

文章编号: 1000-8055(2008)03-0505-05

抽吸对高超声速进气道抗反压能力的影响

常军涛, 鲍 文, 崔 涛, 于达仁

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 对不同抽吸开孔率下某典型高超声速进气道进行了二维数值模拟, 简要分析了压比变化对隔离段内部流场的影响, 在该分析的基础上讨论了附面层抽吸对进气道最大抗反压能力的影响, 给出了最大抗反压能力随抽吸流量之间的变化规律, 分析了采用附面层抽吸技术提高进气道抗反压能力的原因. 分析结果表明: 采用附面层抽吸技术能够提高进气道的抗反压能力, 相当于增加了隔离段的长度. 抽吸孔面积越大, 相对抽吸流量越大, 进气道的抗反压能力越大.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 高超声速进气道; 抽吸; 数值模拟; 不起动边界

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Effect of suction on maximum backpressure ratios of hypersonic inlets

CHANG Jun-tao, BAO Wen, CUI Tao, YU Da-ren

(School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: A 2-D internal flow field of hypersonic inlets was simulated numerically at different suction rates. The effects of the backpressure on the internal flow field of the isolator were analyzed. The influences of the boundary layer suction on the maximum backpressure were also discussed, showing the variation of the maximum backpressure with the suction rates. The reasons why the maximum backpressure of the hypersonic inlet is improved by the suction technology were analyzed. The results show that, the boundary layer suction can improve the maximum backpressure of the inlet, which increases the length of the isolator to some extent. The more the suction of airflow is, the stronger backpressure of the inlet will be.

Key words: aerospace propulsion system; hypersonic inlet; suction; numerical simulation; unstart boundary

进气道起动/不起动是高超声速吸气式发动机重要的流动现象. 高超声速进气道不起动现象的主要特征是在进气道进口附近出现强激波系, 使得在进气道中无法组织正常的超声速流动, 此时进气道的流量捕获、总压恢复急剧下降, 流场品质变坏. 对于固定几何形式的进气道, 进气道起动/不起动边界主要有来流条件决定, 这里不起动边界指进气道的最大抗反压能力, 超过这个边界进气道会发生不起动. 在一定来流条件下, 进气道

的抗反压能力越大, 所容许喷入燃烧室内的燃油流量越多, 发动机产生的推力越大, 因此采取一定的控制手段提高进气道的抗反压能力是提高发动机性能的有效途径. 借鉴常规进气道中的附面层抽吸方法, 如果在高超声速进气道的隔离段进口处开孔或槽, 进气道流量阻塞时将一部分流量抽走, 是否会提高进气道抗反压能力呢? 从理论上分析, 壁面开孔或槽能够使高超声速进气道的附面层变薄, 从而增大了进气道的有效流通面积, 进

收稿日期: 2007-02-08; 修订日期: 2007-04-26

作者简介: 常军涛(1981-), 男, 河南漯河人, 博士生, 主要从事高超声速进气道流场计算及主动控制技术研究.

气道进口处的附面层分离滞后,使得进气道处于起动状态,从而提高进气道抗反压能力。

对于不起动现象的研究,国内外在数值模拟和试验研究方面已经进行了大量的工作.文献[1-2]和文献[3]利用数值模拟分别研究了由于自由来流条件和燃烧室压力扰动引起的进气道不起动现象.文献[4-7]对高超声速进气道不起动现象进行了数值模拟,分析了低马赫数不起动和反压变化引起进气道不起动的内在物理机制,初步给出了高超声速进气道起动/不起动的判断准则.文献[8]对影响高超声速进气道起动能力的因素进行了分析,文献[9-10]分析了抽吸对进气道起动能力的影响,重点分析了抽吸对进气道不起动/再起特性的影响.文献[11]对某组合发动机进气道设计马赫数下的三维流场进行了数值模拟,研究了不同位置抽吸对进气道流场及性能的影响.结果表明,外压部分抽吸能在较小的抽吸流量下有效改善进气道的起动性能和气动性能.然而这些都没有研究抽吸对进气道最大抗反压压比的影响,分析进气道最大抗反压压比随附面层抽吸率的变化规律。

本文首先对典型的高超声速进气道进行了二维数值模拟,简要分析了压比变化对隔离段内部流场的影响,在该分析的基础上讨论了附面层抽吸对进气道最大抗反压能力的影响,给出了最大抗反压能力随抽吸率之间的变化规律,从附面层分离角度分析了抽吸提高高超声速进气道抗反压能力的原因。

1 物理模型和数值算法

本文采用的高超声速进气道模型是文献[12]提供的.该进气道采用三道外压激波的混压式进气道,其几何结构如图 1 所示,各部分的具体几何尺寸如表 1 所示,隔离段高度 $H=0.011\text{ m}$.只计算高超声速进气道内部流场通道部分,同时考虑到处理此类开口边界条件的困难,将此模型置于一个很大的圆形区域内,然后在这些边界上给定压力远场边界条件,并利用无穷远处来流的状态来设定此边界条件,自由来流条件为 $p_\infty=8428.2\text{ Pa}$, $T_\infty=216.7\text{ K}$, $r=1.4$, $T^*=920.6\text{ K}$.参考文献[13]的抽吸方案,抽吸位置的布置如图 2 所示,在隔离段进口处进行抽吸,抽吸孔设定为压力出口边界条件,抽吸背压设定为来流静压.隔离段出口设定为压力出口边界条件,其余边界设定为无滑移固体边界.分别采用四种不同的抽吸

开孔率 $\varepsilon=0.5\%,\varepsilon=1\%,\varepsilon=1\%,\varepsilon=2\%$ 进行数值模拟,这里抽吸开孔率 ε 指抽吸孔面积与隔离段壁面面积的比值。

计算利用 FLUENT 软件求解二维 N-S 方程,湍流模型采用 RNG $k-\varepsilon$ 模型,壁面处采用非平衡壁面函数法,它能考虑压力梯度及流动偏离对平衡状态的影响.为了更好的模拟进气道-隔离段中激波与附面层的干扰和激波的相交与反射,计算过程中先进行初算,利用 FLUENT 软件进行自适应网格处理,再进行计算.计算收敛的标准是:所有变量(8 个变量)的残差指标下降 3 个数量级,同时随迭代过程特征指标不再下降,进气道进出口的流量差小于 1%.该数值计算算法已经在文献[4-6]得到验证。

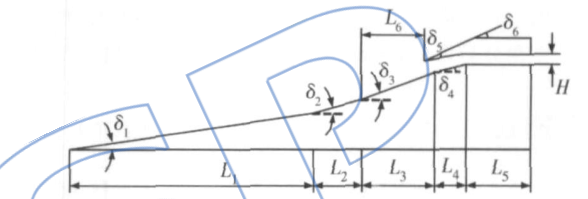


图 1 进气道-隔离段物理模型简图
Fig.1 Geometric sketch of the inlet-isolator model

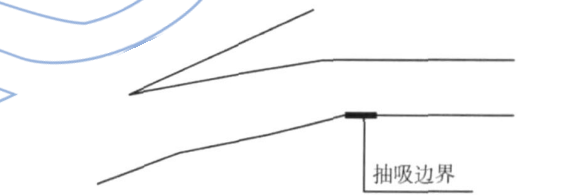


图 2 抽吸位置示意图
Fig.2 Sketch of the suction location

表 1 高超声速进气道几何尺寸
Table1 Geometric measurements of the hypersonic inlet

L_1/m	L_2/m	L_3/m
0.267	0.068	0.085
L_4/m	L_5/m	L_6/m
0.035	0.071	0.074
$\delta_1/(\circ)$	$\delta_2/(\circ)$	$\delta_3/(\circ)$
10	15	20
$\delta_4/(\circ)$	$\delta_5/(\circ)$	$\delta_6/(\circ)$
14	10.2	24

2 抽吸对高超声速进气道抗反压能力的影响

2.1 不同出口反压下隔离段的流动特征

图 3 给出了不同隔离段出口背压条件下的壁

面压力分布. 对于超燃冲压发动机来说, 由于燃烧室内压力很高, 在隔离段内部会产生预燃激波系. 高背压导致边界层分离, 激波与附面层相互作用, 在强背压作用下, 激波与附面层相交区域壁面附面层发生分离, 引起主流流通面积缩小, 从而形成分叉结构, 并形成“激波链”结构, 快速发展的附面层导致壁面压力分布具有很强的连续性. 随着压比的不断增加, 激波系逐渐从斜激波向 λ 波系、激波串转变, 隔离段内的激波串不断前移. 当背压压比增加到36时, 隔离段的抗反压能力达到临界值, 此时隔离段背压的略微增加会导致激波系进入进气道收缩段, 引起流动分离、流动阻塞和流量捕获下降, 导致进气道流场不稳定并出现进气道不起动现象, 此时进气道的等压力线和流线图如图4所示, 具体的流动过程分析参考文献[4]. 定义此时隔离段出口临界压比进气道起动/不起动边界, 该临界压比也表征进气道的最大抗反压能力.

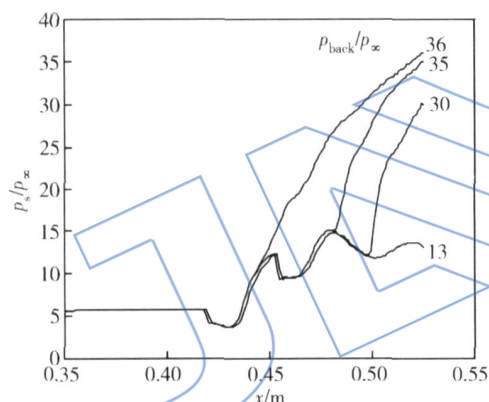


图3 不同压比下进气道壁面压力分布

Fig. 3 Surface pressure distributions with different backpressures

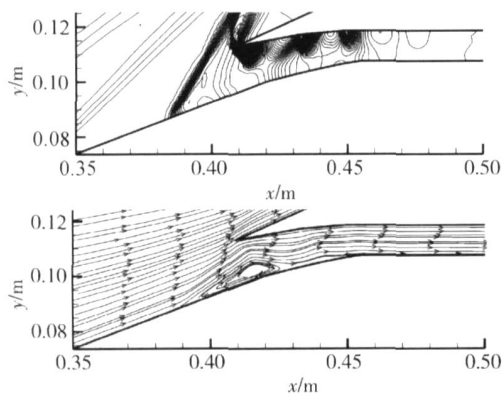


图4 进气道不起动时等压力线和流线图

Fig. 4 Pressure contours and streamlines of inlet unstated

2.2 抽吸对进气道抗反压能力的影响

从理论上分析, 壁面开孔或槽能够使高超声速进气道的附面层变薄, 从而增大了进气道的有效流通面积, 进气道进口处的附面层分离滞后, 使得进气道处于起动状态, 从而提高进气道抗反压能力. 图5给出了相对抽吸流量随抽吸开孔率之间的变化规律, 这里相对抽吸流量是指抽吸流量与进气道进口实际捕获流量的比值. 随着抽吸开孔率的增加, 相对抽吸流量增加, 二者之间基本呈线性关系变化. 图6给出了不同抽吸开孔率下, 在最大抗反压压比下进气道下壁面压力沿轴向的分布. 图7给出了进气道最大抗反压压比随相对抽吸流量之间的变化规律. 从图6、图7可以看出, 抽吸开孔面积越大, 相对抽吸流量增加, 最大抗反压压比越大.

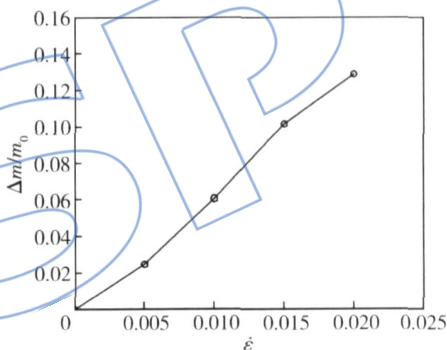


图5 相对抽吸流量随抽吸开孔率的变化规律

Fig. 5 Variations of the suction airflow with the suction rate

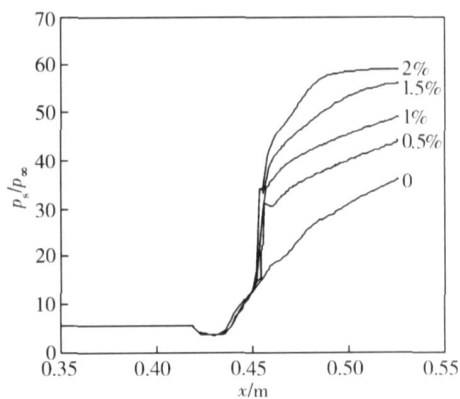


图6 不同抽吸开孔率下进气道壁面压力分布

Fig. 6 Surface pressure distributions at different suction rate

下面分析采用附面层抽吸技术可以提高高超声速进气道抗反压能力的原因. 文献[4]和2.1节的分析表明反压引起进气道不起动的主要原因是: 快速发展的附面层与激波相互作用, 导致激波

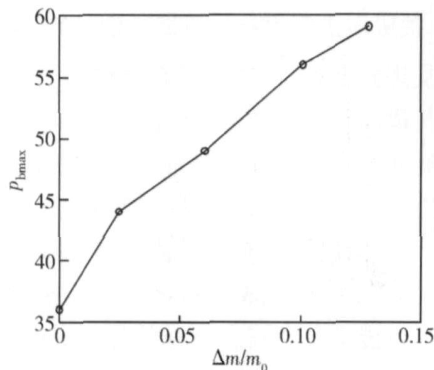


图 7 最大抗反压压比随相对抽吸流量的变化规律

Fig. 7 Variations of the maximum backpressure with the suction airflow

系进入进气道收缩段,引起流动分离、流动阻塞和流量捕获下降,导致进气道流场不稳定并出现进气道不起动现象.也就是说,附面层的快速发展是导致出现进气道不起动的重要原因.图 8 给出了抽吸作用下高超声速进气道流线图,从图中可以看出,在隔离段进口处开孔,使得快速发展的附面层被抽出进气道,从而提高了进气道的最大抗反压能力.

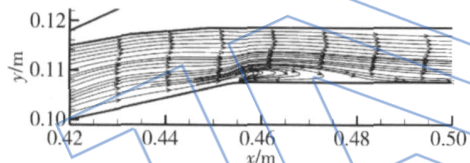


图 8 抽吸条件下高超进气道速度矢量图

Fig. 8 Velocity vectors of the hypersonic inlet at suction

图 9 给出了不同抽吸率下进气道在最大抗反压压比作用下的等马赫数线.当进气道没有抽吸作用时,隔离段进口存在强激波系使得附面层内存在很强的逆压力梯度,加速附面层的分离;导致激波系进入收缩段,并最终出现不起动,此时隔离段进口处没有存在稳定强激波系的物理机制.进气道在抽吸的作用下,隔离段进口存在强激波系使得附面层内存在很强的逆压力梯度,同样加速附面层的分离;但由于存在抽吸孔,附面层内的低能流体被抽吸,减弱了附面层和激波的相互作用,使得进气道进口处附面层分离滞后.与无抽吸作用相比,隔离段进口处存在稳定的强波系是提高进气道抗反压能力的主要内在物理机制.从图 9 可以看出,随着抽吸孔面积的增加,隔离段进口处可以稳定的激波系由斜激波向正激波转化,激波强度逐渐增强,因此进气道的抗反压压比逐渐增加.

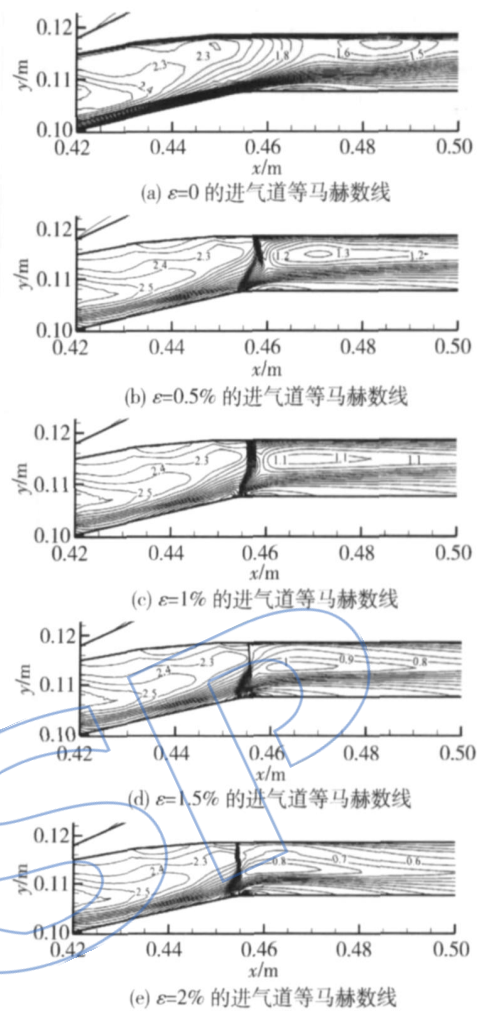


图 9 最大背压下进气道等马赫数线

Fig. 9 Mach number contours of the inlet at the maximum pressure

表 2 给出了进气道(隔离段出口)在不同抽吸开孔率下,最大抗反压压比下的性能参数比较,其中 ϵ 表示抽吸开孔率, σ , ϕ , Ma 分别表示隔离段出口质量加权平均总压恢复系数、流量捕获系数和马赫数.从表中可以看出,随着抽吸开孔率的增加,抽吸流量不断增加,导致流量捕获系数降低.隔离段的最大抗反压能力增加,导致隔离段出口马赫数降低;进气道压缩程度增加,导致总压恢复系数降低.

表 2 隔离段出口性能参数比较				
Table 2 Comparison of parameters at the exit of isolator				
p_b/p_∞	ϵ	σ	ϕ	Ma
36	0	0.540 5	0.380 5	1.060 1
44	0.005	0.475 2	0.370 0	0.811 4
49	0.01	0.467 8	0.354 6	0.698 2
56	0.015	0.459 1	0.339 4	0.544 5
59	0.02	0.451 1	0.327 8	0.494 0

从上面讨论可以得出,采用附面层抽吸技术提高了隔离段的最大抗反压能力,在某种程度上相当于增加了隔离段的长度(在不考虑附面层抽吸的条件下,隔离段的最大抗反压能力与隔离段的长度有关),意味着燃烧室可以容忍更大的燃油流量,大幅提高发动机的推力。但抽吸同时带来发动机重量增加、系统复杂性增加和流量捕获系数降低等问题,需要综合考虑折衷处理与发动机性能之间的关系。

3 结 论

本文首先对典型的高超声速进气道进行了二维数值模拟,简要分析了压比变化对隔离段内部流场的影响,在该分析的基础上讨论了附面层抽吸对进气道最大抗反压能力的影响,给出了最大抗反压能力随抽吸率之间的变化规律,从附面层分离角度分析了抽吸提高高超声速进气道抗反压能力的原因,有如下结论:

(1) 进气道在附面层抽吸作用下,隔离段进口处存在稳定的强激波系是提高进气道抗反压能力的主要内在物理机制;抽吸开孔面积越大,抽吸流量越大,此时进气道的最大抗反压能力也越大;

(2) 采用附面层抽吸技术大大提高了进气道的最大抗反压能力,相当于增加了隔离段的长度,减轻了发动机的重量。意味着燃烧室可以容忍更大的燃油流量,大幅提高发动机的推力。

参考文献:

- [1] Mayer D, Paynter G C. Prediction of supersonic inlet unstart caused by freestream disturbances[J]. AIAA Journal, 1995, 33(2): 266-275.
- [2] Mayer D, Paynter G C. Boundary conditions for unsteady supersonic inlet analyses[J]. AIAA Journal, 1994, 32(6): 1200-1206.
- [3] Neaves M D, McRae D S, Edwards J R. High-speed inlet unstart calculations using an implicit solution adaptive mesh algorithm[R]. AIAA Paper 2001-0825, 2001.
- [4] 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.
- [5] 鲍文, 郭新刚, 常军涛, 等. 基于粗糙集的高超声速进气道不起动判断方法研究[J]. 宇航学报, 2006, 27: 136-140.
- BAO Wen, GUO Xingang, CHANG Juntao, et al. Research on judgment criterion of hypersonic inlet unstart based on rough set[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27: 136-140.
- [6] YU Daren, CHANG Juntao, BAO Wen, et al. Optimal classifications criterions of hypersonic inlet start/ unstart[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(2): 310-316.
- [7] 袁化成, 梁德旺. 高超声速侧压式模型进气道不起动特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6): 683-687.
- YUAN Huacheng, LIANG Dewang. Characteristic analysis of unstart performance for hypersonic side-wall inlet model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(6): 683-687.
- [8] 梁德旺, 袁化成, 张晓嘉. 影响高超声速进气道起动能力的因素分析[J]. 宇航学报, 2006, 27(4): 714-719.
- LIANG Dewang, YUAN Huacheng, ZHANG Xiaojia. Research on the effects of start ability of hypersonic inlet[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4): 714-719.
- [9] 袁化成, 梁德旺. 高超声速进气道再起特性分析[J]. 推进技术, 2006, 27(5): 390-393.
- YUAN Huacheng, LIANG Dewang. Analysis of characteristics of restart performance for a hypersonic inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(5): 390-393.
- [10] 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.
- [11] 张华军, 梁德旺. 某组合发动机进气道抽吸作用分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(5): 577-582.
- ZHANG Huajun, LIANG Dewang. Analysis of suction roles for supersonic inlet on combined engine[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2006, 38(5): 577-582.
- [12] Carlos G R. Computational fluid dynamics analysis of the Central Institute of Aviation Motors/ NASA scramjet[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(4): 547-555.
- [13] Mitani T, Sakuranaka N, Tomioka S, et al. Boundary-Layer control in Mach 4 and Mach 6 scramjet engines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(4): 636-641.