

基于多缝放气自适应流动控制的 超声速进气道数值研究

温玉芬¹, 张晨凯², 张正¹, 高晶晶¹

(1. 中国航天科技集团公司 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076;

2. 中国航天科技集团公司 中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘 要: 针对一种超声速混压式二元进气道, 设计了多缝放气自适应流动控制方案, 采用数值方法分别对有放气措施和无放气措施的进气道特性进行仿真对比分析, 获得了放气对进气道自启动能力、临界性能及阻力特性的影响规律。结果表明: 在进气道内收缩段开设系列放气缝, 可以在保证进气道自启动能力的情况下大幅提升其临界性能, 同时该种流动控制措施可通过唇口斜激波及其反射激波的移动实现放气量的自适应调节。对比分析发现, 所设计的多缝放气流动控制方案, 在设计状态下进气道的抗反压能力和总压恢复系数较无放气措施方案分别提高 12.15% 和 7.11%, 流量损失和阻力增加仅为 0.71% 和 2.7%; 巡航状态下, 阻力增幅进一步减小, 仅为 1%。

关 键 词: 超声速进气道; 流动控制; 放气; 总压恢复系数; 阻力

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Numerical investigation on adaptive flow-control of supersonic inlet based on air-bleeding multi-slots

WEN Yufen¹, ZHANG Chenkai², ZHANG Zheng¹, GAO Jingjing¹

(1. China Academy of Launch Vehicle Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China;

2. China Academy of Aerospace Aerodynamics,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100074, China)

Abstract: An adaptive flow-control method based on air-bleeding multi-slots for a supersonic mixed-compression two-dimensional inlet was brought forward. Two inlet models with/without air-bleeding method were designed separately and a comparison of the inlet performance was conducted with numerical method. Effects of air-bleeding on the self-starting ability, critical performance and resistance characteristic were attained. Results indicated that setting a series of air-bleeding slots in the internal contraction region of the inlet can obviously improve the critical performance of the inlet without deterioration to its self-starting characteristics. Meanwhile, bleeding mass flow can be self-regulated with the movement of the incident shock of the lip and its reflected shock. Compared with the inlet without flow-control method, the maximum backpressure and the total pressure recovery coefficient of the inlet was raised by 12.15% and 7.11% separately at design operation by means of air-bleeding, with a cost of only 0.71% reduction of mass

收稿日期: 2020-11-15

作者简介: 温玉芬(1986—), 女, 高级工程师, 硕士, 主要从事内外流空气动力学研究。

引用格式: 温玉芬, 张晨凯, 张正, 等. 基于多缝放气自适应流动控制的超声速进气道数值研究[J]. 航空动力学报, 2021, 36(10): 2017-2028. WEN Yufen, ZHANG Chenkai, ZHANG Zheng, et al. Numerical investigation on adaptive flow-control of supersonic inlet based on air-bleeding multi-slots[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(10): 2017-2028.

flow and 2.7% resistance increment. Moreover, the increment of resistance can be further reduced to only 1% at cruise operation.

Key words: supersonic inlet; flow-control; air-bleeding; total pressure recovery coefficient; resistance

进气道是吸气式导弹的重要部件,其设计优劣直接影响发动机的推力性能,对导弹的总体设计至关重要。对于大空域、宽速域飞行的超声速吸气式导弹而言,进气道的设计难点在于需同时兼顾低空低速和高空高速下的性能。低空低速状态下,为了保证发动机可靠转级接力,通常需要将进气道的总收缩比设计得较小、喉道面积设计得较大;而高空高速状态下,为了充分发挥发动机的推力性能,需要提高进气道的压缩效率,其需求的喉道面积通常较小。常规几何进气道一般采用折衷的设计方法,这就导致了进气道的整体性能下降,不利于导弹的总体性能发挥。如何解决传统折衷设计方法导致的进气道性能下降问题,在保证进气道低来流马赫数起动能力的同时还能有效提升高来流马赫数下的进气道性能,是宽包线超声速吸气式导弹进气道设计的关键。

为了拓宽进气道的工作范围并提高其工作性能,国内外较多的研究者开展了变几何进气道研究^[1-4],如可动圆盘式进气道^[5]、伸缩唇口^[6]设计、可动顶板结构^[7]等。然而,变几何进气道会引入复杂的调节机构,使得导弹飞行时序及动作复杂化,工作可靠性下降,同时调节机构还会占用较大的内部空间,带来装填比下降、结构质量增加及密封连接等系列问题,因此其在导弹上的应用相对受限。近几十年来,针对定几何进气道,出现了较多如边界层吸除^[8-12]、磁流控制^[13-14]、射流吹除^[15-18]、基于二次流激波形状控制^[19-22]的进气道设计研究。其中,边界层吸除为发展最为成熟的一种流动控制措施,其结构简单,且无须引入额外的控制装置,因此在导弹上的应用研究也相继出现。国内空空导弹研究院针对弹用超声速进气道开展了边界层吸除研究^[23-24],分析了边界层吸除对进气道起动能力的改善效果及放气槽设计参数对进气道性能的影响规律。南京航空航天大学在泄流场场控制方面也开展了系列研究:翁小倬等人^[25]提出了一种在进气道压缩面开设泄流腔的流场控制方案,对激波结构控制机理和主要参数影响规律进行了分析,但其在高来流马赫数状态下流量迅速下降,需要增加关闭泄流腔的措施。Wan等人^[26]

对带放气槽的定几何二元倒置“X”型混压式超声速进气道开展了试验研究。麻肖妃等人^[27]对一种双下侧布局带泄流腔的二元进气道开展了试验研究,结果表明放气槽或泄流腔结构能够增大进气道的稳定工作范围。上述研究中的放气槽或泄流腔均为单一的腔体结构,为了在较宽速域范围内均能保持良好的流动控制效果,将放气槽或泄流腔的进口轴向宽度设计得较大,但这又会使得放气槽或泄流腔进口前、后缘形成的膨胀波扇及斜激波增强,加大了对主流的干扰影响。此外,这些研究侧重于放气或泄流对进气道性能的影响,尚未对放气或泄流带来的气动阻力影响进行分析。

为此,本文针对一种弹用超声速混压式二元进气道设计了基于多缝放气的自适应流动控制方案,并分析了超声速进气道的多缝放气自适应流动控制机理及放气对进气道自起动能力、临界性能及阻力特性的影响。

1 研究对象

本文针对一种采用整体式固体火箭冲压发动机作为动力装置的导弹开展研究,该导弹采用双侧倒置式二元进气道(压缩面朝下)布局(见图1),进气道理论捕获高度为 H ,导弹长度为 $27H$,弹体最大直径为 $2H$,进气道压缩面前缘与弹头尖点的轴向距离为 $9H$ 。典型状态下,冲压发动机在来流马赫数2.2附近转级接力,以马赫数约3.5巡航飞行。

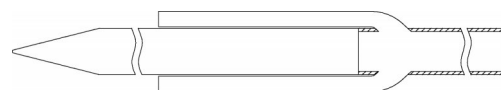


图1 导弹模型示意图(俯视图)

Fig.1 Geometry of the missile (top view)

如图2所示,本文首先设计了一种超声速混压式二元进气道,该进气道设计马赫数为3.0,一、二级压缩楔角分别为 9° 和 10° ,唇罩内压缩角为 8° ,喉道和出口高度分别为 $0.45H$ 和 $0.87H$,进气道总长 L 为 $10H$ 。该方案为本文研究的基准方案,将其记为方案1。

如图3所示,在方案1的基础上,本文设计了

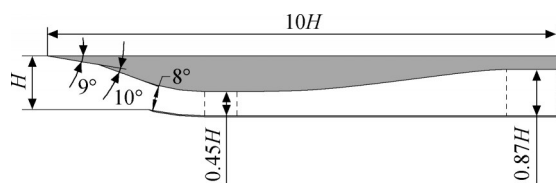
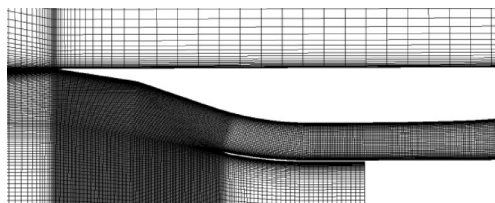
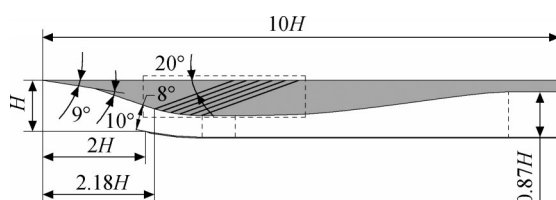


图2 方案1进气道模型

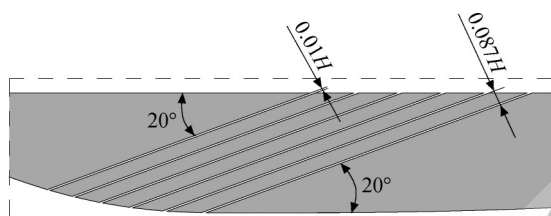
Fig.2 Geometry of the inlet for model 1



(a) 方案1



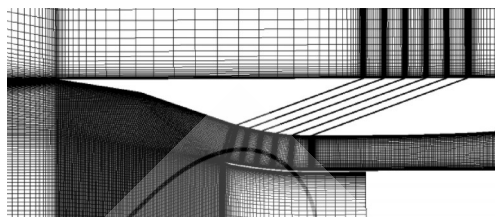
(a) 整体图



(b) 局部放大图

图3 方案2进气道模型

Fig.3 Geometry of the inlet for model 2



(b) 方案2

图4 计算网格

Fig.4 Grid for computation

conservation laws)插值,黏性通量采用二阶迎风格式进行离散,时间推进采用隐式格式,湍流黏度采用 $k-\omega$ SST (shear stress transport) 模型。

仿真计算模拟飞行高度为 15 km,攻角为 0° 。来流边界按照飞行高度设置为压力远场边界条件,来流静压为 12 111.8 Pa,静温为 216.65 K,出口设置为压力出口边界条件。

3 算例验证

由于本文研究的多缝放气进气道流场中存在明显的回流区和激波/边界层干扰现象,因此选取德国宇航院 (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, DLR) Schülein^[28]公开的二维激波/边界层干扰模型(见图5)对本文的数值仿真方法正

一种在进气道内收缩段进行多缝放气的流动控制方案,记为方案2(放气方案)。其中,放气缝数量为 6,放气缝间隔为 $0.087H$,放气缝宽度为 $0.01H$,放气缝与弹体轴向的夹角为 20° ,第一个放气缝进口前缘与压缩面前缘的轴向距离为 $2.18H$,最后一个放气缝进口后缘位于喉道等直段的起始位置。

2 数值计算

2.1 计算网格

选取进气道进口上游及下游的部分外流区间、进气道整个内流道作为计算域。其中计算域向进气道上游和外侧分别延伸 $2H$,后端面位于最后一个放气缝出口下游 $4H$ 。整个计算域采用结构化网格进行填充,在近壁面处、进气道压缩面、喉道及放气区域进行了网格加密。网格单元总数约为 6 万,具体的网格见图 4。

2.2 计算方法

对进气道进行二维定常数值仿真计算,使用基于有限体积法的 N-S (Navier-Stokes) 方程求解器,其中无黏对流通量采用 Roe 平均方式进行 MUSCL (monotonic upstream-centered scheme for

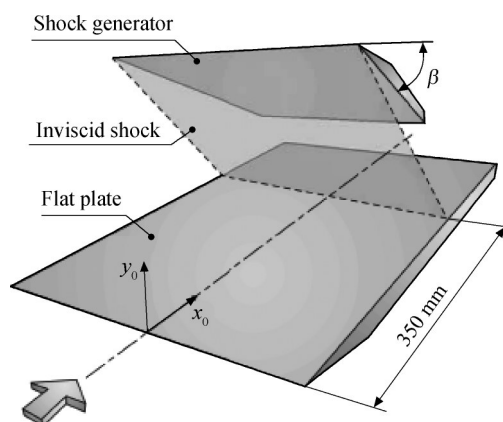


图5 文献[28]中的激波/边界层干扰模型

Fig.5 Model of shock/boundary-layer interaction in Ref.[28]

确性进行校验。选取激波发生器与来流夹角为 14° 的状态进行校验,计算中平板第一层网格高度为 0.005 mm ,壁面附近的 y^+ 在1左右。数值模拟边界条件与试验一致,其中来流马赫数为5,总压为 2.12 MPa ,总温为 410 K 。

图6给出了本文仿真与文献[28]试验获得的平板壁面静压(p)分布对比。可以看出,无论从规律上还是数值上来看,仿真结果均与试验结果吻合良好。图7进一步给出了试验纹影与仿真结果的对比,该图显示,仿真与试验纹影的波系结构一致,且仿真较准确地捕捉到了激波/边界层干扰导致的流动分离。可见,本文所采用的数值仿真方法具有较高的精度。

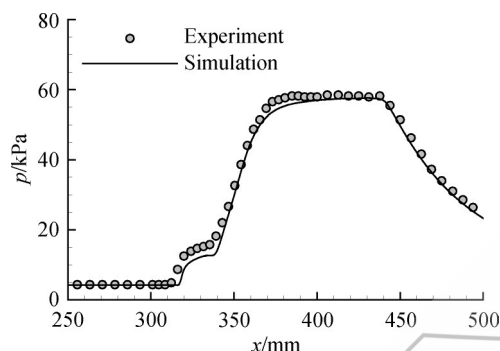


图6 仿真与试验获得的平板沿程静压对比

Fig.6 Comparison of static pressure distributions of the flat plate between simulation and experiment

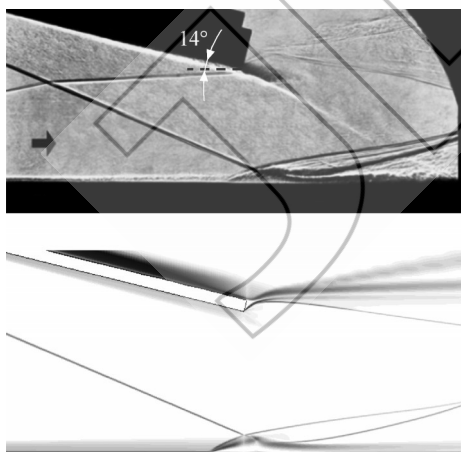


图7 仿真与试验获得的纹影图对比

Fig.7 Comparison of schlieren images between simulation and experiment

4 结果分析

4.1 放气对自启动特性的影响

首先对方案1和方案2的自启动特性随喉道

高度及内收缩比的变化规律进行分析。共设计了7种不同的喉道高度,改变喉道高度时,进气道外压缩型面、下侧(唇罩侧)壁面型线均保持不变,上侧壁面内收缩段的型线按如下规律变化:内收缩段为圆弧曲线,保持内收缩段与进气道二级压缩面及喉道上壁面相切,且喉道等直段的轴向位置不变,内收缩段曲线根据喉道高度相应调整,其曲率相应变化。不同喉道高度对应的进气道内收缩比如表1所示,表中 H_{th} 表示喉道高度, K 表示进气道的内收缩比。

表1 进气道的不同喉道高度和内收缩比
Table 1 Different throat heights and internal contraction ratios of the inlet

H_{th}/H	K
0.450	1.068
0.437	1.091
0.423	1.117
0.410	1.151
0.401	1.175
0.387	1.218
0.373	1.261

图8给出了方案1和方案2的自启动马赫数(Ma_s)随内收缩比的变化曲线。随着喉道高度降低,内收缩比增大,方案1和方案2的自启动马赫数均逐渐增大。在相同的内收缩比下,方案2的自启动马赫数较方案1明显降低。这主要是由于方案1无流动控制措施,进气道进口捕获的气体全部经过喉道流向下游;而方案2由于在内收缩段开设了系列放气缝,因此从进气道进口进入内

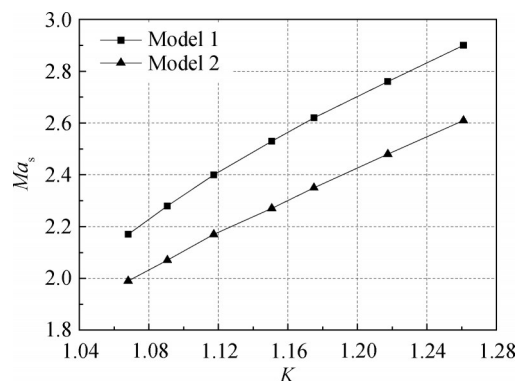


图8 进气道的自启动马赫数随内收缩比的变化

Fig.8 Variation of self-starting Mach number of the inlet with different internal contraction ratios

流道的气体有部分经放气缝重新进入外部大气环境,经过进气道喉道的气体流量减少,即放气缝相当于增大了进气道的有效流通面积,因此方案 2 的进气道更容易实现自启动。

表 2 给出了方案 1 和方案 2 在相同自启动马赫数($Ma_s=2.17$)下的参数对比,表中 φ_{in} 和 φ_{th} 分别表示进气道进口截面和喉道截面的流量系数, η 表示放气比例。其中,放气比例的计算见式(1),式中 $\dot{m}_{in}$ 和 $\dot{m}_{th}$ 分别表示进气道进口截面和喉道截面流量(kg/s)。由表中数据可以看出,在相同的自启动马赫数下,方案 2 的放气比例为 1.73%,其内收缩比为 1.117,较方案 1 的内收缩比 1.068 提高了 4.59%。可见,在保证进气道具有同等自启动能力的情况下,引入放气流动控制措施的进气道可以采用更高的内收缩比设计。

$$\eta = \frac{\dot{m}_{in} - \dot{m}_{th}}{\dot{m}_{in}} \times 100\% \quad (1)$$

表 2 方案 1 和方案 2 进气道的参数对比 ($Ma_s=2.17$)

Table 2 Comparison of the inlet parameter between model 1 and model 2 ($Ma_s=2.17$)

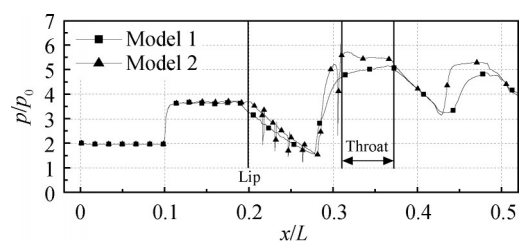
方案	H_{th}/H	K	φ_{in}	φ_{th}	$\eta/\%$
1	0.450	1.068	0.752	0.752	0
2	0.423	1.117	0.752	0.739	1.73

4.2 放气对流动性能的影响

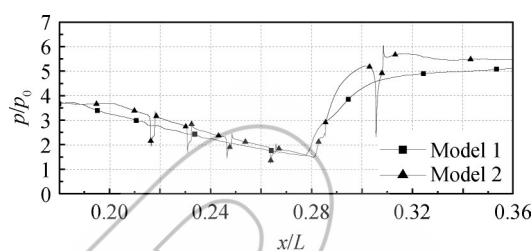
基于文中第 4.1 节的分析结果,选定具有相同自启动能力($Ma_s=2.17$)的无放气措施和有放气措施的两种进气道构型,对其开展流动特性对比分析。

4.2.1 设计点流动特性对比

图 9 给出了来流马赫数 $Ma=3.0$ 时,通流状态下方案 1 和方案 2 进气道的上壁面沿程静压对比。图 10 给出了通流状态下两种方案进气道内收缩段附近的静压等值图谱。图 9 和图 10 的静压均以自由来流静压 p_0 进行了无量纲化处理,表示为 p/p_0 ,其中图 9 的横坐标 x 以进气道的总长 L 进行了无量纲化处理,表示为 x/L 。可以看出,相对于方案 1,方案 2 开设了放气缝,气流在放气缝进口前缘形成了局部膨胀波扇,沿程静压在放气缝进口前缘出现明显下降,而后在放气缝后缘形成了斜激波,又导致沿程静压显著增大,恢复至与方案 1 接近的量值。气流在内收缩段经过系列放气缝,导致了其沿程静压出现多次波动。由于方案 2 的内收缩比增大,因此自内收缩段向下游,除放



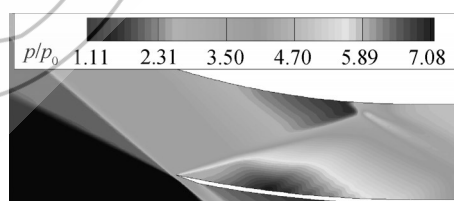
(a) 整体图



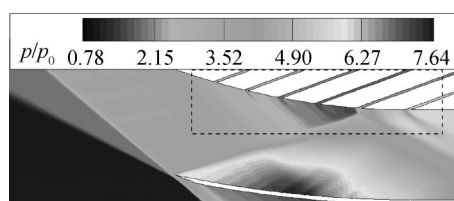
(b) 局部放大图

图 9 方案 1 和方案 2 进气道的上壁面沿程静压 ($Ma=3.0$, 通流状态)

Fig.9 Upper wall static pressure distributions of the inlet for model 1 and model 2 ($Ma=3.0$, through flow state)



(a) 方案 1



(b) 方案 2

图 10 方案 1 和方案 2 进气道的静压等值图谱 ($Ma=3.0$, 通流状态)

Fig.10 Contour plots of static pressure of the inlet for model 1 and model 2 ($Ma=3.0$, through flow state)

气缝附近的静压波动外,其沿程静压较方案1整体有所增大。

表3给出了各放气缝的放气流量系数(φ_{slot})和放气比例($\varphi_{\text{slot}}/\varphi_{\text{in}}$),表中 N 为放气缝从前向后的序号。结合图9和图10可以看出,第1个~第4个放气缝位于唇口斜激波上游,受进气道肩部膨胀波扇的影响,沿程静压下降,因此自第1个~第4个放气缝,放气缝的进出口压差逐渐下降,放气比例也相应减小,由0.112%下降至0.046%。观察图10(b)发现,进气道唇口斜激波正好打在了第5个放气缝的进口位置,在唇口斜激波的强干涉作用下,该放气缝的进出口压差较第4个放气缝增大,因此其放气比例较第4个放气缝有所上升。对于第6个放气缝,由于其位于唇口斜激波下游,经唇口斜激波后静压显著上升,放气缝进出口压差进一步增大,因此其放气量显著上升,放气比例在6个放气缝中达到最大。

表3 方案2进气道各放气缝的流量系数和放气比例
($Ma=3.0$, 通流状态)

Table 3 Mass flow rate ratio and air-bleeding coefficient of each slot of the inlet for model 2
($Ma=3.0$, through flow state)

N	φ_{slot}	$(\varphi_{\text{slot}}/\varphi_{\text{in}})/\%$
1	0.001 10	0.112
2	0.000 88	0.089
3	0.000 64	0.065
4	0.000 45	0.046
5	0.000 70	0.071
6	0.002 60	0.265

图11和图12分别给出了来流马赫数 $Ma=3.0$ 时,临界状态下方案1和方案2进气道的上壁面沿程静压及进气道的静压等值图谱对比。可以看出,方案2的抗反压能力较方案1明显上升:临界状态下,方案1的最大抗反压能力为 $19.67p_0$,结尾激波串停在进气道喉道等直段后半段($x/L=0.348$);方案2由于开设了放气缝,其最大抗反压能力达到 $22.06p_0$,较方案1提高了12.15%,且其结尾激波串位置相对更靠前,位于第6个放气缝位置($x/L=0.306$)。与方案1结尾激波串停在喉道等直段后半段不同,方案2的放气缝具有稳定结尾激波串的作用,可以使得结尾激波串停在第6个放气缝进口附近,主要原因如下:随着背压的

增大,当结尾激波串自下游向上游运动至内收缩段的放气区域时,受结尾激波串的干扰作用,放气缝进出口压差较超临界状态下明显增大,进气道的放气量增加,部分高压气体通过放气缝进入外部大气环境,从而使得进气道内通道的高压得到缓解,因此结尾激波串可以停在放气缝附近。

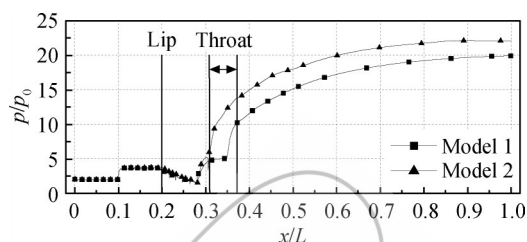
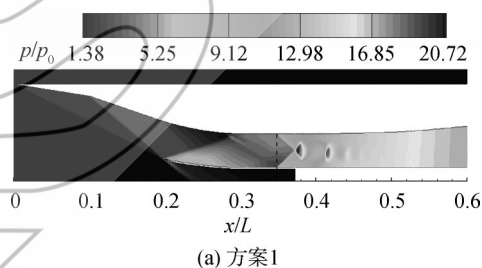
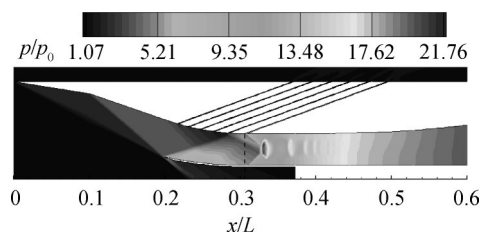


图11 方案1和方案2进气道的上壁面沿程静压对比
($Ma=3.0$, 临界状态)

Fig.11 Upper wall static pressure distributions of the inlet for model 1 and model 2
($Ma=3.0$, critical state)



(a) 方案1



(b) 方案2

图12 方案1和方案2进气道的静压等值图谱
($Ma=3.0$, 临界状态)

Fig.12 Contour plots of static pressure of the inlet for model 1 and model 2 ($Ma=3.0$, critical state)

表4给出了方案1和方案2在来流马赫数 $Ma=3.0$ 时,通流状态和临界状态下的流量系数对比。表5给出了这两个方案的临界性能对比,表中 p_{cr}/p_0 表示临界状态下进气道出口截面的压比, σ_{cr} 表示临界状态下进气道出口截面的总压恢复系数, $\Delta p_{cr}/p_0$ 表示临界状态下方案2较方案1进气道出口截面的压比相对增加量; $\Delta \sigma_{cr}$ 表示临

界状态下方案 2 较方案 1 进气道出口截面总压恢复系数的相对增加量。可以看出,对于方案 2,由于临界状态下结尾激波串位于内收缩段的放气区域,因此进气道的放气比例较通流状态略有上升,由 0.61% 增加至 0.71%。与方案 1 相比,方案 2 内收缩比增大,且得益于放气缝稳定结尾激波串的作用,其抗反压能力和总压恢复系数分别提高 12.15% 和 7.11%。可见,通过在内收缩段进行多缝放气流动控制,可以在不影响进气道自启动能力的情况下显著增强压缩能力,从而大幅提升进气道的临界性能。

表 4 方案 1 和方案 2 的进气道流量系数及放气比例对比
($Ma=3.0$)

Table 4 Comparison of mass flow rate ratio and air-bleeding coefficient of the inlet between model 1 and model 2 ($Ma=3.0$)			
状态	参数	方案 1	方案 2
通流	φ_{in}	0.983	0.983
	φ_{th}	0.983	0.977
	$\eta/\%$	0	0.61
临界	φ_{in}	0.983	0.983
	φ_{th}	0.983	0.976
	$\eta/\%$	0	0.71

表 5 方案 1 和方案 2 的进气道临界性能对比 ($Ma=3.0$)
Table 5 Comparison of critical performance of the inlet between model 1 and model 2 ($Ma=3.0$)

方案	p_{cr}/p_0	σ_{cr}	$(\Delta p_{cr}/p_0)/\%$	$\Delta\sigma_{cr}/\%$
1	19.67	0.591		
2	22.06	0.633	12.15	7.11

4.2.2 不同来流马赫数流动特性对比

根据文中第 4.2.1 节分析可知,在进气道内收缩段开设放气缝,其流场结构及放气比例受到了进气道肩部膨胀波扇及唇口斜激波的影响。不同来流条件下,进气道肩部的膨胀波扇及唇口斜激波的强度、位置等均会发生改变,进而对放气效果产生影响。为此,本文进一步分析不同来流马赫数下放气对进气道流动特性的影响。

图 13 给出了方案 1 和方案 2 的临界性能随来流马赫数的变化曲线。表 6 给出了不同来流马赫数下方案 2 的流量系数及放气比例。可以看出,不同来流马赫数下,方案 2 的抗反压能力和出口

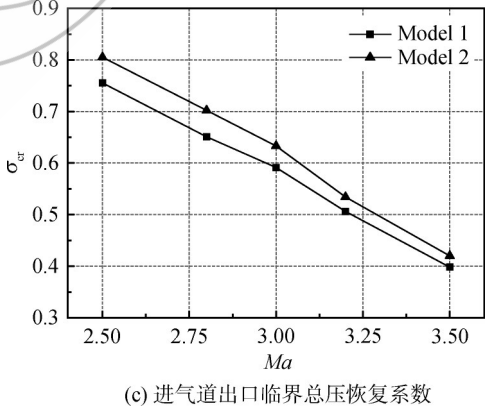
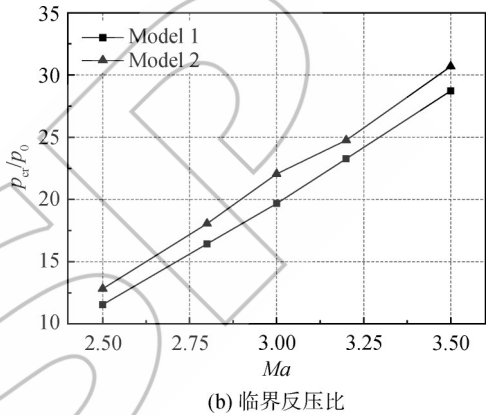
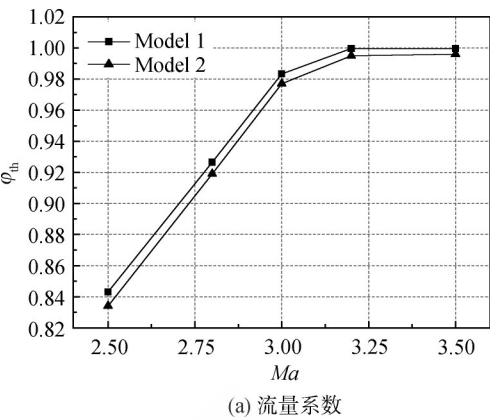


图 13 方案 1 和方案 2 进气道的性能参数随来流马赫数的变化
Fig.13 Variation of performance parameters of the inlet with different incoming Mach numbers for model 1 and model 2

临界总压恢复系数均较方案 1 明显提升,其流量系数则较方案 1 有所下降,随着来流马赫数的增大,放气比例逐渐减小。导致这种现象的主要原因是,与高来流马赫数状态相比,在低来流马赫数状态下,进气道唇口斜激波的激波角较大,入射点较为靠前,从而导致了更多的放气缝位于唇口斜激波及其反射激波的下游,这些放气缝的进出口

表 6 不同来流马赫数下,方案 2 进气道的流量系数和放气比例

Table 6 Mass flow rate ratio and air-bleeding coefficient of the inlet at different incoming Mach numbers for model 2

Ma	φ_{in}	φ_{th}	$\varphi_{in}-\varphi_{th}$	$\eta/\%$
2.5	0.843	0.834	0.009	1.07
2.8	0.927	0.919	0.008	0.86
3.0	0.983	0.977	0.006	0.61
3.2	1.000	0.995	0.005	0.50
3.5	1.000	0.996	0.004	0.40

压差增大,放气量也随之上升,因此低来流马赫数状态下的放气比例较高。

如图 14 所示,对于方案 2,当来流马赫数 $Ma=2.5$ 时,唇口斜激波的人射点位于第 4 个放气缝位置,受唇口斜激波的干扰影响,第 4 个放气缝的进出口压差增大,同时唇口斜激波打到上侧

壁面后,形成了反射激波,进一步导致了第 5 个和第 6 个放气缝的进出口压差增大,因此第 4 个~第 6 个放气缝的放气量较大,所有放气缝的总放气比例达到 1.07%。当来流马赫数增大至 3.0 时,唇口斜激波角减小,其入射点向下游移动至第 5 个放气缝位置,此时仅第 5 个和第 6 个放气缝受到了唇口斜激波及其反射激波的影响,而第 4 个放气缝由于位于唇口斜激波前,其进出口压差较 $Ma=2.5$ 时减小,因此该放气缝的放气量下降,进气道的总放气比例降低至 0.61%。进一步增大来流马赫数至 3.5 时,唇口斜激波的人射点后移至第 6 个放气缝位置,此时仅第 6 个放气缝受到了唇口斜激波的影响,前 5 个放气缝均位于唇口斜激波上游,因此其放气量进一步下降,总放气比例仅为 0.4%。

综上所述,对于超声速吸气式导弹而言,在进气道内收缩段开设系列放气缝时,低来流马赫数转级状态下,较多的放气缝位于唇口斜激波的下游,此时放气量相对较大,有利于进气道实现自启动,对提高发动机转级可靠性、拓宽飞行包线有利;高来流马赫数巡航状态下,唇口斜激波后移,大部分放气缝位于唇口斜激波上游,放气量非常小,可以保证巡航状态下的流量需求,为导弹巡航提供足够的推力。

4.3 放气阻力影响

对于方案 2,进气道的一部分气流经过放气缝流入外部大气环境,会导致一定的放气阻力。本文对进气道的阻力进行分析,如图 15 所示。取进入进气道的气体为控制体(如图中点划线所示),该气体由两部分组成:一部分经进气道喉道向下游流入发动机,产生阻力 F_{di} ;另一部分经放气缝重新进入外部大气环境,产生放气阻力 F_{ds} 。根据动量定理, F_{di} 的计算见式(2),放气阻力 F_{ds} 的计算见式(3)。式中 $\dot{m}_e$ 、 $\dot{m}_{ei}$ 分别为进气道出口截面流量、第 i 个放气缝出口截面流量(kg/s); v_0 、 v_e 、 v_{ei} 分别为自由来流速度、进气道出口截面的气流速度、第 i 个放气缝出口截面的气流速度(m/s); p_e 为进气道出口截面静压(Pa); A_a 、 A_b 、 A_e 、 A_{cd} 分别为经过进气道喉道截面气流对应的自由来流流管在 x 方向的投影面积、经过放气缝进入外部大气环境气流对应的自由来流流管在 x 方向的投影面积、进气道出口截面、 $c-d$ 段自由流管侧面在 x 方向的投影面积(m^2); θ 为放气缝与导弹轴向的夹角。

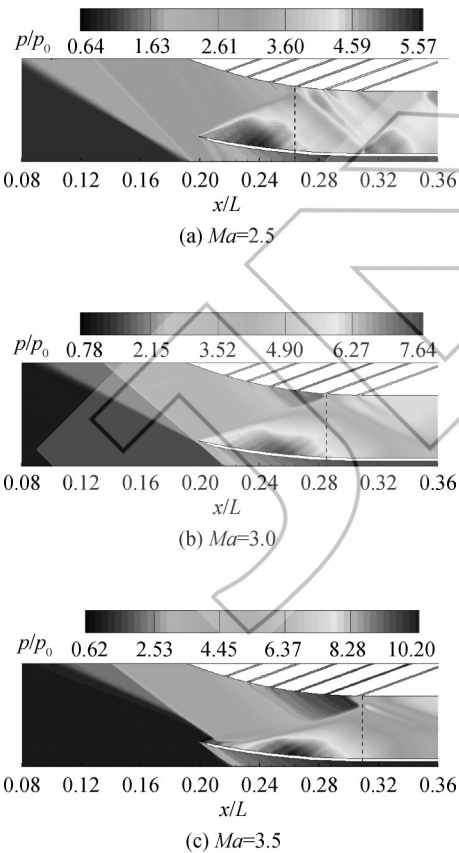


图 14 方案 2 进气道在不同来流马赫数下的静压等值图谱(通流状态)

Fig.14 Contour plots of static pressure of the inlet at different incoming Mach numbers for model 2 (through flow state)

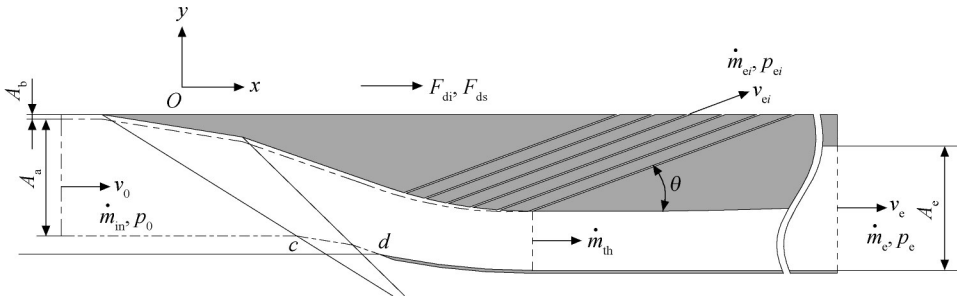


图 15 进气道流动变量示意图
Fig.15 Sketch of the flow variance of the inlet

$$F_{di} = \dot{m}_e v_e + p_e A_e - \dot{m}_{th} v_0 - p_0 A_a - \int_c^d p dA \tag{2}$$
$$F_{ds} = \sum_{i=1}^N (\dot{m}_{ei} v_{ei} \cos \theta) - (\dot{m}_{in} - \dot{m}_{th}) v_0 - p_0 A_b \tag{3}$$

对本文第 1 节中所述的导弹在设计状态 ($Ma=3.0$) 及巡航状态 ($Ma=3.5$) 下的进气道阻力特性进行分析,得到不含放气阻力的进气道内阻系数 C_{di} 、放气阻力系数 C_{ds} 、进气道的总内阻系数 C_d ($C_d=C_{di}+C_{ds}$),结果见表 7 和表 8,表中数据以方案 1 导弹的总阻力系数 C_{dm} 进行了归一化处理。

由表 7、表 8 中数据可以看出,对于设计状态 ($Ma=3.0$),与方案 1 相比,方案 2 由于实际进入进气道的空气流量略有下降,因此经进气道喉道向下游流入发动机的气体所产生的内阻略有下降,由 32.03% 下降至 30.85%。然而,由于放气阻

力上升更为明显(增幅为 3.90%),因此方案 2 的进气道总内阻较方案 1 仍然有所增大,由 32.03% 增加至 34.75%,增幅为 2.71%。对于巡航状态 ($Ma=3.5$),方案 2 进气道放气阻力仅为 1.80%,进气道总内阻占全弹总阻力的 27.50%,较方案 1 (26.49%) 仅增加了 1.01%。可见,巡航状态下放气导致的内阻增加幅度较设计状态下有所下降,这主要是高来流马赫数巡航状态下放气比例减小的缘故。

综上所述,相对于方案 1,方案 2 由于采用了多缝放气的流动控制措施,可以在保证相同自启动能力的情况下显著提高进气道的压缩效率,设计马赫数下仅以 0.71% 的流量损失及 2.71% 的阻力增加就获得了最大抗反压能力 12.15% 的增大及总压恢复系数 7.11% 的提升。不同来流马赫数下,随着唇口斜激波及其反射激波位置的改变,放气量可以实现自适应调节。

4.4 三维效应影响

对于弹用进气道而言,由于导弹规模限制,进气道的宽高比一般无法设计得较大,其性能会在一定程度上受到侧壁效应的影响。为此,本文还对进气道开展了三维(3D)数值仿真研究,分析三维效应对进气道特性及放气效果的影响。三维进气道的宽度为 $0.67H$,侧壁厚度为 $0.02H$,放气缝沿横向的宽度为 $0.59H$ (即放气缝侧壁距离进气道内壁面为 $0.02H$),三维模型示意图见图 16。

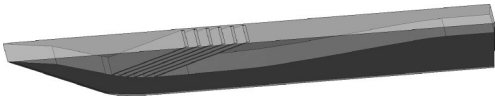


图 16 方案 2 进气道三维模型
Fig.16 3D geometry of the inlet for model 2

图 17 和图 18 分别给出了采用二维(2D)和三维数值仿真获得的方案 1 和方案 2 进气道在来流马赫数 $Ma=3.0$ 时通流状态下对称面的静压等值

表 7 设计状态下方案 1 和方案 2 的进气道阻力对比
($Ma=3.0$)

Table 7 Comparison of resistance of the inlet between model 1 and model 2 at design operation ($Ma=3.0$)			
方案	$(C_{di}/C_{dm})/\%$	$(C_{ds}/C_{dm})/\%$	$(C_d/C_{dm})/\%$
1	32.03	0	32.03
2	30.85	3.90	34.75

表 8 巡航状态下方案 1 和方案 2 的进气道阻力对比
($Ma=3.5$)

Table 8 Comparison of resistance of the inlet between model 1 and model 2 at cruise operation ($Ma=3.5$)			
方案	$(C_{di}/C_{dm})/\%$	$(C_{ds}/C_{dm})/\%$	$(C_d/C_{dm})/\%$
1	26.49	0	26.49
2	25.70	1.80	27.50

图谱对比。可以看出,三维计算的进气道头部波系及唇口斜激波的位置、进气道肩部的膨胀区均与二维计算结果基本一致,两者仅唇罩内侧的高压区略有差异。

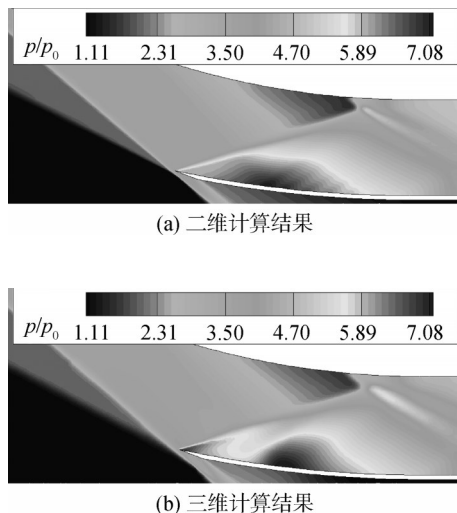


图17 方案1进气道二维计算和三维计算的静压等值图谱($Ma=3.0$,通流状态)

Fig.17 Contour plots of static pressure of the inlet by using 2D and 3D numerical methods for model 1 ($Ma=3.0$, through flow state)

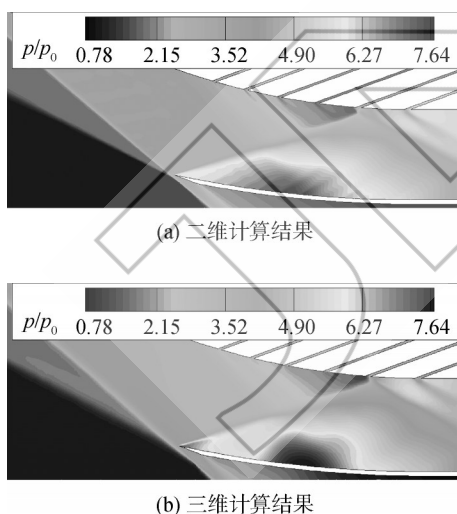


图18 方案2进气道二维计算和三维计算的静压等值图谱($Ma=3.0$,通流状态)

Fig.18 Contour plots of static pressure of the inlet by using 2D and 3D numerical methods for model 2 ($Ma=3.0$, through flow state)

图19给出了采用二维和三维数值仿真获得的方案2进气道在来流马赫数 $Ma=3.0$ 时临界状态下对称面的静压等值图谱对比。与二维计算结

果类似,三维计算在临界状态下的结尾激波串也位于第6个放气缝附近。然而,两者的流场结构细节略有区别:二维计算的结尾激波串位于 $x/L=0.306$ 位置,激波串上侧的前锋更靠前;三维计算的结尾激波串位置较二维计算结果略靠前,位于 $x/L=0.302$ 位置,且激波串下侧的前锋更靠前。

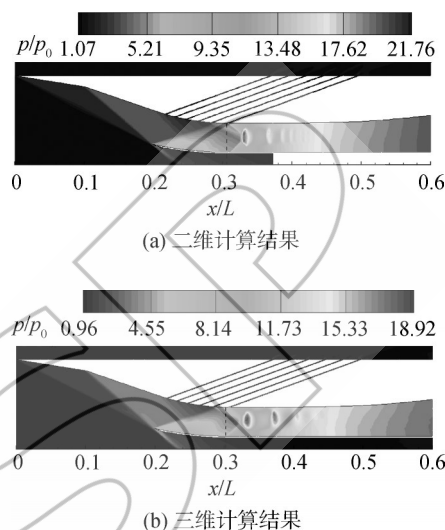


图19 方案2进气道二维计算和三维计算的静压等值图谱($Ma=3.0$,临界状态)

Fig.19 Contour plots of static pressure of the inlet by using 2D and 3D numerical methods for model 2 ($Ma=3.0$, critical state)

对方案1和方案2进气道在临界状态下的流动性能二维和三维计算结果进行对比,结果见表9,表中的符号“ Δ ”表示方案2相对于方案1的性能参数变化量。由表中数据可以看出,无论是方案1还是方案2,受三维效应影响,三维计算获得的流量系数、进气道抗反压能力和出口临界总压恢复系数均较二维计算结果偏低。图20和图21三维计算的总压恢复系数(σ)等值图谱进一步表明,对于三维流场,进气道角区存在较为明显的低能流堆积,流动损失增大。然而,与二维计算结果类似,三维计算获得的方案2抗反压能力、出口临界总压恢复系数均较不放气的方案1显著提高,提升幅度分别为12.91%和7.01%,与二维计算结果的提升幅度相近,仅放气比例略有增大(二维和三维计算的放气比例分别为0.71%和1.04%)。

综上所述,虽然三维计算获得的进气道性能较二维计算结果偏低,但两者的流场结构相似,且从有放气措施和无放气措施的计算结果对比来

表 9 进气道的流动性能二维计算和三维计算结果对比
($Ma=3.0$, 临界状态)

Table 9 Comparison of inlet performance by using 2D and 3D numerical methods ($Ma=3.0$, critical state)

数值方法	方案	φ_{in}	φ_{th}	p_{cr}/p_0	σ_{cr}
二维	1	0.983	0.983	19.67	0.591
	2	0.983	0.976	22.06	0.633
	$\Delta/\%$	0	-0.71	12.15	7.11
三维	1	0.957	0.957	16.35	0.542
	2	0.957	0.947	18.46	0.580
	$\Delta/\%$	0	-1.04	12.91	7.01



图 20 方案 2 进气道三维计算的总压恢复系数等值图谱
($Ma=3.0$, 通流状态)

Fig.20 Contour plots of total pressure recovery coefficient of the inlet by using 3D numerical method for model 2
($Ma=3.0$, through flow state)



图 21 方案 2 进气道三维计算的喉道截面总压恢复系数等值图谱($Ma=3.0$, 通流状态)

Fig.21 Contour plots of total pressure recovery coefficient of throat section of the inlet by using 3D numerical method for model 2 ($Ma=3.0$, through flow state)

看,在考虑三维效应后,多缝放气流动控制措施仍具有显著改善进气道性能的作用。

5 结 论

本文针对一种弹用超声速混压式二元进气道,设计了基于多缝放气的自适应泄流控制方案,采用数值仿真方法研究了超声速进气道的多缝放气自适应流动控制机理,并分析了放气对进气道自启动能力、临界性能及阻力特性的影响,得到的主要结论如下:

1) 在进气道内收缩段采用多缝放气流动控制措施,可以在保证相同自启动能力的情况下显著提高进气道的压缩效率,其中在自启动马赫数为 2.17 的情况下,放气方案的内收缩比相对于不放气方案提高 4.59%,放气比例仅为 1.73%。

2) 在进气道内收缩段采用多缝放气流动控制措施,可以起到稳定结尾激波串的作用,显著提升进气道的抗反压能力。设计马赫数下,采用放气流动控制措施后,仅以不到 1.1% 的流量损失就可以获得抗反压能力增大 12% 以上及总压恢复系数提升 7% 以上。

3) 随着来流马赫数的变化,唇口斜激波入射点在进气道内收缩段的放气区域前后移动,处于唇口斜激波及其反射激波后的放气缝数量发生变化,放气比例改变,从而可达到放气量自适应调节的效果。

4) 本文设计的多缝放气方案的放气阻力较小,相对于无流动控制方案,放气方案的阻力增幅在设计状态和巡航状态下仅为 2.71% 和 1.01%。

参考文献:

- [1] WARREN E A, NORMAN D W. A two-dimensional, mixed-compression inlet system design to self-restart at a Mach number of 3.5[J]. Journal of Aircraft, 1970, 7(5):431-436.
- [2] HAWS R G, NOALL J S, DAINES R L. Computational investigation of a method to compress air fluidically in supersonic inlets[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(1):51-59.
- [3] POWELL A G, WELGE H R, TREFNY C J. Low-speed aerodynamic test of an axisymmetric supersonic inlet with variable cowl slot[R]. AIAA-1985-1210, 1985.
- [4] 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)
- [5] YUSUKE M. Multi-row disk arrangement concept for spike of axisymmetric air inlet[R]. AIAA-2004-3407, 2004.
- [6] 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 scam-jet inlet with a translating cowl operating in a large Mach number range[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(5):1503-1510. (in Chinese)
- [7] 张林, 张堃元, 金志光, 等. 高超声速二元进气道顶板移动变几何方案数值模拟[J]. 航空学报, 2012, 33(10):1800-1808.
ZHANG Lin, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Numerical simulation of a variable geometry hypersonic 2D inlet designed with compressible ramp movable[J]. Acta Aeronautica et

- Astronautica Sinica, 2012, 33(10):1800-1808. (in Chinese)
- [8] BANGERT L H, SANTMAN D M, HORIE G, et al. Some effects of cruise speed and engine matching on supersonic inlet design[J]. Journal of Aircraft, 1982, 19(1):58-64.
- [9] GARY J H, GREGORY E S. Supersonic-inlet boundary-layer bleed flow[J]. AIAA Journal, 1996, 34(4):778-785.
- [10] JAN S, JOSEPH L S. Experimental evaluation of an analytically derived bleed system for a supersonic inlet[J]. Journal of Aircraft, 1976, 13(10):792-797.
- [11] AKIRA F, NOBUO N, KEISUKE S. Numerical investigation of supersonic inlet with realistic bleed and bypass systems[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(4):857-861.
- [12] HERRMANN D, BLEMM S, GÜLHAN A. Experimental study of boundary-layer bleed impact on ramjet inlet performance[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(6):1186-1195.
- [13] SHNEIDER M N, MACHERET S O, MILES R B. Non-equilibrium magnetohydrodynamic control of scramjet inlets[R]. AIAA-2002-2251, 2002.
- [14] SHEIKIN E G, KURANOV A L. MHD controlled inlet for scramjet with various configurations of magnetic field[R]. AIAA-2004-1195, 2004.
- [15] JAMES C T, MICHAEL K S. Application of inlet injection to a three-dimensional scramjet at Mach 8[J]. AIAA Journal, 2010, 48(4):829-838.
- [16] 冯喜平, 林志远, 郑亚, 等. 固冲发动机射流控制可调进气道研究[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(4):396-400.
FENG Xiping, LIN Zhiyuan, ZHENG Ya, et al. Study on jet controlling inlet of solid rocket ramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2010, 33(4):396-400. (in Chinese)
- [17] 冯喜平, 林志远, 郑亚, 等. 基于燃气射流控制的可调进气道数学模型研究[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(6):641-645.
FENG Xiping, LIN Zhiyuan, ZHENG Ya, et al. Study on mathematical model of the variable inlet based on gas jet control[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2010, 33(6):641-645. (in Chinese)
- [18] 游进, 夏智勋, 刘冰, 等. 二元混压式进气道窄缝射流调节结构参数设计[J]. 航空动力学报, 2012, 27(7):1562-1570.
YOU Jin, XIA Zhixun, LIU Bing, et al. Structural parameter design of slot injection control for rectangle mix-compression inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(7):1562-1570. (in Chinese)
- [19] 谭慧俊, 陈智, 李光胜. 基于激波形状控制的定几何高超声速可调进气道概念及初步验证[J]. 中国科学 E 辑: 技术科学, 2007, 37(11):1469-1479.
TAN Huijun, CHEN Zhi, LI Guangsheng. A new concept and preliminary study of variable hypersonic inlet with fixed geometry based on shockwave control[J]. Science in China Series E: Technological Sciences, 2007, 37(11):1469-1479. (in Chinese)
- [20] 李程鸿, 谭慧俊, 孙姝, 等. 流体式高超声速可调进气道流动机理及工作特性分析[J]. 宇航学报, 2011, 32(12):2613-2621.
LI Chenghong, TAN Huijun, SUN Shu, et al. Flow mechanism and operating characteristics of a fluidic variable hypersonic inlet[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(12):2613-2621. (in Chinese)
- [21] 张悦, 谭慧俊, 张启帆, 等. 一种进气道内激波/边界层干扰控制的新方法及其流动机理[J]. 宇航学报, 2012, 33(2):265-274.
ZHANG Yue, TAN Huijun, ZHANG Qifan, et al. A new method and its flow mechanism for control of shock/boundary layer interaction in hypersonic inlet[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(2):265-274. (in Chinese)
- [22] 程代姝, 张悦, 高婉宁, 等. 结合局部次流循环的变几何轴对称进气道研究[J]. 推进技术, 2019, 40(9):2003-2011.
CHENG Daishu, ZHANG Yue, GAO Wanning, et al. Investigation of a variable axisymmetric inlet with local secondary flow recirculation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(9):2003-2011. (in Chinese)
- [23] 刘志伟, 马高建, 崔金平. 附面层吸除对二元混压式进气道起动影响分析[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(3):149-152.
LIU Zhiwei, MA Gaojian, CUI Jinping. Influence of boundary layers bleed on start[J]. Journal of Projectiles, Missiles and Guidance, 2009, 29(3):149-152. (in Chinese)
- [24] 贺永杰, 马高建, 刘志伟. 通过附面层泄除提高定几何混压式进气道性能的方法研究[J]. 航空兵器, 2010(2):28-31.
HE Yongjie, MA Gaojian, LIU Zhiwei. Study on improving the performance of mixed-compression inlet with fixed-geometry through boundary-layer bleed[J]. Aero Weaponry, 2010(2):28-31. (in Chinese)
- [25] 翁小侨, 郭荣伟. 一种二元定几何混压式超声速进气道流场控制概念研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11):2492-2498.
WENG Xiaochai, GUO Rongwei. Study of novel flow control concept for fix-geometry two-dimensional mix-compression supersonic inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11):2492-2498. (in Chinese)
- [26] WAN D W, GUO R W. Experimental investigation of a fixed-geometry two-dimensional mixed-compression supersonic inlet with sweep-forward highlight and bleed slot in an inverted "X"-type layout[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2007, 4(20):304-312.
- [27] 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[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)
- [28] SCHÜLEIN E. Skin-friction and heat flux measurements in shock/boundary-layer interaction flows[J]. AIAA Journal, 2006, 44(8):1732-1741.

(编辑:陈越)