

文章编号:1000-6893(2008)01-0020-08

双燃烧室冲压发动机亚燃模块进气道 非设计点工作特性

谭慧俊, 郭荣伟, 李光胜

(南京航空航天大学 内流研究中心, 江苏 南京 210016)

Investigation of Ramjet Inlet for an Axisymmetric Dual-combustor Ramjet on Off-design Conditions

Tan Huijun, Guo Rongwei, Li Guangsheng

(Internal Flow Research Center, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘 要: 对适用于轴对称双燃烧室冲压发动机的亚燃模块进气道非设计点工作特性进行了风洞实验和数值计算研究, 获得了该进气道的非设计点性能, 并分析了其流态特征和再起点特性。实验数据显示, 该进气道的马赫数 4 临界状态性能为: 总压恢复系数 0.425, 出口截面平均马赫数 0.519, 可承受反压为自由流静压的 56.52 倍, 而马赫数 5 的相应临界性能参数则分别为 0.240, 0.486 和 125.94。非设计状态下, 该进气道的流量系数下降显著, 马赫数 5 时的流量系数为 0.813, 马赫数 4 时则进一步下降至 0.593, 为此对高超声速进气道非设计点综合性能的改善迫在眉睫。另外, 该进气道在马赫数 4 时具有再起点能力。

关键词: 高超声速进气道; 双燃烧室发动机; 非设计点; 再起点

中图分类号: V421.4 **文献标识码:** A

Abstract: In this paper, both experimental and computational investigation are conducted on the hypersonic inlet for ramjet module of the dual-combustion ramjets (DCR) to obtain the off-design performance and to analyze the internal flow pattern and the restarting characteristics. The results show that while operating at the critical state of Mach 4, at the exit section of the inlet the total pressure coefficient is 0.425, the average Mach number is 0.519 and the back pressure is 56.52 times of the free stream pressure. The corresponding critical performance parameters of Mach 5 are 0.240, 0.486 and 125.94 respectively. The mass flow ratio of the inlet decreases substantially at off-design conditions with a value of 0.813 at Mach 5 and a value of 0.593 at Mach 4. Therefore, it is an urgent task to improve the off-design performance of hypersonic inlets. The studied inlet has the ability of self-starting at Mach 4.

Key words: hypersonic inlet; dual-combustion ramjet; off-design condition; self-starting

双燃烧室冲压发动机(dual-combustion ramjets, DCR)将亚燃冲压发动机和超燃冲压发动机巧妙地组合在一起, 既有效提高了超燃冲压发动机低马赫数工作时的燃烧稳定性和燃烧效率, 又避免了纯亚燃冲压发动机高马赫数工作时流路损失过大、燃烧注入热量困难的缺点, 在两者间取得了较好的折衷, 因而在马赫数 3.5~6.5 的范围内具有较强的生命力^[1-2]。目前, 以 DCR 为动力的美国海军高超声速巡航导弹(Hyfly 计划)研制进展迅速, 已完成了全尺寸发动机的所有地面实验, 并将将进行有动力飞行实验。但据报道, 目前霍普金斯大学的应用物理实验室仍在组织人员对进气道进行攻关以提高其性能, 这表明混合模块发动机的进

气系统不仅重要, 而且具有相当的研制难度。

由于亚、超燃燃烧室要求的进气条件完全不同, DCR 需要两套进气系统向两个燃烧室分别供气。文献[2]结合轴对称形式的飞行器布局, 分析了一种可能的 DCR 进气系统方案, 并选择亚燃模块进气道进行了方案设计和马赫数 6 高焓脉冲风洞实验研究, 获得了该类进气道的设计点工作特性。作为文献[2]工作的延续, 本文对该进气道进行了马赫数 4 和马赫数 5 的高焓脉冲风洞实验和数值模拟研究, 获得了该进气道的非设计点工作特性, 并分析了其流态特征和再起点性能。

1 研究对象

研究对象为图 1 所示的进气道风洞实验模型, 其进口尺度为 $\varnothing 300$ mm, 模拟了 DCR 进气系统的 2 个亚燃进气道全流道, 同时还模拟 4 个超燃模块进

收稿日期:2007-09-24; 修订日期:2007-12-13
基金项目:国家自然科学基金(50606017); 国家“863”计划
(2004AA723020)
通讯作者:谭慧俊 E-mail: tanhuijun@nuaa.edu.cn

气道的进口段及分流隔道以考虑各进气道之间口部波系的干涉影响。该进气道的工作马赫数范围为 3~6,设计马赫数为 6.0,采用三级锥面进行外压缩,气流折转角分别为 14°,5°,5°,唇罩处的气流折转角为 12°。进气道总的面积收缩比为 7.0,内收缩比为 1.5,喉道后扩压器的面积扩张比为 1.4。喉道截面为 25°圆心角的环形,进气道出口截面为不规则的“腰子”形。更详细的参数参见文献[2]。

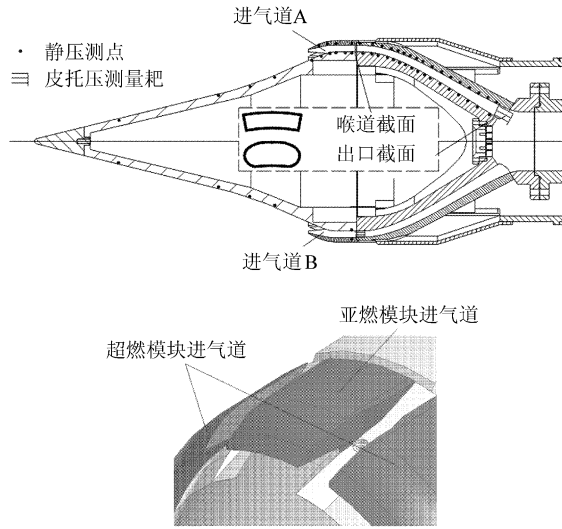


图 1 DCR 亚燃模块双进气道实验模型

Fig. 1 Wind tunnel experiment model of the inlet for the ramjet model of DCR

2 实验条件

实验在中国空气动力研究与发展中心超高速研究所的脉冲燃烧风洞中进行。风洞喷管出口直径为 600 mm,采用烧氢补氧的方式获取高的来流总焓。马赫数 4 和 5 时的实验条件如表 1 所示。纹影观察窗的直径为 300 mm,距喷管出口截面的轴向距离为 260 mm,中心在高度方向与喷管中心重合。为使整个实验范围内进气道的捕获流场均在均匀区内,同时保证捕获流场不受前锥体激波在均匀区边界上反射波的干扰,在模型安装时将部分前锥体伸入了喷管中。图 2 给出了进气道实验模型安装在风洞中的相对位置。

表 1 脉冲风洞提供的实验条件

Table 1 Experimental conditions of the impulse wind tunnel

| 马赫数 | 总温 /K | 总压 /MPa | 比热比 | 有效实验时间/ms (喷管下游 500 mm) | 均匀区直径/mm |
|-----|-------|---------|------|-------------------------|----------|
| 4 | 900 | 1.5 | 1.38 | >200 | >320 |
| 5 | 1 360 | 2.5 | 1.37 | >260 | >320 |

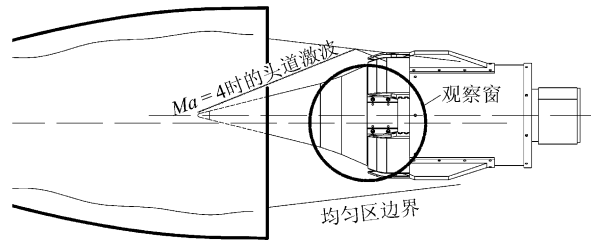


图 2 进气道模型在风洞中的相对位置

Fig. 2 Relative position of inlet model in the wind tunnel

在亚燃模块进气道 A 的喉道末端、进气道 B 的出口以及掺混段的出口均安装了皮托排架(图 1),并在同一截面设置了相应的静压测点,以完成各截面的皮托压测量,并换算得到进气道的喉道总压恢复系数、出口总压恢复系数、出口马赫数以及流量系数等参数。其中,进气道 B 出口的皮托排架为 3 个,两侧靶距中间靶的距离均为 15 mm。实验中数据采样长度为 3 s,覆盖了整个实验过程,采样频率为 11 kHz。

3 数值模拟方法

考虑到几何条件和流动边界条件的对称性,选取整个流动区域的 1/8 作为计算域,其中包含了亚燃模块进气道、超燃模块进气道的各一半,以及一个完整的溢流隔道。亚燃模块进气道的内管道部分一直模拟到出口测量截面,并往下游等直延长了 3 倍喉道高度的距离。而对于超燃模块进气道则未考虑弯曲内管道,仅仅模拟了进口段。生成网格时,计算域被分为 75 个子区,各子区网格单独生成后进行对接。离壁最近网格单元的 y^+ 在 20 附近,网格单元数目为 120 万左右。图 3 给出了计算域选取的示意图以及对称面、部分壁面的网格图。

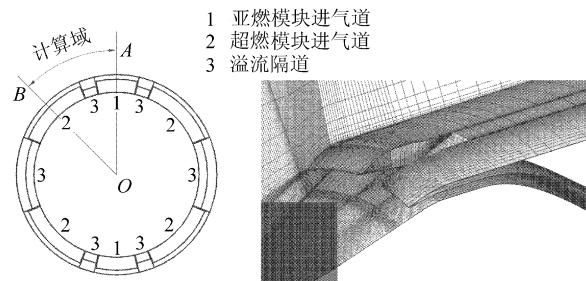


图 3 计算域及口部网格

Fig. 3 Calculation domain and the calculation grid

所使用的求解器为基于有限体积法的三维雷诺平均 N-S 方程求解器。计算中时间推进采用点隐式(Gauss-Seidel)方法,无黏对流通量采用 Roe 格式进行差分分裂,其界面左右态值通过具有二阶精度的插值得到。湍流模型选用 RNG $k-\epsilon$ 模型,使用二阶

迎风格式离散,近壁区采用壁面函数法处理。

由于实验是在脉冲燃烧风洞中进行的,来流中的气体组分与空气有很大差别。据理论分析,在马赫数 5 状态下来流中水蒸汽的摩尔含量占 16%,空气的摩尔含量为 80%,另外还有 4% 的富余氧气。显然,混合气体的物性参数有较大改变。为此,在计算中气体的分子量采用混合气体的摩尔平均分子量。并采用变比热法来考虑气体振动及其他储能方式激发的影响,比热容采用温度的多项式函数表达,各系数依据 JANAF 表中的数据按各气体组分的质量比例进行平均而求得。

计算中所使用的边界条件包括:压力远场、压力出口、对称以及无滑移固壁等 4 类边界条件。由于风洞实验时间较短,且模型的热沉较大,实验中模型壁面的温度变化有限,因此固壁边界均采用恒温处理,给定为 300 K。

计算的收敛以各方程的残差均下降 3 个数量级为准则,同时保证进气道出口流量已经稳定。

4 结果及分析

4.1 进气道的非设计点性能

表 2 列出了非设计点工作时不同堵塞度下进气道的时均性能参数。本文中,堵塞度的定义为塞锥处喉道截面积与等直掺混段截面积之比,即 0% 的堵塞度表示掺混段出口处于全放开状态,而 100% 的堵塞度则意味着出口完全堵死。进气道出口截面的总压恢复系数、平均马赫数均使用流量平均方式计算得到,流量系数则为使用掺混段出口 31 点皮托压及 8 点当地截面壁面静压计算得到的结果,参考捕获面积为两亚燃模块进气

表 2 进气道的非设计点性能参数(实验结果)

Table 2 Off-design performance parameters of the hypersonic inlet (experimental results)

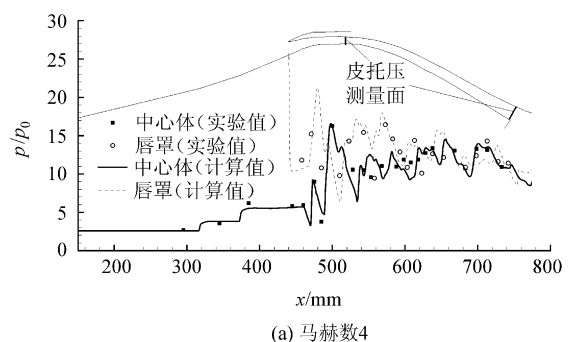
| 马赫数 | 堵塞度 /% | 进气道出口截面 | | | 流量系数 |
|-----|--------|------------|---------|-----------|-------|
| | | σ_e | Ma_e | p_e/p_0 | |
| 4 | 0 | 0.534 | 2.015 | 10.67 | 0.593 |
| | 76.7 | 0.443 | 1.174 | 30.31 | |
| | 81.8 | 0.421 | 0.762 | 45.82 | |
| | 83.1 | 0.420 | 0.662 | 49.99 | |
| | 84.3 | 0.419 | 0.557 | 54.11 | |
| | 84.7 | 0.425 | 0.519 | 56.52 | |
| | 86.4 | (0.348) | (0.586) | (40.80) | |
| 5 | 0 | 0.405 | 2.419 | 16.23 | 0.813 |
| | 79.9 | 0.241 | 1.195 | 61.46 | |
| | 85.2 | 0.224 | 0.634 | 104.30 | |
| | 86.3 | 0.225 | 0.524 | 112.15 | |
| | 86.5 | 0.240 | 0.486 | 125.94 | |
| | 89.8 | (0.226) | (0.614) | (92.95) | |

道所对应的扇形面积。

由表 2 可以看出,随着堵塞度的增加,进气道出口截面的平均静压不断上升,平均马赫数持续下降,总压恢复系数先大幅度下降,而后略有上升,直至进气道发生喘振。当进气道工作在马赫数 4 的临界状态附近时,其出口截面的平均马赫数为 0.519,总压恢复系数为 0.425,可承受反压为自由流静压的 56.52 倍,而当进气道工作在马赫数 5 的临界状态附近时,各相应性能参数的取值分别为 0.486,0.240 和 125.94。表 2 中的数据还展示了一个值得关注的问题:设计马赫数以下该进气道的流量系数存在大幅度下降。已有研究表明该进气道在设计马赫数 6 时具有较高的流量系数(0.98)^[2],然而当工作在马赫数 5 时流量系数下降为 0.813,马赫数 4 时则进一步下降至 0.593,有超过 40% 的流体在经过前锥体的预压缩后又溢出了进气道内通道,带来了显著的附加阻力,对接力点附近飞行器的加速性能极为不利,因此对高超声速进气道非设点综合性能的改善迫在眉睫^[3]。

4.2 超声速通流特性

图 4 给出了自由来流马赫数 4 和 5 且进气道出口为自由反压时进气道上下壁面的沿程静压分布,此时进气道工作在超声速通流状态。可以看出,外压缩面上的静压呈台阶式上升,而由于激波与膨胀波的人射、产生、相交和反射等流动现象的存在(图 5),内通道的壁面静压则沿流向大幅波动,且上、下壁面波峰/波谷相互交错。总的来说,在内通道的前半段,管道的弯曲使得上壁面的静压要明显高于下壁面,而在内通道的后半直段则有上下壁面静压相当。但两个工作马赫数下,内通道的平均静压沿流向均无显著变化。仔细对比两马赫数的沿程静压曲线和对称面静压图谱还可看出,马赫数 5 时内通道的波系更为清晰,静压波动幅度相对较大,且波峰一波峰、波谷一波谷间距也较大,通道内波系反射次数较少。



(a) 马赫数4

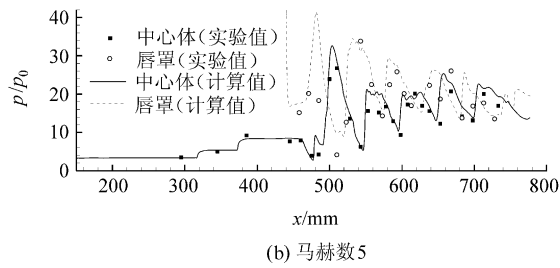


图 4 马赫数 4 和 5 时的沿程静压分布(实验/计算结果对比)
Fig. 4 Static pressure distributions of the inlet while operating at Mach 4 and Mach 5 (Comparison of experimental results and CFD results)

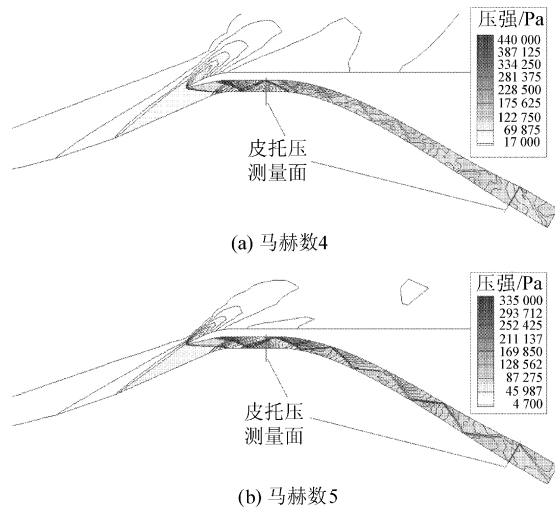


图 5 马赫数 4 和 5 时对称面的压力等值图谱(CFD 结果)
Fig. 5 Static pressure contour plots at the symmetry plane of the inlet while operating at Mach 4 and Mach 5 (CFD results)

图 6 所示为进气道喉道截面的皮托压分布曲线,图中横坐标为皮托压与来流总压之比,纵坐标为离下壁面的法向距离,曲线两端的两点为测量靶所在截面的上下壁面静压值。可以看出,马赫数 4 状态下喉道截面的皮托压分布比较均匀,存在大的高皮托压平台,相比而言马赫数 5 状态下喉道截面的皮托压分布并不均匀,高皮托压平台显著减小,且在离壁距离 5~9 mm 间存在较大的下降梯度。结合计算图谱(图 5)进行分析发现,2 马赫数下皮托压分布的差异是由于激波在测量截面上的入射位置不同所致,马赫数 4 时斜激波刚好入射在测量截面的顶端,而马赫数 5 时则在第 2,3 根皮托探针间入射。上述分析还表明,喉道测量截面上的静压分布可能存在较大梯度,且不能简单地用上、下壁面两点静压线性插值得到,为此在反算喉道截面的总压恢复系数及平均马赫数时,本文借用了 CFD 计算得到的喉道截面静压分布,得到的结果是:马赫数 4 时的喉道总压恢复系数为 0.769,平均马赫数为 2.120,马赫数 5 时

的相应值则分别为 0.719 和 2.590。

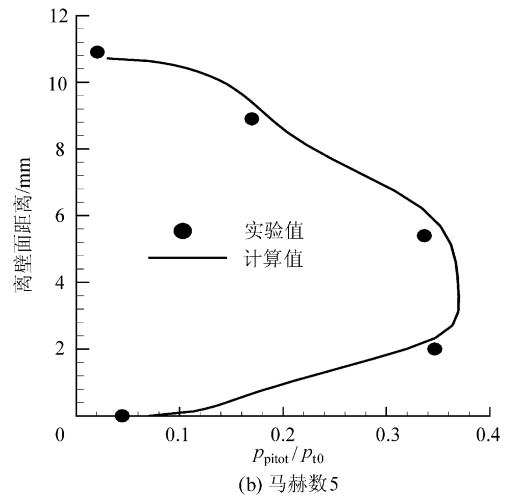
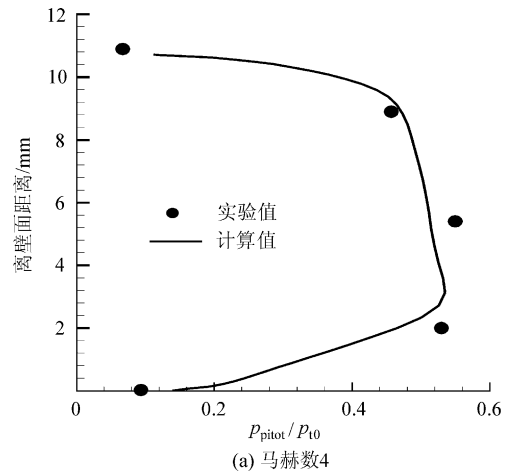


图 6 马赫数 4 和 5 时的喉道皮托压分布(实验/计算结果对比)

Fig. 6 Pitot pressure distributions at the throat section while the inlet operates at Mach 4 and Mach 5 (Comparison of experimental results and CFD results)

非设计状态下进气道出口截面的皮托压分布如图 7、图 8 中所示。两图表明,当进气道处于超声速通流状态时,进气道出口截面的皮托压分布呈中心高、四周低的趋势,且受前锥体边界层的影响,截面下方的低能区要比上方略厚。仔细对比右侧靶与中间靶上的皮托压分布还可发现,边界层气流在截面两侧下方的堆积要更加明显。图 9 给出了马赫数 5 状态下计算获得的内通道近壁流线以及进气道出口截面的总压图谱,该图表明:通道弯曲造成的上下壁面压差驱使上壁面的低能流顺侧壁不停地向下壁面附近迁移,导致下壁面的边界层增厚,并在两侧形成堆积区。

综合以上沿程静压、喉道皮托压以及出口皮托压的实验/计算结果对比不难得出结论:所采用的计算方法具有较高的精度,可作为实验结果分析的有力补充。

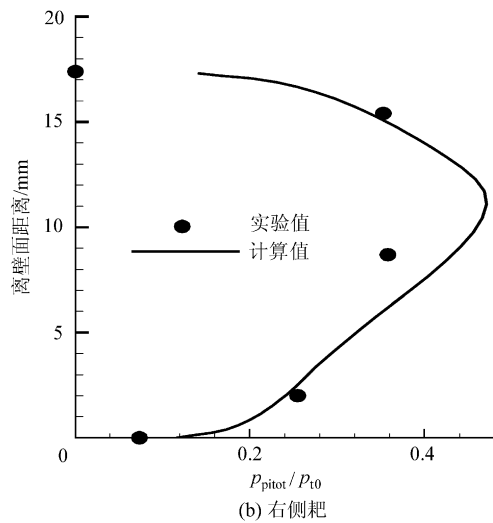
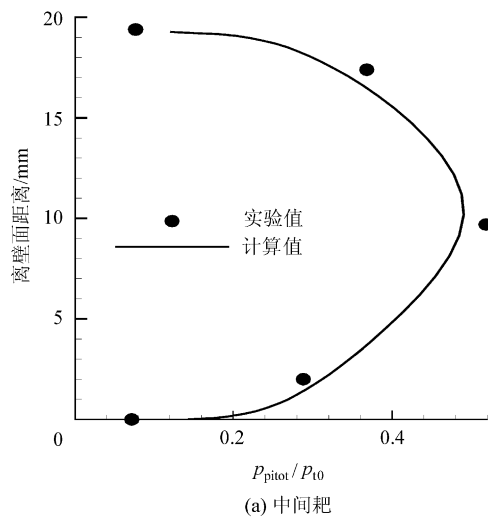


图 7 马赫数 4 时进气道出口的皮托压分布(实验/计算结果对比)

Fig. 7 Pitot pressure distributions of the exit section while the inlet operates at Mach 4(Comparison of experimental results and CFD results)

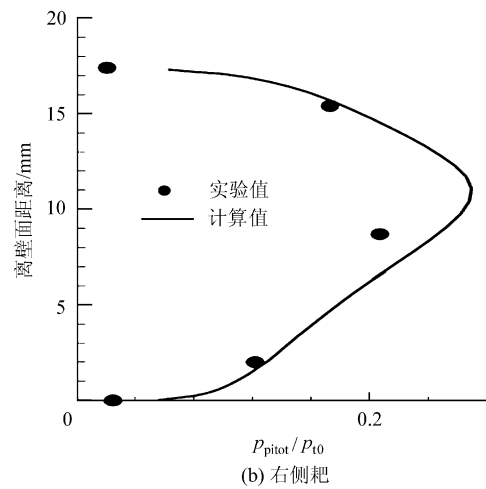
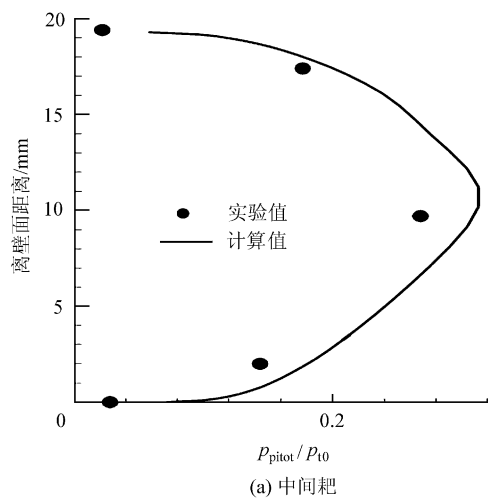


图 8 马赫数 5 时进气道出口的皮托压分布(实验/计算结果对比)

Fig. 8 Pitot pressure distributions of the exit section while the inlet operates at Mach 5 (Comparison of experimental results and CFD results)

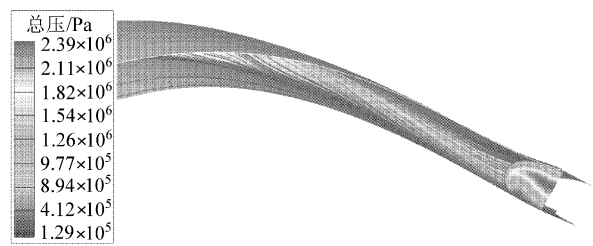


图 9 内通道近壁流线及进气道出口截面总压图谱(计算结果)

Fig. 9 Streamlines near the surface and the total pressure contour plot at the exit section (CFD results)

4.3 反压特性

亚燃模块进气道的特点是必须在高反压状态下工作,此时内通道的流态涉及复杂的超声速增压和亚声速扩压过程,为此本文还对该进气道在不同反压下的工作特性进行了分析。图 10、图 11 给出了马赫数 4 和 5 时不同堵塞度下进气道的沿程静压分布。可以看出,随着堵塞度的增加,进气道出口截面压强不断升高,进气道内通道壁面静压受扰动的流向位置不断前移。当反压相对较低时(图 10 中 76.7%、图 11 中 79.9% 的堵塞度状态),受扰动区间内压强沿流向以较大梯度平稳上升,此时进气道出口截面最高马赫数在 1 以上,因此压强升高为激波串所致。而当反压较高时,压强的上升过程整体表现为先急后缓,此时出口截面气流为全亚声速,因此“先急”对应于激波串增

压,而“后缓”则对应于掺混扩压和亚声速扩压。另外,由于弯曲管道内激波串的核心流要偏向上壁面^[4-5],且通道内上壁面的边界层较薄,因此激波串内剧烈的静压波动能够轻易地渗透边界层而作用在上壁面上,故总体来看两个马赫数下均有

下壁面静压上升较为光滑,而上壁面静压则表现出了一定的波动。

图 10 和图 11 还表明,由于下壁面边界层较厚,静压受扰动最前点要比上壁面略微靠前,但总的来说仍相当靠近,且随着反压的不断提高上下壁面静压受扰动最前点几乎同步地向上游移动,这对于提高进气道的耐受反压能力十分有利。

当进气道处于喘振状态时(图 10 中 86.4%、图 11 中 89.8%的堵塞度状态),前体及内通道喉道前段的时均壁面静压略有上升,而喉道以后的时均壁面静压则大幅下降,表明此时通道内流态已经发生剧烈变化^[6]。

图 12 和图 13 给出了进气道工作在马赫数 4 和 5 的临界状态附近时出口截面的皮托压分布,此时测量截面上全部为亚声速流动。两图表明,在非设计点的临界状态,出口截面的各测量耙上

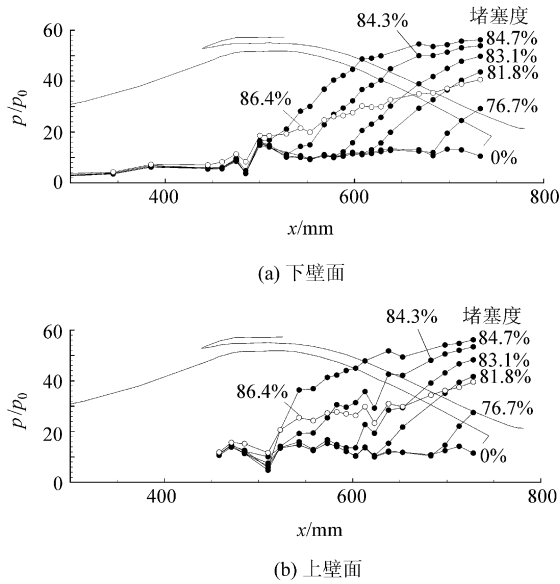


图 10 马赫数 4 时进气道在不同出口反压下的沿程静压分布(实验结果)

Fig. 10 Static pressure distributions of the inlet while operating at different back pressures at Mach 4 (Experimental results)

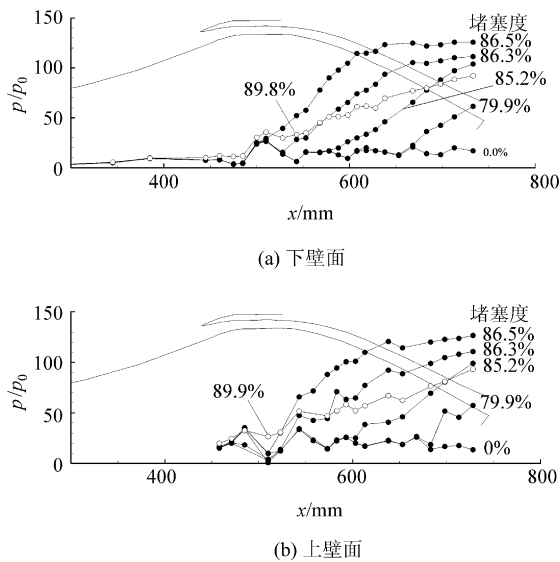


图 11 马赫数 5 时进气道在不同出口反压下的沿程静压分布(实验结果)

Fig. 11 Static pressure distributions of the inlet while operating at different back pressures at Mach 5 (Experimental results)

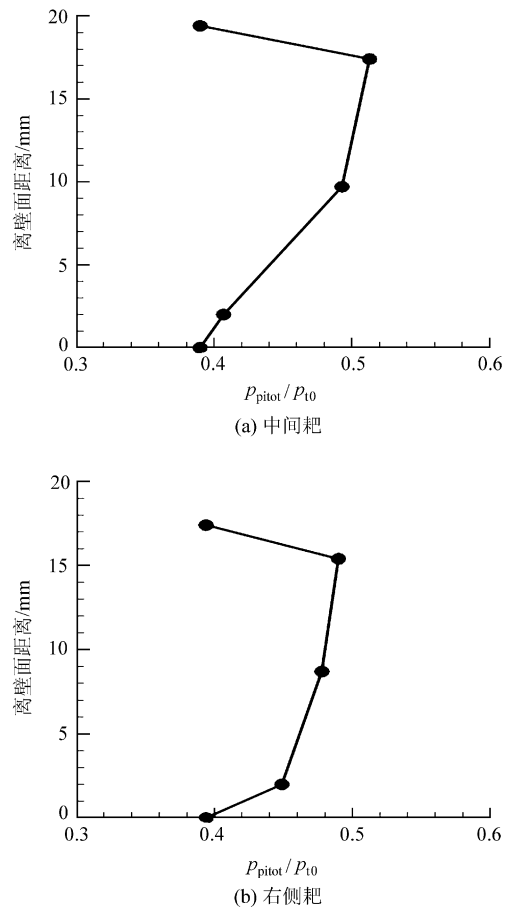


图 12 马赫数 4、堵塞度为 84.7%时进气道出口的皮托压分布(实验结果)

Fig. 12 Pitot pressure distributions at the exit section while the free stream Mach number is 4 and the throttle ratio is 84.7% (Experimental results)

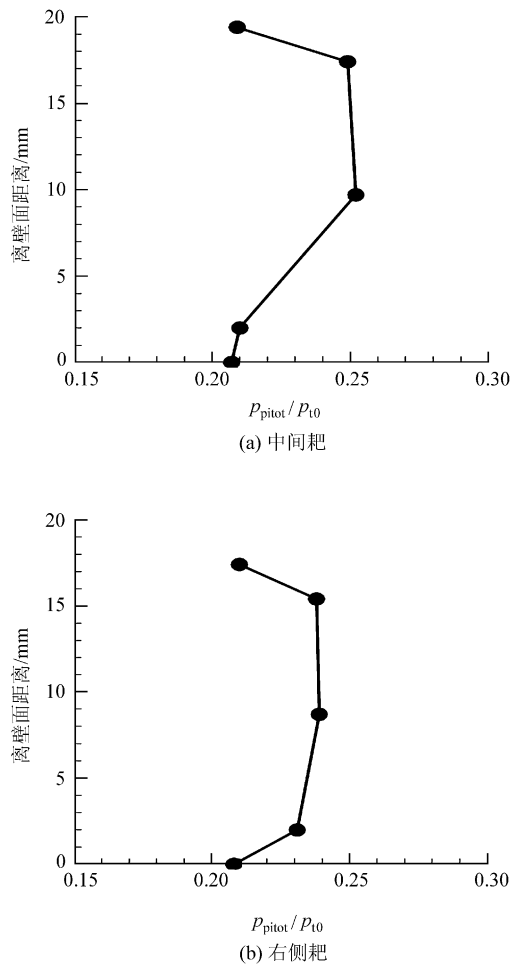


图 13 马赫数 5、堵塞度为 86.5% 时进气道出口的皮托压分布(实验结果)

Fig. 13 Pitot pressure distributions at the exit section while the free stream Mach number is 5 and the throttle ratio is 86.5% (Experimental results)

均有皮托压大于上、下壁面静压,即出口截面上不存在回流区。整体来说,高总压区要偏向上壁面,但有意思的是临界状态下下壁面附近的低能流在对称线附近的堆积反而比两侧更加明显,这与超声速通流状态时的情况刚好相反。实际上这可能与本研究中测量耙的布置有关。图 14 给出了马赫数 5 时临界状态下计算获得的出口截面总压图谱,可以看出低能流在对称面附近确实存在一定的堆积,但更大部分的低能流是集中在截面的两侧,只是实验中未测量到而已。图 14 还显示,进气道出口截面的核心高总压区被分成了两块,且刚好位于两测量耙之间,因此实验中也未能测量到。该状态下计算得到的出口截面平均总压恢复系数为 0.247,要略高于实验值。

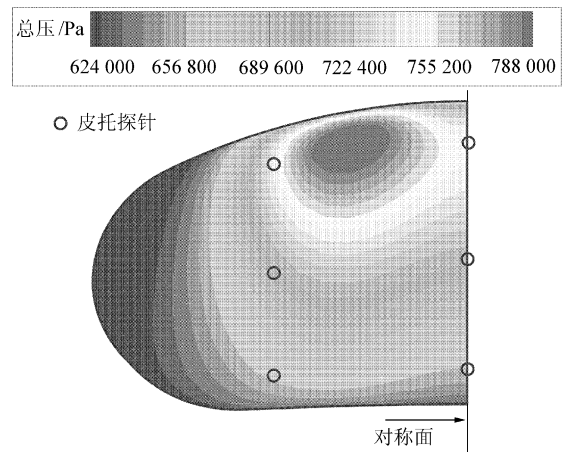


图 14 马赫数 5 临界状态时进气道出口截面的总压分布图谱(计算结果)

Fig. 14 Total pressure contour plot of the exit section while the inlet operates in critical state at Mach 5 (CFD result)

4.4 马赫数 4 的再起动特性分析

当进气道工作在临界状态附近时,继续增加下游塞锥的堵塞度,进气道很快便进入了不起动状态。本文实验中所观察到的进气道不起动状态均表现为喘振。图 15 给出了自由流马赫数为 4、进气道处于喘振状态时内通道出口下壁面静压的时间历程,可以看出此时壁面静压呈周期性、大幅度波动,主频为 16.7 Hz。图 16 进一步展示了喘振状态下不同时刻进气道下壁面“瞬态”静压的沿程分布,据此可以分析进气道内部流动的变化过程,计算“瞬态”静压时的积分时间为 1 ms。作为对比,图 16 中还给出了进气道处于稳定工作状态时的沿程时均静压分布(堵塞度为 76.7% 和 84.7%,图中以粗实线表示)。540 ms 时,在下游高反压的作用下,进气道口部及前体的壁面静压均受到干扰,表明该时刻进气道的口部波系已经脱体,随后(545 ms)由于溢流的存在,下游塞锥流通能力相对显大,因而内通道静压急剧下降。在 580 ms 时,内通道低压的作用已经将吐出的口部波系重新吸入,进气道喉道及前段的壁面静压与进气道稳定工作时的时均静压几乎完全重合,表明两者流态基本相同。因此可以推测,对于该进气道而言,若在进气道不起动后重新将下游塞锥放开,塞锥处大的流通能力也能够将吐出的不起动波系再次吸入通道内,使进气道重新进入起动状态,且口部流态无明显滞后现象,即该进气道具有再起动力(或“自启动”能力)。

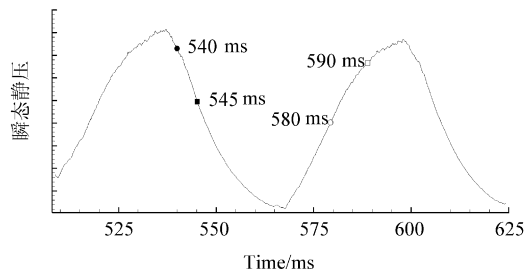


图 15 马赫数 4 进气道喘振时内通道出口下壁面静压的时间历程(实验结果)

Fig. 15 Static pressure-time history of the last survey point on the central body-side surface at Mach 4 while the inlet buzzes (Experimental results)

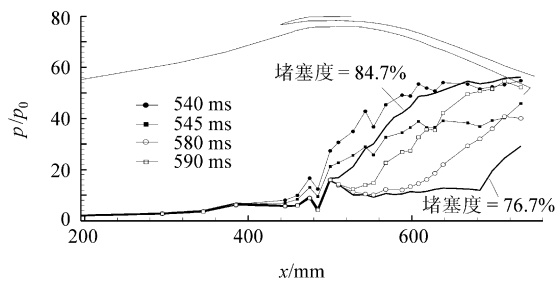


图 16 马赫数 4 进气道喘振时不同时刻下壁面的沿程“瞬态”静压分布(实验结果)

Fig. 16 Distributions of instantaneous static pressure along the central body-side at different typical moments at Mach 4 while the inlet buzzes (Experimental results)

5 结论

对适用于轴对称双燃烧室冲压发动机的亚燃模块进气道(工作马赫数范围 3~6)非设计点工作特性进行了风洞实验和数值计算研究,得到如下主要结论:

(1) 实验数据显示,进气道的马赫数 4 临界状态性能为,总压恢复系数 0.425,出口截面平均马赫数 0.519,可承受反压为自由流静压的 56.52 倍,而马赫数 5 的相应临界性能参数则分别为 0.240,0.486 和 125.94。

(2) 马赫数 5 时该进气道的流量系数为 0.813,马赫数 4 时则进一步下降至 0.593,这对接力点附近飞行器的加速性能极为不利,因此对高超声速进气道非设点综合性能的改善迫在眉睫。

(3) 超声速通流状态时,进气道出口截面的皮托压分布为中心高、四周低,而在高反压状态

时,进气道出口截面的高总压区明显偏向外壁面,且核心高总压区被分为两块。

(4) 该进气道在马赫数 4 时具有再启动能力。

参 考 文 献

- [1] Billings F S, Waltrup P J, Stockbrige R D. The integral rocket, dual-combustion ramjets; a new propulsion concept [J]. J Spacecraft Rockets, 1980, 17(5): 416-424.
- [2] 谭慧俊,郭荣伟. 高超声速混合模块冲压发动机亚燃模块进气道的高焓风洞试验研究[J]. 航空学报, 2007, 28(4): 783-790.
Tan Huijun, Guo Rongwei. Wind tunnel tests of hypersonic intets for ramjet modules of the ramjet-scrmjjet combined engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 783-790. (in Chinese)
- [3] Tan H J, Chen Z, Li G S. 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, 50(5): 644-657.
- [4] 谭慧俊,郭荣伟. 二维弯曲等截面管道中的激波串特性研究[J]. 航空学报, 2006, 27(6): 1039-1045.
Tan Huijun, Guo Rongwei. Characteristics of shock train in two dimensional bends with constant area [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6): 1039-1045. (in Chinese)
- [5] Tan H J, Sun S. Preliminary study of shock train in a curved variable-section diffuser for hypersonic inlets [J]. AIAA Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(2).
- [6] Tan H J, Guo R W. Experimental study of the unstable-unstarted condition of a hypersonic inlet at Mach 6 [J]. AIAA Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(4): 543-548.

作者简介:

谭慧俊(1975-) 男,博士,副教授。主要研究方向:内流动力学的计算及实验研究。

E-mail: tanhuijun@nuaa.edu.cn

(责任编辑:刘振国)