infty = 3.7 \sim 4.5$ 时变几何进气道马赫数等值图。在设计马赫数为3.7时,进气道外压段激波交于唇口;随着来流马赫数的继续增大,外压段激波进入唇罩内侧,并与唇罩内侧附面层相互作用产生分离,如图8(b)和图8(c),但从整体上来看,唇罩内分离并不严重。

图9给出了变几何进气道与定几何进气道的喉道马赫数随来流马赫数变化曲线。可以看出,在整个工作范围内,变几何进气道的喉道马赫数均低于定几何进气道。结合图7和图8分析发现,在

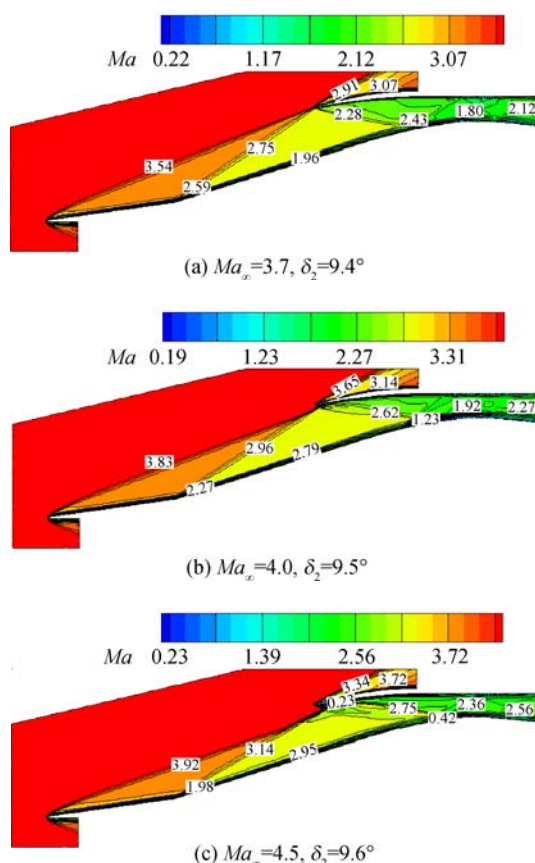


图8 变几何进气道马赫数等值图 ($Ma_\infty = 3.7 \sim 4.5$)
Fig. 8 Isopleth map of Mach number contour of variable geometry inlet ($Ma_\infty = 3.7 \sim 4.5$)

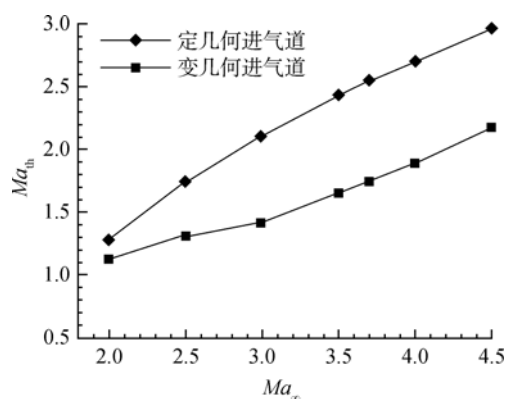


图9 定/变几何进气道喉道马赫数随来流马赫数变化曲线
Fig. 9 Variation curves of Mach number at inlet throat of fixed/variable geometry inlet versus free stream Mach number

设计马赫数以下工作时,虽然变几何进气道的 δ_2 较小,外压缩能力小于定几何进气道,但其内压缩能力远高于定几何进气道,因此变几何进气道的喉道马赫数低于定几何进气道。随着来流马赫数增大,变几何进气道的 δ_2 不断增大,喉道面积不断减小,变几何进气道的总压缩能力不断增强,使

得变几何进气道在不同的来流马赫数下均能保持较低的喉道马赫数。

3.3 定/变几何进气道气动性能比较

图 10 给出了定/变几何进气道流量系数随来流马赫数变化曲线。从图中可以看出,在设计马赫数以下时,定/变几何进气道均存在超声速溢流,由于变几何进气道的 δ_2 始终小于定几何进气道,因此变几何进气道的流量系数始终高于定几何进气道,但变几何进气道流量系数的增幅却小于定几何情况,这是随着来流马赫数的增大, δ_2 不断增大而造成的;当来流马赫数高于设计马赫数时,两种进气道的外压段激波均基本实现封口或进入唇罩内侧,流量系数保持在 0.99 以上。

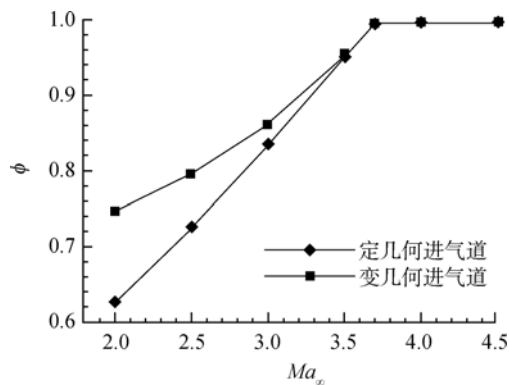


图 10 定/变几何进气道流量系数随来流马赫数变化曲线
Fig. 10 Variation curves of mass flow rate of fixed/variable geometry inlet versus free stream Mach number

图 11 给出了定/变几何进气道临界状态时进气道出口的总压恢复系数随来流马赫数变化曲线。来流马赫数升高使得进气道外压段激波损失及结尾激波损失不断增加,因此定/变几何进气道的总压恢复系数均不断下降;由于在整个飞行范围内,变几何进气道的喉道马赫数低于定几何进气道,这意味着变几何进气道结尾激波系前的来流马赫数较低,总压损失较小,因而变几何进气道的总压恢复系数更高。

图 12 给出了定/变几何进气道所能承受最大反压随来流马赫数变化曲线。纵坐标给出的是进气道出口反压与来流静压的比值。可见,随着来流马赫数增加,两种进气道的抗反压能力均增强;相同来流马赫数条件下,变几何进气道的抗反压能力更强,且来流马赫数越高两种进气道的抗反压能力差别越大。

图 13(a)和图 13(b)分别给出了 $Ma_\infty = 2.5$,

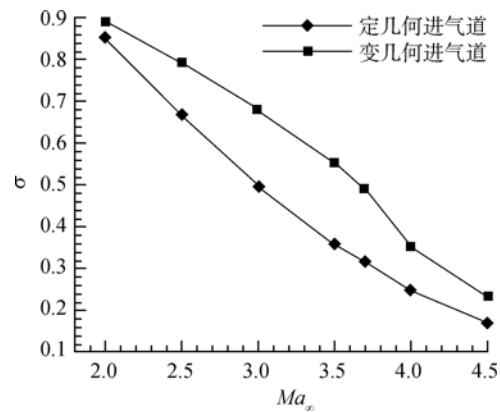


图 11 定/变几何进气道总压恢复系数随来流马赫数变化曲线

Fig. 11 Variation curves of total pressure recovery coefficient of fixed/variable geometry inlet versus free stream Mach number

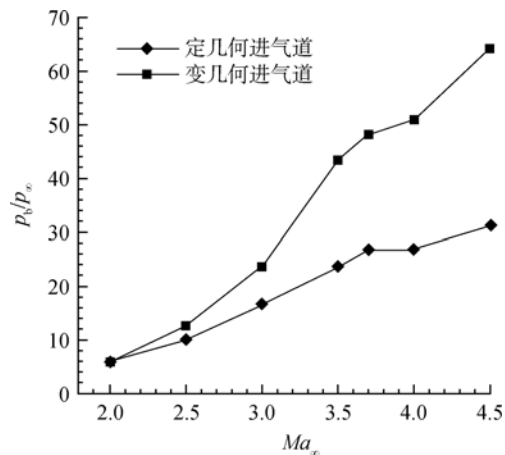


图 12 定/变几何进气道最大反压随来流马赫数变化曲线
Fig. 12 Variation curves of maximize back pressure coefficient of fixed/variable geometry inlet versus free stream Mach number

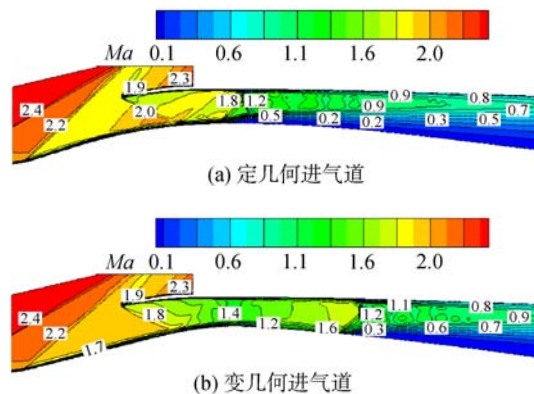


图 13 $Ma_\infty = 2.5$, $p_b/p_\infty = 10$ 时定/变几何进气道马赫数等值图

Fig. 13 Isopleth map of Mach number contour of fixed/variable geometry inlets at $Ma_\infty = 2.5$, $p_b/p_\infty = 10$

$p_b/p_\infty=10$ 时定/变几何进气道马赫数等值图,可以看出,此时定几何进气道的结尾激波系位于喉道处,而变几何进气道的结尾激波系位于喉道下游,这意味着变几何进气道还能承受更大的反压,拥有更宽的工作区间。

4 结 论

针对二元定几何进气道难以满足宽马赫数高性能工作的问题,设计了一种变几何进气道并展开了数值仿真研究,结果表明:

1) 变几何进气道可以在转级点兼顾自启动性能和气动性能。

2) 来流马赫数低于设计马赫数时,变几何进气道流量系数高于定几何进气道,在 $Ma_\infty=2.0$ 时可高出 19.4%。

3) 在研究范围内,变几何进气道的喉道马赫数低于定几何进气道;而变几何进气道的总压恢复系数明显高于定几何进气道,在 $Ma_\infty=3.5$ 时可高出 55.8%。

4) 本文所设计的变几何进气道能在宽马赫数范围内实现进气道气动性能的提升。

参考文献:

- [1] Seddon J, GoldSmith E L. Intake aerodynamics[M]. 2nd ed. Oxford: Blackwell Science Ltd, 1999.
- [2] 王卫星. 基于双模态燃烧的轴对称高超进气道方案与流动机理[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
WANG Weixing. Scheme and flow mechanism of axisymmetric hypersonic inlet based on dualmode combustion [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [3] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA 96-2914, 1996.
- [4] Barber T J, Hiatt D, Fastenberg S. CFD modeling of the hypersonic inlet starting problem[R]. AIAA-2006-123, 2006.
- [5] 麻肖妃, 谢旅荣, 郭荣伟. 双下侧布局带泄流腔二元进气道试验研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1818-1824.
MA Xiaofei, XIE Lürong, GUO Rongwei. Investigation of two-dimensional supersonic twin inlet with slot-coupled cavity in 90° configuration at venter[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1818-1824. (in Chinese)
- [6] 袁化成, 梁德旺. 抽吸对高超声速进气道起动能力的影响[J]. 推进技术, 2006, 27(6): 525-528.
YUAN Huacheng, LIANG Dewang. Effect of suction on starting of hypersonic inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(6): 525-528. (in Chinese)
- [7] 刘媛, 金志光, 张堃元, 等. 高超进气道自适应泄压槽的设计参数分析[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6): 1314-1321.
- LIU Yuan, JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan, et al. Parameters analysis of adaptive pressure relief slot in hypersonic inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1314-1321. (in Chinese)
- [8] Bouchez M, Falempin F. Air breathing space launcher interest of a fully variable geometry propulsion system status in 1999[R]. AIAA 99-2376, 1999.
- [9] 王亚岗, 袁化成, 郭荣伟. 一种外并联型涡轮基组合循环发动机进气系统方案[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1851-1857.
WANG Yagang, YUAN Huacheng, GUO Rongwei. Over/under type inlet scheme for turbine-based combined cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1851-1857. (in Chinese)
- [10] Falempi F. The french promethee program main goals and status in 1999[R]. AIAA 99-4814, 1999.
- [11] Hideyuki T, Hisao F, Kazuo S, et al. Design study on hypersonic engine components for space planes [R]. AIAA-2003-7006, 2003.
- [12] Ryan P S. Off-design performance characterization of a variable geometry scramjet[R]. AIAA-2005-3711, 2005.
- [13] 滕健, 袁化成. 二元高超声速变几何进气道气动特性研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 775-782.
TENG Jian, YUAN Huacheng. Research on aerodynamic characteristics of 2-D hypersonic inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 775-782. (in Chinese)
- [14] 金志光, 张堃元. 宽马赫数范围高超声速进气道转动唇口变几何方案研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1553-1560.
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Investigation of a variable geometry scramjet inlet with a rotating cowl operating in a large Mach number range[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1553-1560. (in Chinese)
- [15] 苗海丰, 谢旅荣, 郭荣伟. 一级锥可调变几何轴对称进气道初步研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1843-1850.
MIAO Haifeng, XIE Lürong, GUO Rongwei. Preliminary study on variable-geometry axisymmetric inlet with first cone pivoting[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1843-1850. (in Chinese)
- [16] 滕健, 袁化成. 一种轴对称变几何进气道设计方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 96-103.
TENG Jian, YUAN Huacheng. Design methodology of axisymmetric variable geometry inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 96-103. (in Chinese)
- [17] 谢旅荣, 郭荣伟. 双下侧定几何二元混压式进气道的流场特征和气动性能分析[J]. 空气动力学报, 2011, 29(3): 257-263.
XIE Lürong, GUO Rongwei. Flow pattern and performance of fix-geometry two-dimensional mixed-compression supersonic inlets with 90° configuration at venter of the missile[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(3): 257-263. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)