

超声速双侧二元进气道在侧滑状态下的 再起动特性数值研究

温玉芬, 陈 皓, 马友林

(中国航天科技集团公司 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘 要: 针对冲压发动机燃烧室压强过高导致进气道不起动的问题,对一种双侧布局的超声速混压式二元进气道的再起动特性开展数值研究,获得了小侧滑角下迎、背风侧进气道的再起动特性。结果表明:对于双侧布局的进气道,其再起动出现了明显的回路迟滞现象,且在小侧滑角下,迎、背风侧进气道的再起动流态出现了明显的不对称性,在不起动及再起动的过程中会出现单侧进气道不起动的现象。比较发现:迎风侧进气道较背风侧进气道更容易出现不起动,且其实现再起动更为困难。通过对比不同背压峰值作用下的进气道再起动特性发现,当进气道背压峰值大于进气道不起动背压时,进气道的再起动背压值不随着背压峰值的增大发生变化,但进气道会发生倒流,形成反向冲量,导致内阻急剧上升,发动机工作性能恶化。

关 键 词: 冲压发动机; 超声速双侧二元进气道; 再起动; 回路迟滞; 侧滑

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Numerical investigation on restart characteristics of two-dimensional twin-duct supersonic inlet at sideslip state

WEN Yufen, CHEN Hao, MA Youlin

(China Academy of Launch Vehicle Technology,

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

Abstract: An unstarted problem of the inlet would be caused by a high combustor's pressure of the ramjet. In order to study the restart characteristics of the inlet at a small sideslip angle, an investigation on a two-dimensional, twin-duct mixed compression supersonic inlet was conducted with a numerical method. Obvious hysteresis and asymmetry was found between the inlets' flow pattern in the restarted duration. Results indicate that, the windward side inlet is easier to unstart and more difficult to restart than the leeward side inlet. Moreover, by comparing the restart characteristics of the inlet at different backpressures, it is noted that when the backpressure is higher than the inlet's unstarted backpressure, the inlet is restarted at the same point even if the backpressure peak changes. However, there is reversed flow in the inlet when the backpressure is too much high, and a large reversed impulse is generated. The interior drag of the inlet rises abruptly, leading to deterioration of the engine performance.

Key words: ramjet; two-dimensional twin-duct supersonic inlet; restart; hysteresis; sideslip

收稿日期:2015-11-03

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

引用格式:温玉芬,陈皓,马友林. 超声速双侧二元进气道在侧滑状态下的再起动特性数值研究[J]. 航空动力学报,2017,32(7): 1613-1622. WEN Yufen, CHEN Hao, MA Youlin. Numerical investigation on restart characteristics of two-dimensional twin-duct supersonic inlet at sideslip state[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(7): 1613-1622.

MUSCL(monotonic upstream-centered scheme for conservation laws)插值,黏性通量采用 2 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 $k-\epsilon$ 标准模型,近壁区采用壁面函数法处理。

仿真计算模拟飞行高度为 15 km,马赫数为 3.0,攻角为 2° ,侧滑角为 1° 。来流边界按照飞行高度设置为远场边界条件,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,总温为 606.62 K。计算进气道再起动特性时,在进气道不起动的流场基础上,逐渐减小背压进行仿真。

3 算例验证

图 3 给出了采用本文数值仿真方法获得的某二元超声速混压式进气道在超临界状态下的沿程静压分布与试验结果的对比,图中纵坐标 p 表示进气道的沿程静压,以双侧进气道不起动时对应的背压值 p_s 进行了无量纲化处理,横坐标 x 表示进气道的轴向位置,以进气道的总长 L_{inlet} 进行了无量纲化处理。图 3 表明,无论从趋势上还是数值上来看,仿真结果(CFD)均与试验结果(EXP)吻合良好。这表明,本文所采用的数值仿真方法可准确地模拟超声速二元进气道内流动。

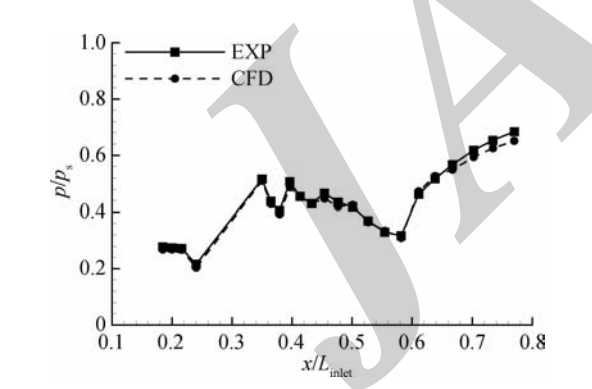


图 3 进气道沿程静压分布计算值与试验值对比
Fig. 3 Comparison of computational and experimental results of static pressure distribution of the inlet

文献[5]采用 Fluent 软件、稳态数值模拟方法,计算了不同背压下隔离段内部的流场特性,根据壁面沿程静压分布规律,获得了进气道不起动状态的判断准则。因此,本文采用稳态方法模拟进气道不起动和再起动的过程,可根据壁面静压的分布规律判断结尾激波的位置,同时结合流量系数的变化,对进气道的不起动及再起动工作状态进行判断。

4 结果与分析

在本文的进气道性能分析中,所有总压、静压均以双侧进气道不起动时对应的背压值(p_s)进行归一化处理。

4.1 侧滑性能分析

为了更好地分析进气道在侧滑状态下的不起动/再起动特性,本文首先对进气道在马赫数为 3.0、攻角为 2° 条件下的侧滑性能进行分析。表 1 给出了进气道在不同侧滑角下的性能对比, β 表示侧滑角, φ 表示流量系数, $p_{b,cr}$ 和 σ_{cr} 分别表示表示进气道在临界状态下的出口压强和出口总压恢复系数。由表 1 中的进气道侧滑性能数据可以看出,随着侧滑角的增大,进气道的性能有所下降。当侧滑角为 3° 时,进气道的流量系数下降接近 1%,总压恢复系数下降接近 3%。

表 1 进气道在不同侧滑角下的性能对比						
Table 1 Comparison of the inlet performance at different sideslip angles						
$\beta/(^\circ)$	φ	$p_{b,cr}/p_s$	σ_{cr}	$\Delta\varphi/\%$	$\Delta p_{b,cr}/\%$	$\Delta\sigma_{cr}/\%$
0	0.975	0.97	0.596			
1	0.974	0.97	0.589	-0.10	0	-1.17
3	0.966	0.97	0.579	-0.92	0	-2.85

图 4 给出了 $\beta=0^\circ, 3^\circ$ 时进气道进口前方横剖面的马赫数等值图谱,该图显示,与 $\beta=0^\circ$ 状态相比,当 $\beta=3^\circ$ 时,迎风侧进气道的进口马赫数减小至 2.98,而背风侧进气道的进口马赫数增大至 3.04,两侧进气道的进口马赫数存在一定的差异。这是由于在侧滑状态下,飞行器前体迎风侧的等效压缩增强,而背风侧的等效压缩减弱所导致的。

综上所述,当侧滑角不大于 3° 时,进气道的性能下降在 3% 以内,但侧滑导致了迎、背风侧进气道的进口马赫数存在一定差异,这将会影响进气道的起动特性,为此后文对进气道在小侧滑角下的不起动/再起动特性进行分析。

4.2 再起动流动特性分析

图 5 给出了进气道的流量系数随背压的变化曲线,表 2 给出了迎、背风侧进气道的不起动及再起动特性对比,其中, $p_{b,un}$ 和 $p_{b,re}$ 分别表示进气道不起动和再起动的背压值。可以看出,在背压增大与减小的过程中,进气道的流量系数曲线不重合,存在着一较大的迟滞环,这表明,本文进

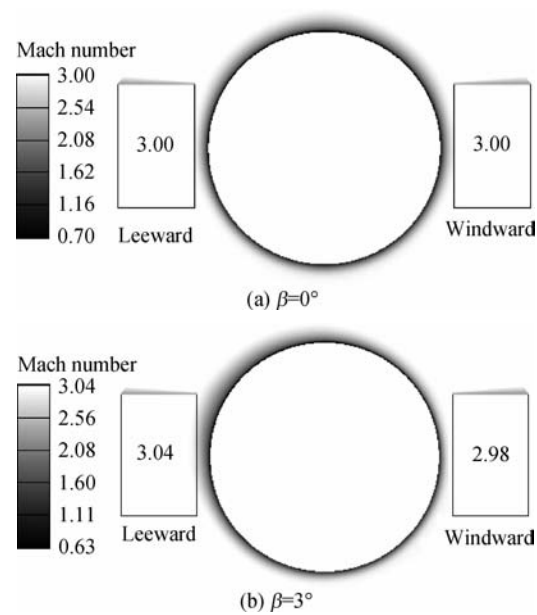


图 4 不同侧滑角下,进气道进口前方横剖面的马赫数等值图谱

Fig. 4 Contour plots of Mach number of the inlet cross section upstream of the entrance at different sideslip angles

气道的再启动存在明显的回路迟滞现象。表 2 的数据表明,迎、背风侧进气道的性能呈现出了明显的不对称性,迎风侧进气道出现不启动及实现再启动的背压值均较背风侧进气道要低,即迎风侧进气道较背风侧进气道更容易陷入不启动,其实现再启动也更为困难。正是迎、背风侧进气道工作的不同步性,使得这种双侧布局进气道的再启动过程较常规单流道的进气道再启动过程更为复杂。图 5 显示,随着背压先增大后减小,双侧布局的进气道在小侧滑状态下经历了正常工作→单侧进气道不启动→双侧进气道不启动→单侧进气道再启动→双侧进气道再启动的工作状态变化。

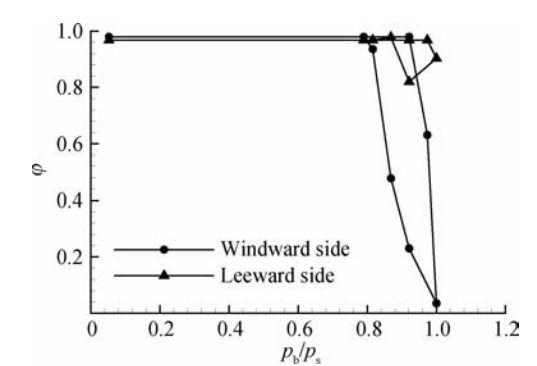


图 5 不同背压下的进气道流量系数

Fig. 5 Mass flow ratio of the inlet at different backpressures

表 2 迎、背风进气道的不启动/再启动特性对比

Table 2 Comparison of the unstart/restart characteristics between the windward side and leeward side inlets

参数	迎风侧	背风侧
$p_{b,un}$	0.97	1.00
$p_{b,re}$	0.79	0.87

图 6 和图 7 分别给出了进气道背压逐渐增大和逐渐减小过程的上壁面沿程静压曲线,图 8 给出了各典型背压下进气道纵剖面的马赫数等值图谱和流线分布,图中的 P 表示结尾激波串的起始位置。以上 3 幅图展示了双侧二元进气道在小侧滑状态下的不启动/再启动过程,具体如下:

1) 进气道正常工作→单侧进气道不启动(背压增加, $0.05p_s \rightarrow 0.97p_s$):当背压由 $0.05p_s$ 逐渐增加至 $0.97p_s$ 时,迎风侧进气道的结尾激波串越过喉道并推出唇口,该侧进气道不启动,其流量系数急剧下降,同时在流道上侧形成了大规模的流动分离区,该分离区约占据了整个内通道横截面的 $2/3$ 。然而,此时背风侧进气道的结尾激波串位于喉道稍下游位置,其流量系数保持不变,即背风侧进气道仍然保持正常工作。

2) 单侧进气道不启动→双侧进气道不启动(背压增加, $0.97p_s \rightarrow 1.0p_s$):进一步增加背压至 $1.0p_s$ 时,迎风侧进气道的头部斜激波向外偏斜加剧,波后静压显著增加,流动分离区扩展到了整个内通道,该侧进气道几乎完全不进气。此时背风侧进气道的结尾激波串也越过了喉道,导致了该侧进气道不启动,其流量系数明显下降,即双侧进气道均不启动。

3) 双侧进气道不启动→单侧进气道再启动(背压减小, $1.0p_s \rightarrow 0.87p_s$):当背压由 $1.0p_s$ 减小至 $0.87p_s$ 时,迎风侧进气道的头部斜激波向唇口回撤,流动分离区减小,进气道溢流量降低,流量系数逐渐增大,但由于结尾激波串仍然位于喉道上游,因此该侧进气道未能恢复启动。而此时背风侧进气道喉道上游的唇口正激波内吞消失,结尾激波串位于喉道位置,整个内收缩段为超声速流动,该侧进气道重新启动工作,其流量系数恢复到正常工作时的量值。

4) 单侧进气道再启动→双侧进气道再启动(背压减小, $0.87p_s \rightarrow 0.79p_s$):当背压减小至 $0.82p_s$ 时,迎风侧进气道的头部斜激波迅速回撤,唇口溢流明显减小,内通道分离区消失,流量系数大幅增加。然而,激波停在了唇口位置,因此

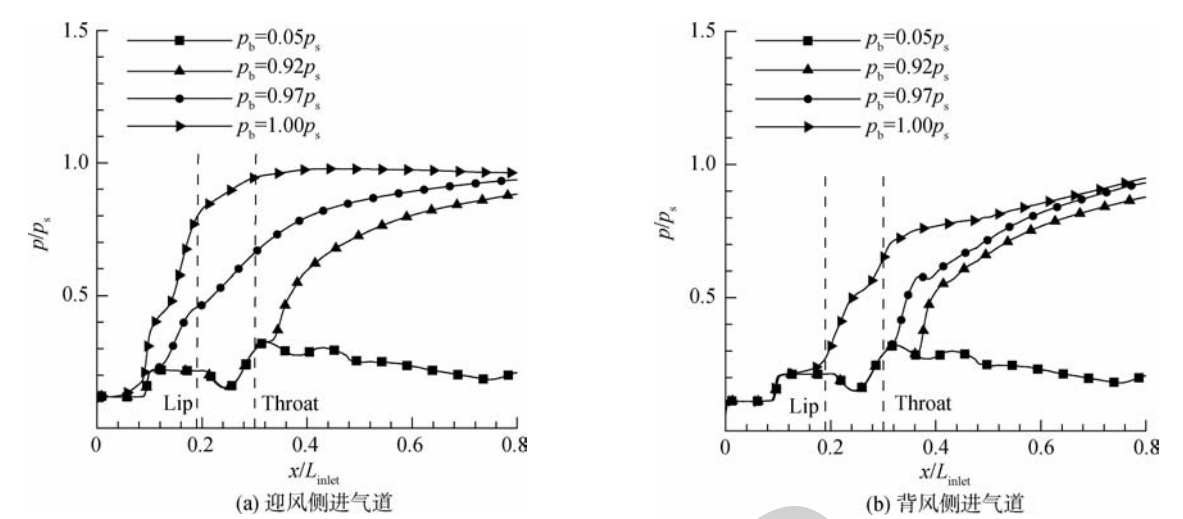


图 6 不同背压下的进气道沿程静压分布(背压增大, 起动→不起动)

Fig. 6 Static pressure distributions of the inlet at different backpressures (backpressure increases, start→unstart)

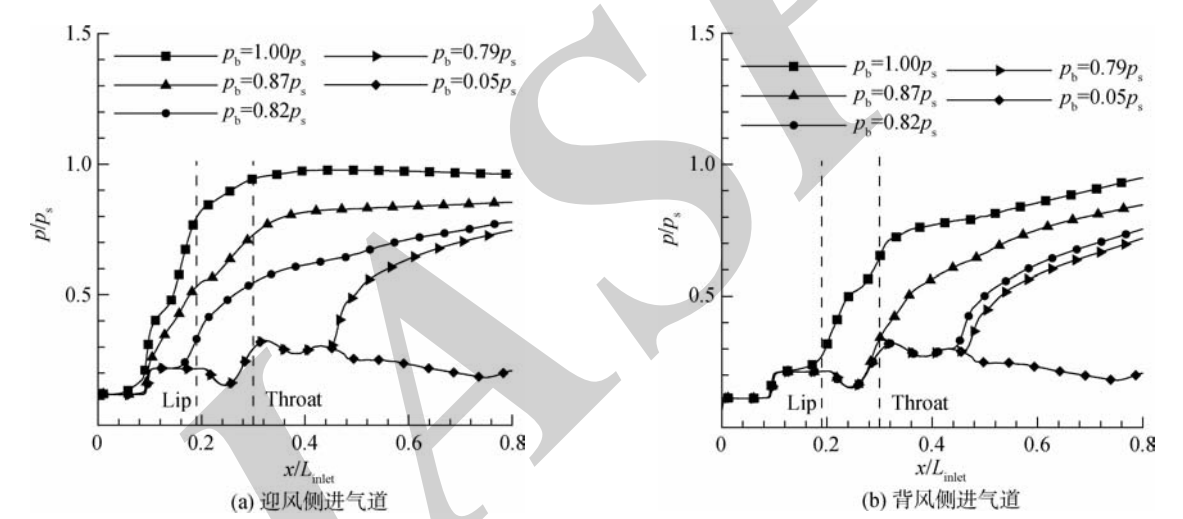
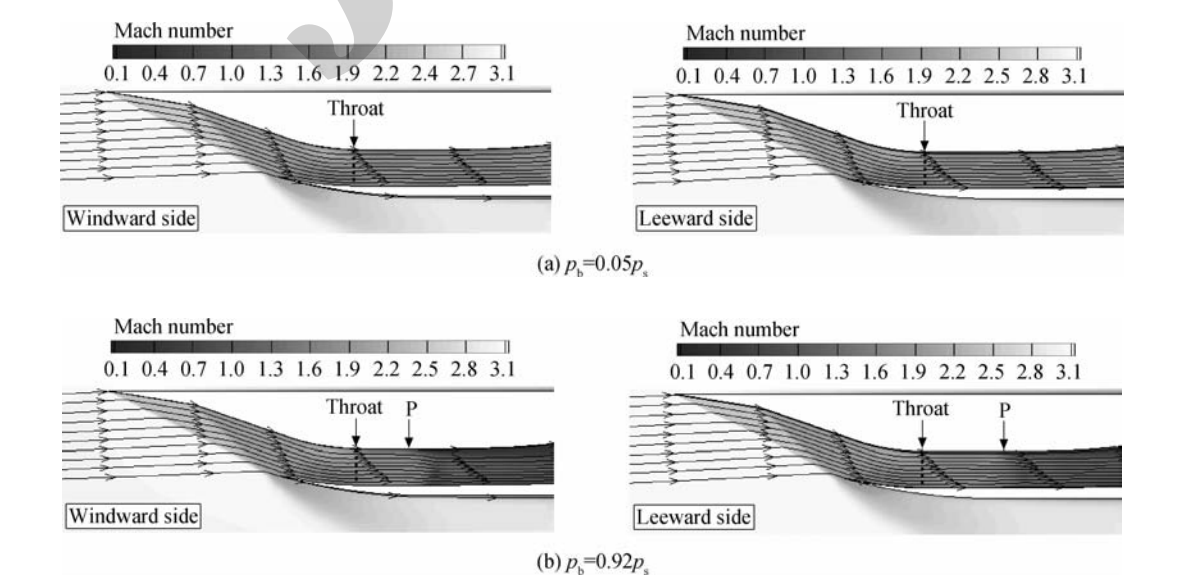


图 7 不同背压下的进气道沿程静压分布(背压减小, 不起动→再起动)

Fig. 7 Static pressure distributions of the inlet at different backpressures (backpressure decreases, unstart→restart)



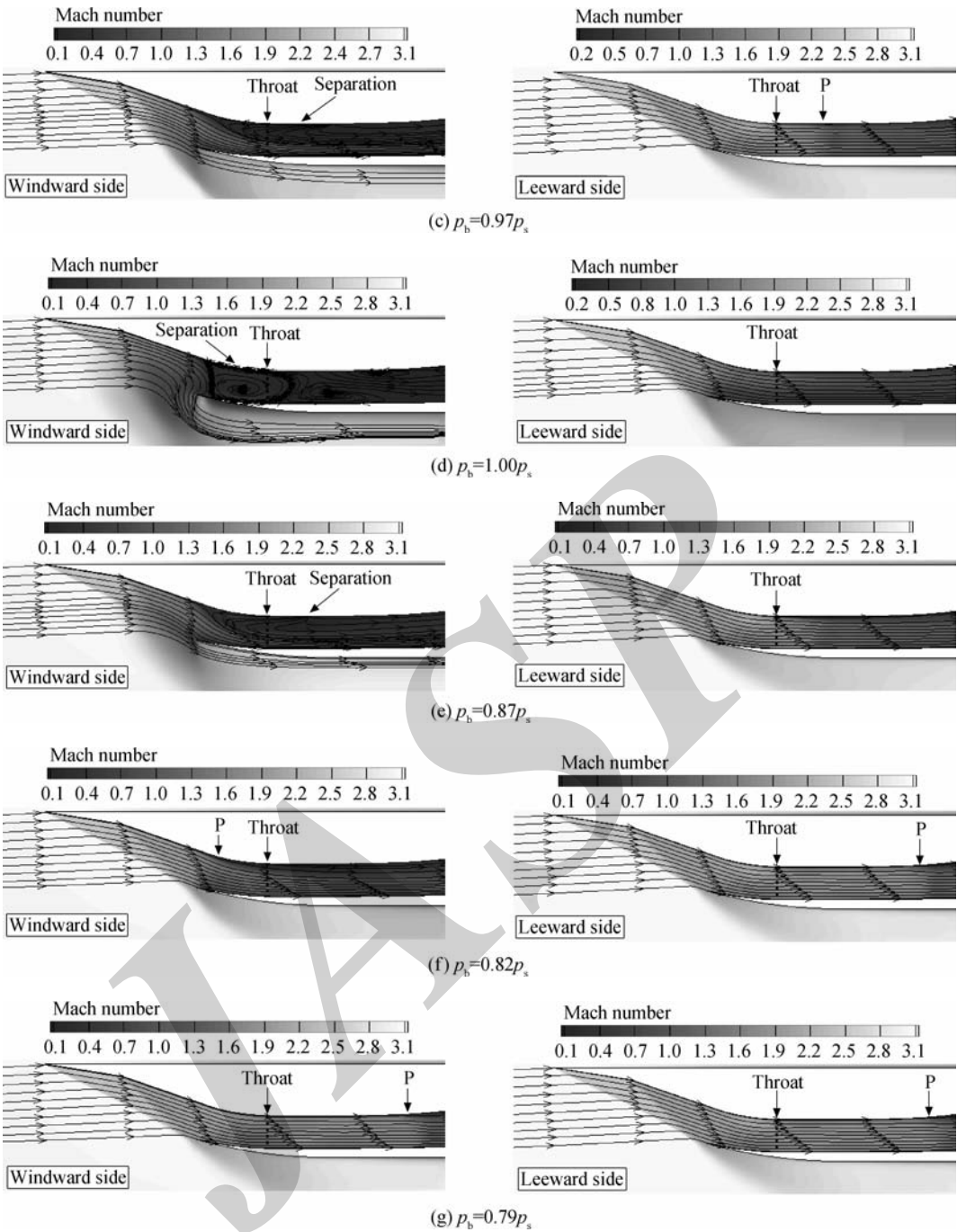


图 8 不同背压下的进气道纵剖面马赫数等值图谱和流线分布

Fig. 8 Contour plots of Mach number and streamline distributions of the inlet longitudinal section at different backpressures

该侧进气道仍然无法起动工作。直至背压降低到 $0.79p_s$ 时,迎风侧进气道的唇口正激波才内吞消失,头部斜激波系重新建立,流量系数完全恢复至正常工作时的量值,该侧进气道实现再起动,即双侧进气道均恢复正常工作。此后,随着背压的继续减小,迎、背风侧进气道的结尾激波均逐渐向下游运动,其流量系数保持不变。

迎、背风侧进气道工作的不同步性主要是由于侧滑状态下流动的不对称性导致的:在侧滑状

态下,飞行器前体的迎风侧压缩及进气道头部等效压缩均增强,因此迎风侧进气道的进口马赫数 Ma_{in} 和喉道马赫数 Ma_{th} 均较背风侧进气道要低(见表 3),其抗反压能力变差,更容易陷入不起动。同时,由于迎风侧进气道的等效压缩增强,激波/边界层干扰较背风侧严重,因此当该侧进气道陷入不起动时,内流道更容易出现大的流动分离区,这就导致了该侧进气道的再起动更为困难。

表 3 迎、背风进气道进口和喉道马赫数对比

Table 3 Comparison of the Mach number of the entrance and throat between the windward side and leeward side inlets

参数	迎风侧	背风侧
Ma_{in}	3.01	3.06
Ma_{th}	1.77	1.82

综上所述,当背压增大导致进气道不起动后,通过减小背压可以实现进气道再起动。然而,进气道的再起动存在着明显的回路迟滞现象,其再起动背压明显小于不起动背压值。即对于冲压发动机而言,当发动机压强由小增大时,进气道的工作范围较宽;而当发动机压强由大减小时,进气道的工作范围较窄。此外,对于双侧布局的进气道,侧滑导致的迎、背风侧进气道流动不对称使得双侧进气道的不起动和再起动均出现了明显的不同步。

4.3 不同背压峰值对再起动特性的影响

表 4 给出了不同背压峰值作用下获得的进气道再起动特性,其中, $p_{b,max}$ 表示计算时在进气道出口施加背压的峰值。可以看出,当背压峰值恰好等于进气道不起动点的背压时(即 $p_{b,max} = p_{b,un}$),进气道实现再起动时对应的背压值较高;当背压峰值大于进气道不起动点的背压时(即 $p_{b,max} > p_{b,un}$),进气道实现再起动时对应的背压值较低,为不起动点背压值的 79%,且这种情况下进气道的再起动背压值不随着背压峰值的增大而发生改变。这表明,当背压峰值等于进气道不起动点的背压时,进气道再起动相对较为容易。

表 4 不同背压峰值下的进气道再起动特性对比

Table 4 Comparison of the restart characteristics of the inlet at different backpressure peaks

$p_{b,max}/p_s$	迎风侧进气道		背风侧进气道	
	$p_{b,un}/p_s$	$p_{b,re}/p_s$	$p_{b,un}/p_s$	$p_{b,re}/p_s$
0.97	0.97	0.82		
1.00	0.97	0.79	1.00	0.87
1.03	0.97	0.79	1.00	0.79
1.05	0.97	0.79	1.00	0.79
1.11	0.97	0.79	1.00	0.79

进气道的这种再起动特性可以从流量守恒的角度进行分析。根据进气道的流量变化,可以将其流动分为顺流状态、局部分离状态、整体倒流状

态 3 种。

1) 顺流状态(图 9 中 AB 段和 $A'B'$ 段):来流空气经进气道头部压缩后源源不断地流入进气道内通道,由于黏性的作用,进气道内壁面附近形成了边界层。此时作用在进气道出口的背压扰动经过边界层向上游传播,导致内通道形成了结尾激波串,该结尾激波串随着背压的增大逐渐向上游运动,但由于其尚未到达唇口,因此进气道仍然保持为顺流状态,其流量系数保持不变。

2) 局部分离状态(图 9 中 BC 段和 $B'C'$ 段):当结尾激波串越过喉道进入内收缩段时,随着结尾激波串进一步向上游传播,波前马赫数增大,结尾激波串强度增加,激波/边界层干扰加剧,导致了进气道内通道形成了局部分离区,该分离区前传并且逐渐增大,使得进气道的流量系数迅速下降。如图 8(c) 所示,当背压为 $0.97p_s$ 时,迎风侧进气道上壁面附近形成了大面积的流动分离区,该分离区约占据整个内通道的 $2/3$,导致了进入进气道的流量显著下降。随着背压增加至 $1.0p_s$,迎风侧进气道的流动分离区已前传至唇口,且其面积进一步增大,扩展到整个内通道(图 8(d)),该侧进气道几乎完全不进气,流量系数下降至 0 附近。

3) 整体倒流状态(图 9 中 CD 段和 $C'D'$ 段):由于流动分离前传,内通道流速降低,压强上升,在强烈的逆压强差作用下,进气道发生整体倒流现象。如图 10 所示,当背压为 $1.05p_s$ 时,迎、背风侧进气道均出现了整体倒流,倒流马赫数分别为 0.46 和 0.66,受逆向气流的作用,进气道头部的斜激波向外明显偏斜。当背压为 $1.11p_s$ 时,迎、背风侧进气道的倒流均进一步加剧,其中迎风侧进气道的倒流马赫数增加至 0.71,而背风侧进气道的倒流马赫数甚至达到 0.97,接近声速。

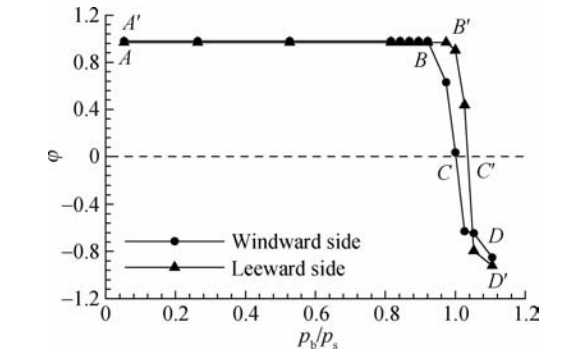


图 9 进气道流量系数随背压增大的变化曲线

Fig. 9 Mass flow ratio of the inlet when the backpressure increases

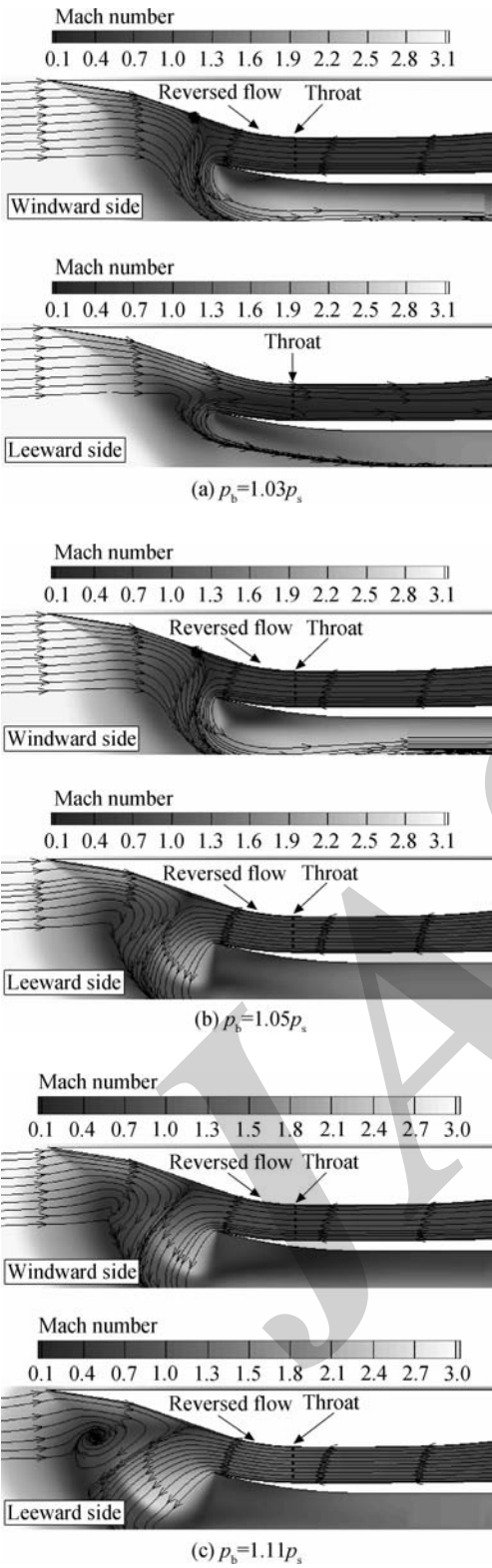


图 10 不同背压峰值下的进气道纵剖面马赫数等值图谱和流线分布

Fig. 10 Contour plots of Mach number and streamline distributions of the inlet longitudinal section at different backpressure peaks

随着进气道整体倒流的发生,进气道内通道的压力逐渐下降,当内通道压力足够低时,进气道

为顺压力梯度,因此进气道又开始重新进气。

根据前文分析可知,由于背风侧进气道的等效压缩较弱,进气道进口前方的马赫数较大,因此为了保持流量平衡,当进气道发生倒流时,该侧进气道的倒流马赫数也相对较大。进气道的这种整体倒流现象,使得进气道的流量保持平衡。当背压峰值恰好等于进气道不起动点的背压时(即 $p_{b,max} = p_{b,un}$),进气道的结尾激波串刚好越过喉道,但进气道头部斜激波系未被破坏。这种情况下减小背压,结尾激波串很快就内吞后移至进气道喉道下游,因此当 $p_{b,max} = p_{b,un}$ 时进气道的再起动背压相对较高。当背压峰值超过进气道不起动点背压后,进气道的结尾激波串被推出唇口,进气道发生溢流,头部斜激波系被明显破坏。由于唇口附近的正激波导致气流损失显著增大,进气道喉道能够通过流量降低,因此这种情况下减小背压也无法使得进气道快速实现再起动,即当 $p_{b,max} > p_{b,un}$ 时进气道的再起动背压相对较低。

由图 10 还可以看出,当进气道出现倒流后,继续增大背压,进气道倒流加剧,这将会导致反向冲量增大,发动机推力明显下降,为此对进气道内阻进行分析。如图 11 给出了进气道内阻随背压增大的变化曲线,图中 $C_{d,w}, C_{d,l}, C_{d,d}$ 分别表示迎风侧、背风侧、双侧进气道的内阻系数,其中进气道的内阻系数可通过式(1)进行计算,式中 F_d 为进气道内阻力, Q_{ref} 为自由来流动压, S_{ref} 为参考面积,本文取为飞行器的最大横截面积。图 11 显示,当进气道为顺流状态时,其内阻随着背压的增大缓慢增加,当进气道出现流动分离或发生整体倒流时,由于反向冲量的增大,进气道内阻随背压的增大急剧上升,在 $p_b = 1.05 p_s$ 时达到最大值。此后,随着背压的增大,由于倒流加剧,进口的静

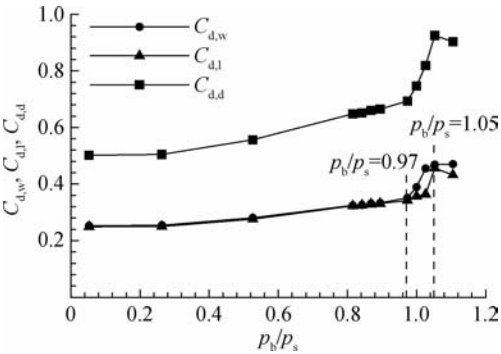


图 11 进气道内阻系数随背压增大的变化曲线
Fig. 11 Interior drag coefficient of the inlet when the backpressure increases

压下降,进气道的内阻反而略有下降。

$$C_d = \frac{F_d}{Q_{ref} S_{ref}}$$

综上所述,对于双侧布局的进气道,在小侧滑角下,当背压峰值大于进气道不起动点的背压时,进气道的再起动背压为不起动点背压值的 79%,且再起动背压不随着背压峰值的增加发生变化,但进气道内通道会形成大面积流动分离,严重的情况下甚至发生倒流,形成反向冲量,从而导致内阻急剧上升,发动机工作性能恶化。可见,当发动机燃烧室压强明显超过进气道所能承受的最大压强时,即使进气道具有再起动能力,但其在再起动过程中导致的发动机性能恶化将对整个飞行器的推阻匹配设计非常不利。

5 结 论

本文对一种双侧布局的超声速混压式二元进气道在小侧滑角下的再起动特性进行仿真分析,并对比了不同背压峰值对进气道再起动特性的影响,获得的结论主要如下:

- 1) 对于定几何的超声速混压式双侧布局进气道,其再起动存在明显的回路迟滞现象,马赫数为 3.0、攻角为 2°、侧滑角为 1°条件下,进气道的再起动背压明显小于不起动背压。
- 2) 对于双侧布局的进气道,在小侧滑角下,迎、背风侧进气道的工作状态表现出了明显的不同步性,其不起动及再起动流态较单流道的进气道更为复杂,会出现单侧进气道不起动的现象。
- 3) 侧滑状态下,迎、背风侧进气道等效压缩的不同使得两侧进气道的流动明显不对称,其中迎风侧进气道较背风侧进气道更容易陷入不起动,且其实现再起动更为困难。
- 4) 当背压峰值大于进气道不起动点的背压时,进气道的再起动背压为不起动点背压值的 79%,且再起动背压不随着背压峰值的增大发生变化。
- 5) 当背压峰值过高时,进气道内通道会形成大面积流动分离区,甚至发生倒流,形成反向冲量,导致内阻急剧上升,发动机工作性能恶化。计算结果表明,当背压超过进气道不起动点背压值的 5%时,进气道的内阻最大。

参考文献:

[1] FERRI A,NUCCI L M. The origin of aerodynamic instability of supersonic inlets at subcritical conditions[R].

NASA RM L50K30,1951.

[2] NEWSOME R W. Numerical simulation of near-critical and unsteady, subcritical inlet flow[J]. AIAA Journal, 1984,22(10):1375-1379.

[3] LU P J,JAIN L T. Numerical investigation of inlet buzz flow[J]. Journal of Propulsion and Power,1998,14(1):90-100.

[4] 王玉峰,杨宝娥. 超声速进气道喘振的机理研究[J]. 火箭推进,2008,34(1):17-22.

WANG Yufeng,YANG Bao'e. Study of the buzz mechanism of supersonic inlets[J]. Journal of Rocket Propulsion,2008,34(1):17-22. (in Chinese)

[5] 刘占生,张云峰,田新. 冲压发动机超声速进气道流动自激振荡研究[J]. 航空动力学报,2008,23(9):1595-1602.

LIU Zhansheng,ZHANG Yunfeng,TIAN Xin. Research on self-excited oscillation flows in inlet of ramjet[J]. Journal of Aerospace Power,2008,23(9):1595-1602. (in Chinese)

[6] 鲍文,常军涛,郭新刚,等. 超燃冲压发动机进气道不起动仿真研究[J]. 航空动力学报,2005,20(5):731-735.

BAO Wen,CHANG Juntao,GUO Xingang,et al. Unstart simulation of scramjet inlets[J]. Journal of Aerospace Power,2005,20(5):731-735. (in Chinese)

[7] CHANG Juntao,YU Daren,BAO Wen,et al. Effects of turning angles of wedge on unstart/restart characteristics of hypersonic inlets[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2009,32(2):135-140.

[8] 袁化成,梁德旺. 高超声速进气道再起动特性分析[J]. 推进技术,2006,27(5):390-399.

YUAN Huacheng,LIANG Dewang. Analysis of characteristics of restart performance for a hypersonic inlet[J]. Journal of Propulsion Technology,2006,27(5):390-399. (in Chinese)

[9] 李璞,郭荣伟. 一种高超声速进气道起动/再起动的数值研究[J]. 航空动力学报,2010,25(5):1049-1055.

LI Pu,GUO Rongwei. Numerical simulation of the start and restart performance of a hypersonic inlet[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(5):1049-1055. (in Chinese)

[10] 游进,夏智勋,王登攀,等. 高超声速进气道再起动特性及影响因素数值模拟[J]. 固体火箭技术,2011,34(2):161-166.

YOU Jin,XIA Zhixun,WANG Dengpan,et al. Numerical study on influencing factors of restarting characteristics for a hypersonic inlet[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2011,34(2):161-166. (in Chinese)

[11] 范轶,常军涛,鲍文. 壁面温度对高超声速进气道不起动/再起动特性的影响[J]. 固体火箭技术,2009,32(3):266-270.

FAN Yi,CHANG Juntao,BAO Wen. Effects of wall temperature on unstart/restart characteristics of hypersonic inlets[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2009,32(3):266-270. (in Chinese)

[12] 常军涛,于达仁,鲍文. 攻角引起的高超声速进气道不起

动/再起特性分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 816-821.

CHANG Juntao, YU Daren, BAO Wen. Characteristic analysis of unstart/restart of hypersonic inlets caused by variations of attack angle of freestream[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 816-821. (in Chinese)

[13] 刘凯礼, 张堃元. 俯仰振荡引起的二元高超声速进气道不起动/再起特性[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 676-681.

LIU Kaili, ZHANG Kunyuan. Unsteady start/unstart characteristics of 2-D hypersonic inlet caused by oscillating angle-of-attack[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(6): 676-681. (in Chinese)

[14] VAN WIE D M, KWORK F T, WALSH R F. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA 96-2914, 1996.

[15] MITCHELL G A, CUBBISON R W. An experimental investigation of the restart area ratio of a Mach 3.0 axisymmetric mixed compression inlet[R]. NASA TM X-1547, 1968.

[16] 赵湘恒, 夏智勋, 方传波, 等. 攻角变化对超声速进气道再起特性影响[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(3): 290-294.

ZHAO Xiangheng, XIA Zhixun, FANG Chuanbo, et al. Effect of variation of angle of attack on restart behavior of supersonic inlet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(3): 290-294. (in Chinese)

[17] 谢旅荣, 郭荣伟. 一种定几何混压式二元进气道的再起特性研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 389-395.

XIE Lürong, GUO Rongwei. Investigation of the restart performance of a mixed-compression two-dimensional supersonic inlet with fixed-geometry[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 389-395. (in Chinese)

[18] COLE G L, NEINER G H, BAUMBICK R J, et al. Terminal shock position and restart control of a Mach 2.7, two-dimensional, twin-duct mixed-compression inlet [R]. NASA TM X-2818, 1973.

(编辑: 王碧琚)