

文章编号: 1000-8055(2009)04-0918-07

抽吸位置对高超声速进气道起动性能的影响

王 卫星, 袁化成, 黄国平, 梁德旺

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 对某典型二元高超声速进气道流场进行了二维数值模拟, 研究了抽吸位置及抽吸流量对进气道性能的影响. 结果表明: 抽吸可以有效地改善进气道起动性能, 但不同的抽吸位置改善效果不同. 在内压段抽吸时, 抽吸流量越大进气道的起动性能改善越明显; 外压段抽吸可以有限地改善进气道的起动性能. 抽吸孔布置在喉道前压力随马赫数变化较大的区域时, 能够实现抽吸流量随来流马赫数的变化自动调节, 更好地改善起动性能. 对气动性能影响方面, 外压段抽吸可以提高进气道的压缩效率, 内压段和隔离段抽吸均使压缩效率变小.

关 键 词: 起动; 高超声速进气道; 数值模拟; 抽吸; 压缩效率

中图分类号: V211.48

文献标识码: A

Impact of suction position on starting of hypersonic inlet

WANG Wei xing, YUAN Hua cheng, HUANG Guo ping, LIANG De wang

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: To research the ways of relieving inlet unstart phenomenon, the flow of a typical hypersonic 2-D inlet with different suction positions was analyzed in this paper. The result shows that, the inlet with suction can start easily, but the position of suction decides the impact. In the presence of suction in internal passage, the starting ability improves obviously with the growing suction flow, and the phenomenon is more obvious. The start ability improves finitely in the presence of suction in external pressure surface. The flow of suction can adjust with flow Mach number where suction with pressure changes largely before throat, and the start ability can be improved markedly. The impact on aerodynamic performance is that, the pressure efficiency increases with suction in external pressure surface, but declines with suction in internal passage and isolator.

Key words: start ability; hypersonic inlet; numerical simulation; suction; pressure efficiency

吸气式高超声速飞行器, 要求在较宽的马赫数范围内工作, 而高超声速进气道低马赫数下的起动能力限制了飞行器的工作范围, 目前的高超声速飞行还无法实现仅依靠吸气式发动机从地面直接起飞, 因此低马赫数下必须采用其他动力装置, 如火箭基组合循环(RBCC)^[1]或涡轮基组合

循环(TBCC)^[2]等组合动力. 进气道的起动马赫数不但影响组合动力的实现, 而且还决定了低马赫数下助推动力在整个推进系统中的比重, 从而影响高超声速飞行的成本. 因此, 研究如何有效地降低高超声速进气道的起动马赫数具有重要的现实意义.

收稿日期: 2008-03-26; 修订日期: 2008-07-22

作者简介: 王卫星(1981-), 男, 河南商丘人, 博士生, 研究方向为内流空气动力学. E-mail: wwxbaby@163.com

通常, 进气道采取的降低起动马赫数的方法可以简单的分为两类: 变几何方法和定几何条件下的其他方法。变几何增加了结构的复杂性和飞行器的重量, 同时对结构强度和工作的可靠性提出了严峻的考验。定几何条件下的其他起动措施, 均是希望能够实现低马赫数下进气道自动溢流, 如侧压式进气道^[3]、方转圆型进气道^[4], 在进气道内部开孔或槽等。由于高超声速飞行环境的复杂性, 因此希望能够在定几何条件下改善高超声速进气道的起动性能。研究表明^[5], 进气道内压段的实际面积收缩比对定几何高超声速进气道的起动性能影响很大。借鉴常规进气道的附面层抽吸方法, 袁化成^[6]对在内压段抽吸的典型高超声速进气道进行了数值模拟研究, 发现在内压段抽吸可以改善进气道的起动和再起动性能。

前期的研究工作已证明了抽吸可以改善高超声速进气道的起动性能, 但其仅对某一固定抽吸位置进行了研究, 是否存在较优的抽吸位置, 在改善进气道起动性能的同时, 抽吸损失的流量最小? 抽吸对推进系统产生的推力有什么样的影响? 对此, 目前还未见详细的研究。为了解决上述疑问, 探索降低高超声速进气道起动马赫数的方法, 本文对不同抽吸位置、不同抽吸开孔率下的某典型高超声速二元进气道进行了二维数值模拟, 给出了进气道性能参数随抽吸流量率的变化规律, 分析了不同抽吸位置对进气道起动能力和推进系统推力的影响。

1 进气道物理模型、网格及计算条件

本文采用与文献[7]完全相同的高超声速二元进气道模型和来流条件, 参考文献[6-7]研究的结果, 设计了5种抽吸方案(见图1), 即外压段抽吸(A方案)、内压段前端抽吸(B方案)、内压段后端抽吸(C方案)、内压段抽吸(D方案)和隔离段抽吸(E方案)。

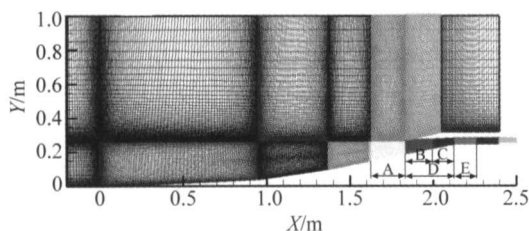


图1 进气道模型及其网格

Fig. 1 Mode and grid of the inlet

利用南京航空航天大学自主开发的 NAPA

软件对图1所示二元高超声速进气道的二维流场进行全粘性 N-S 方程数值求解。时间上采用时间相关法推进求解, 空间上采用有限体积法离散, 空间通量计算采用1阶精度的 AUSM+ 格式。计算考虑到高温效应, 采用了变比热的热完全气体模型。湍流模型采用改进的 Baldwin/Lomax, 抽吸边界采用 NAPA 软件中给出的抽吸边界条件^[8], 给定抽吸反压、抽吸开孔率和开孔厚径比, 抽吸背压为来流静压, 抽吸孔厚径比取为2。

2 抽吸对高超声速进气道性能的影响

2.1 设计状态下抽吸对进气道性能的影响

2.1.1 设计状态下抽吸对进气道气动性能的影响

图2~图6给出了设计状态($Ma=10$)下进气道总压恢复系数、静压比、温升比、隔离段出口马赫数和流量系数随抽吸流量率 $\Phi_{\text{抽吸}}$ ($\Phi_{\text{抽吸}} = m_d / m_o$, 其中 m_d 为抽吸流量, m_o 表示进气道最大捕获流量)的变化曲线。可以看出, 随着抽吸流量率的增加, 除B方案外, 其余抽吸方案下进气道总压恢复系数均逐渐增大, 其中A方案增加幅度最大, C、D、E抽吸方案相对较小; 随着抽吸流量率的增加, 5种抽吸方案下进气道的静压比、温升比和流量系数均减小, 隔离段出口马赫数均增大, 且A方案下的静压比、温升比和隔离段出口马赫数变化幅度最大, B方案变化幅度最小。可见, 单从提高总压恢复系数的角度来看, 在相同的抽吸流量率下, 外压段抽吸(A方案)的效果最好, 而内压段前端抽吸(B方案)反而降低了总压恢复系数。

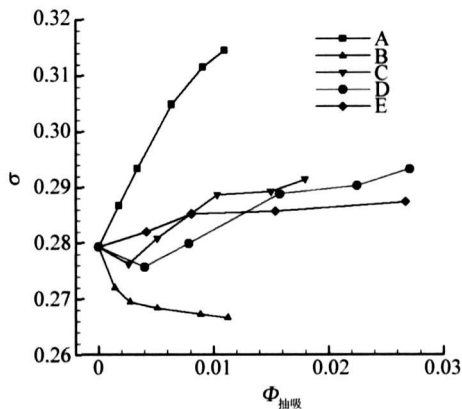


图2 总压恢复随 $\Phi_{\text{抽吸}}$ 的变化

Fig. 2 Effect of $\Phi_{\text{抽吸}}$ on the total pressure recovery

抽吸造成上述变化的机理是十分明显的, 抽吸抽走了部分低能量层, 减小了粘性损失, 减弱了激波/附面层干扰, 从而提高了进气道的总压恢复

系数. 抽吸还改变了内压缩通道的实际面积收缩比, 从而减弱了进气道的总压缩强度, 导致静压比、温升比下降, 隔离段出口马赫数上升. 而 B 方案的总压恢复系数之所以会下降主要是由于在收缩段前端抽吸改变了进气道唇口激波的强度, 增加的激波损失大于减小的附面层粘性损失(图 7 为下壁面沿程压力分布, 可以看出, B 方案压力峰值有所增加).

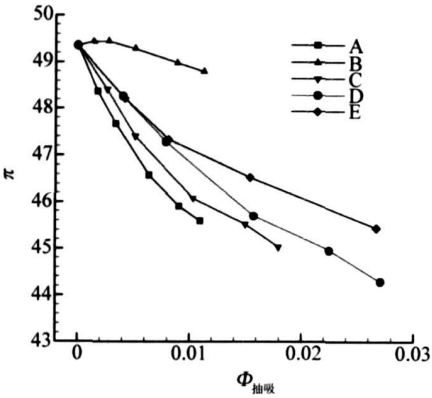


图 3 进气道压比随 $\Phi_{抽吸}$ 的变化

Fig. 3 Effect of Φ_{bleed} on the pressure ratio

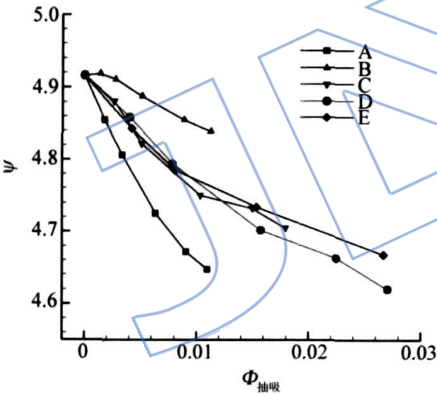


图 4 进气道温升比随 $\Phi_{抽吸}$ 的变化

Fig. 4 Effect of Φ_{bleed} on the temperature ratio

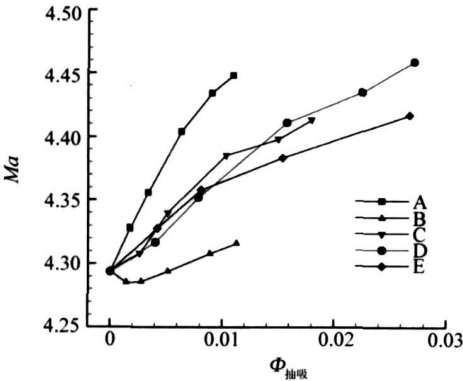


图 5 进气道出口马赫数随 $\Phi_{抽吸}$ 的变化

Fig. 5 Effect of Φ_{bleed} on the exit Mach number

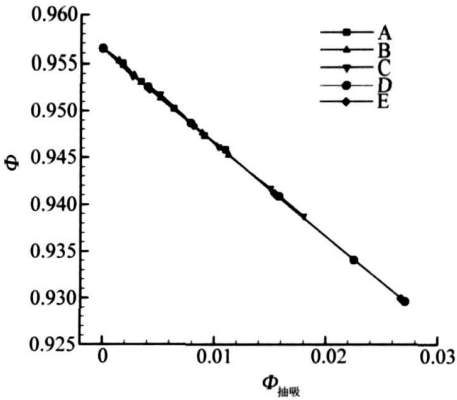


图 6 流量系数随 $\Phi_{抽吸}$ 的变化

Fig. 6 Effect of Φ_{bleed} on the Φ

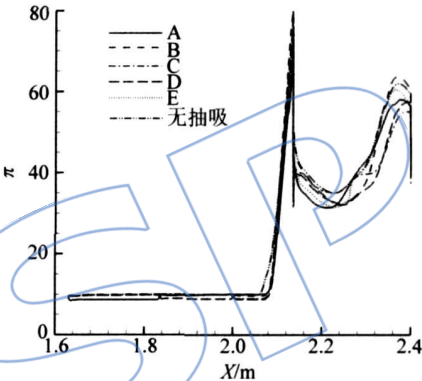


图 7 进气道下壁面沿程压力分布

Fig. 7 Pressure distribution of bottom surface

2.1.2 抽吸对推进系统推力的影响分析

隔离段出口流量和气动性能参数直接影响着推进系统产生的推力大小. 根据出口的流量和性能参数, 应用依据文献[9]开发的流路特性分析软件, 图 8~ 图 10 给出了不同抽吸方案下进气道出口性能参数及流量对推进系统产生推力的影响, 暂未考虑燃烧室和尾喷管性能的变化. 可以看出

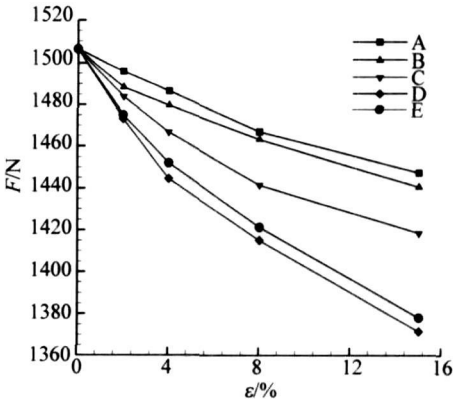


图 8 总推力随抽吸开孔率的变化

Fig. 8 Effect of ϵ on the total thrust

采用抽吸后推进系统产生的总推力、摩擦阻力下降, 推进系统的净推力(未考虑抽吸产生的阻力)随着抽吸开孔率 ε (小孔的面积与小孔所在板的面积比 $\varepsilon = A_{\text{hole}} / A_{\text{board}}$) 的增大而减小。

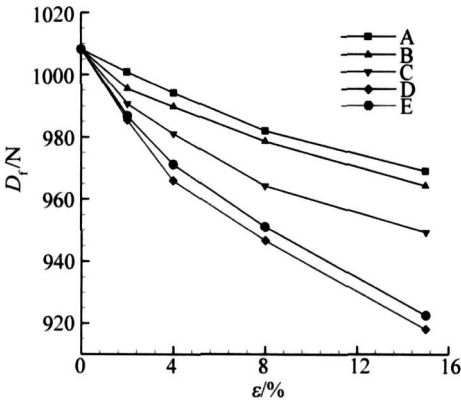


图 9 摩擦阻力随抽吸开孔率的变化
Fig. 9 Effect of ε on the friction drag

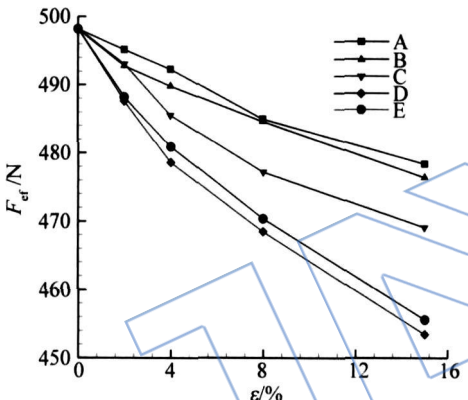


图 10 静推力随抽吸开孔率的变化
Fig. 10 Effect of ε on the net thrust

图 11 给出了进气道压缩效率随抽吸开孔率的变化关系, 从图中可以看出进气道采用抽吸后, A 方案压缩效率有所提高, 其他 4 种抽吸方案均使进气道压缩效率减小。

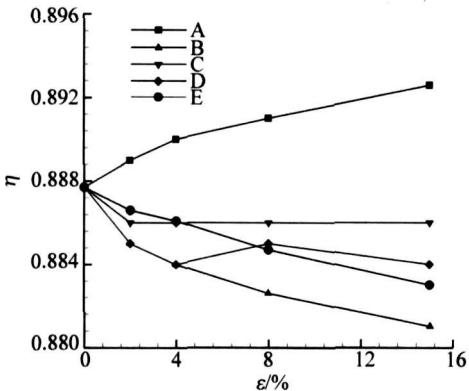


图 11 压缩效率随抽吸开孔率的变化
Fig. 11 Effect of ε on the compression efficiency

2.2 非设计状态下抽吸对进气道性能的影响

图 12~ 图 15 给出了开孔率 $\varepsilon = 8\%$ 时, 不同抽吸方案下进气道总压恢复系数、静压比、温升比和流量系数随来流马赫数的变化曲线。可以看出, 不同抽吸方案下, 高超声速进气道性能参数随来

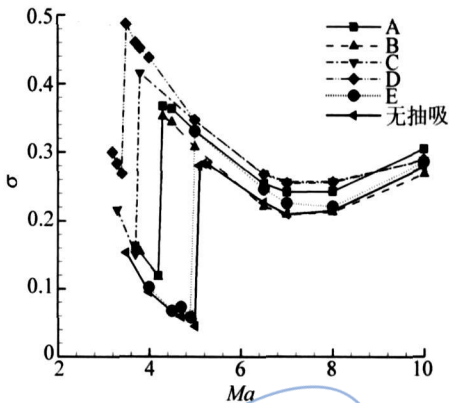


图 12 总压恢复随来流马赫数变化
Fig. 12 Effect of the free stream Mach number on the total pressure recovery

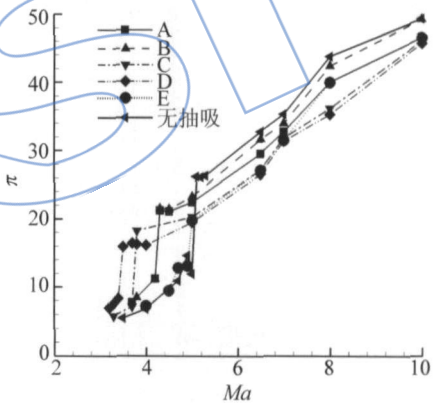


图 13 进气道压比随来流马赫数变化
Fig. 13 Effect of the free stream Mach number on the pressure ratio

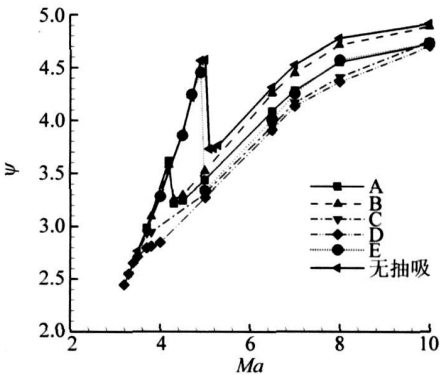


图 14 进气道温升比随来流马赫数变化
Fig. 14 Effect of the free stream Mach number on the temperature ratio

流马赫数的变化规律相似,即随着来流马赫数的减小,静压比、温升比、流量系数均不断减小,总压恢复系数则先下降后上升,且上述参数均在进气道起动/不起动分界点发生阶跃式变化,且同一来流马赫数下,增压比下降越大,总压恢复提高越多.这一规律和现象与文献[7]给出的不同抽吸开孔率下,高超声速进气道性能参数随马赫数的变化规律一致,所不同的是性能参数随马赫数的变化率不同.

从以上分析可见,抽吸在提高进气道总压恢复系数同时,往往以损失流量和增压比为代价,且在不同的来流马赫数下均有相似的变化规律.

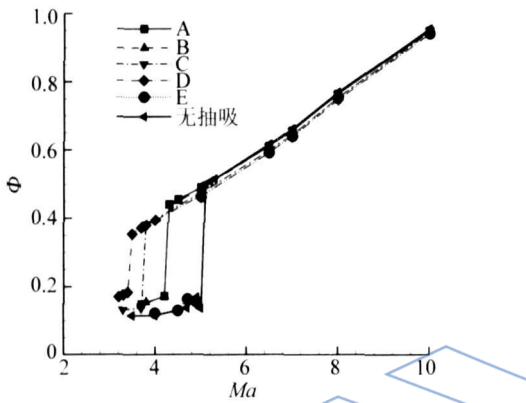


图 15 流量系数随来流马赫数变化

Fig. 15 Effect of the free stream Mach number on the mass flow ratio

3 抽吸对进气道起动性能的影响

3.1 抽吸位置、抽吸开孔率、来流马赫数对抽吸流量的影响

图 16 和图 17 分别给出了单位面积抽吸流量率($\Phi_{\text{抽吸}}/A_{\text{抽吸板}}$)随抽吸开孔率(同一来流马赫数下, $Ma=10$)和来流马赫数(同一开孔率 $\varepsilon=8\%$)的变化曲线,纵坐标表示单位面积抽吸流量率,横坐标分别表示抽吸开孔率和来流马赫数.可以看出,随着抽吸开孔率的增加,5 种抽吸方案下的单位面积抽吸流量率均逐渐增大;但变化幅度不同, E 方案变化幅度最大, A, B 方案变化幅度最小;5 种抽吸方案下单位面积抽吸流量率均随来流马赫数的增大而减小,变化幅度不同, E 方案变化最大, A 和 B 方案变化最小(A, B 方案下 $\Phi_{\text{抽吸}}/A_{\text{抽吸板}}$ 变化规律基本相同).同时还注意到,单位面积抽吸流量率在低马赫数下高、高马赫数下低,这一变化规律符合高超声速进气道要求低马赫数溢流大,高马赫数下溢流小的要求.

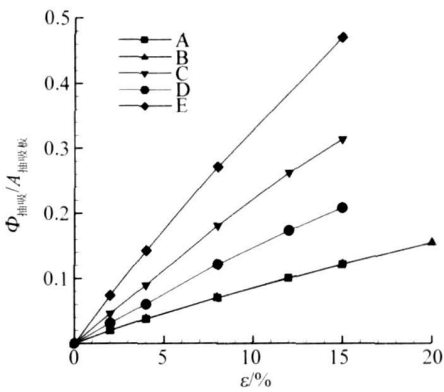


图 16 单位面积抽吸流量率随抽吸开孔率变化

Fig. 16 Effect of ε on the $\Phi_{\text{bleed}}/A_{\text{board}}$

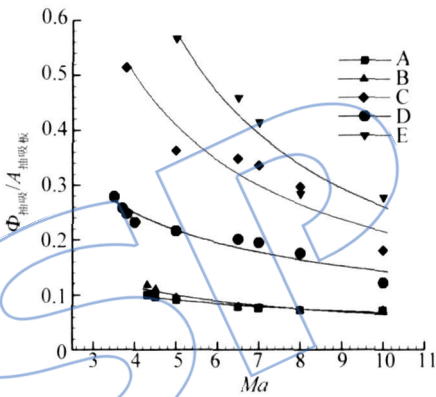


图 17 单位面积抽吸流量率随来流马赫数变化

Fig. 17 Effect of the free stream Mach number on the $\Phi_{\text{bleed}}/A_{\text{board}}$

图 18 给出了无抽吸时不同来流马赫数下,进气道下壁面沿程压力分布,可以看出, E 方案抽吸位置处的压力分布随来流马赫数的变化最大, A, B 方案下变化最小,这与单位面积抽吸流量率随来流马赫数的变化规律相吻合,由此可见,抽吸流量率主要由抽吸壁面的压差决定(抽吸壁面压力与抽吸背压之差).

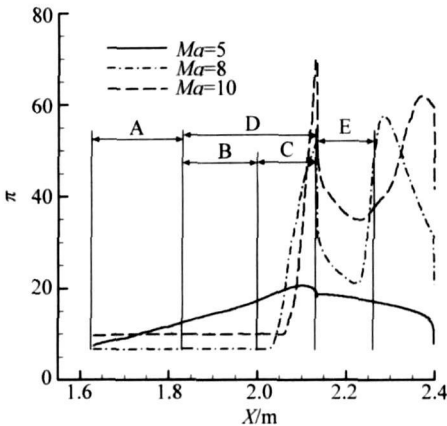


图 18 进气道下壁面沿程压力分布

Fig. 18 Pressure distribution of bottom surface

由上述分析可见, 在相同的抽吸孔面积和抽吸负压下, 将抽吸孔布置在压力较大的区域能够增大抽吸流量; 将抽吸孔布置在压力变化随来流马赫数变化较大的区域, 在一定程度上, 能够实现随来流马赫数的变化自动调节抽吸流量。

3.2 抽吸位置对进气道起动马赫数的影响

图 19, 20 分别给出了高超声速进气道进口起动马赫数 $Ma_{2q}^{[5]}$ 和来流起动马赫数 Ma_{1q} 随抽吸流量率 $\Phi_{抽吸}$ 的变化, 可以看出, 在内压段抽吸(B, C, D 方案) 时, 进气道进口起动马赫数 Ma_{2q} 和来流起动马赫数 Ma_{1q} 随 $\Phi_{抽吸}$ 的变化规律相似, 均随 $\Phi_{抽吸}$ 的增大而减小, 且随抽吸流量的增大, 变化幅度逐渐减缓; 在抽吸流量较小时, 外压段抽吸(A 方案) 可以改善进气道的起动性能, 但当抽吸流量较大时, 进口起动马赫数几乎不再随抽吸流量的变化而变化; 隔离段抽吸(E 方案) 对进气道的起动性能影响不大。

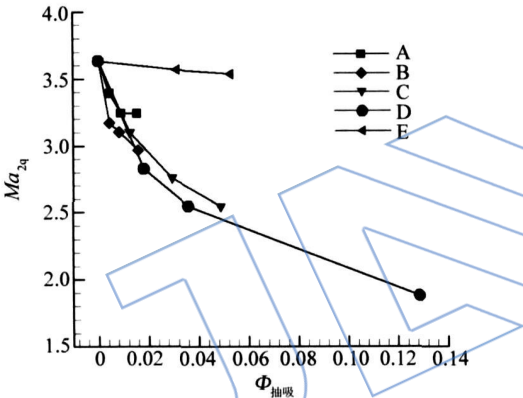


图 19 进口起动马赫数随 $\Phi_{抽吸}$ 的变化
Fig. 19 Effect of Φ_{bleed} on the start Mach number of entrance

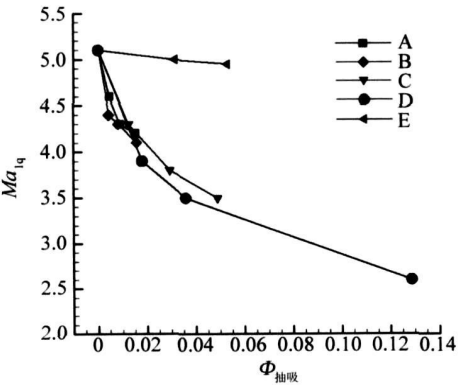


图 20 来流起动马赫数随 $\Phi_{抽吸}$ 的变化
Fig. 20 Effect of Φ_{bleed} on the start Mach number of free stream

研究已表明^[5], 进口起动马赫数主要由高超声速进气道内收缩通道几何面积收缩比、收缩段内的总压恢复和收缩段进口附面层相对厚度等参数决定; 而来流起动马赫数由进口起动马赫数和外压系数强度决定。因此, 内压段抽吸之所以能够有效的改善进气道的起动性能主要是由于内压段抽吸抽走了部分附面层, 降低了内压段面积收缩比, 且在喉道前抽吸起到了分流作用, 有效地延缓了低来流马赫数下喉道处流量阻塞和激波附面层干扰引起的分离, 降低了进口起动马赫数, 进而降低了来流起动马赫数; 在外压段抽吸使内压段进口附面层变薄, 激波附面层干扰减弱, 总压恢复升高, 所以可以有限地改善进气道起动性能; 隔离段在喉道后, 因此隔离段内抽吸不能有效改善进气道的起动性能。

飞行高度不同雷诺数也就不同, 进而造成附面层厚度不同, 气流经进气道受压缩程度不同, 最终造成在不同的飞行高度进气道起动马赫数也不同, 在飞行器(进气道)设计中应充分注意到这一点。高超声速飞行器飞行过程中, 在超燃发动机工作之前, 可以采用大抽吸流量使进气道在一定飞行高度较低马赫数下先工作起来, 然后随着飞行马赫数增加逐渐降低抽吸流量, 过渡到超燃工作状态, 这样可以降低其他助推动力装置工作的比重和时间。

4 结 论

1) 抽吸对改善高超声速推进系统的起动性能有益。内压段抽吸可以有效改善高超声速进气道的起动性能, 且抽吸量越大, 改善效果越明显; 外压段抽吸, 可以有限地改善进气道的起动性能; 隔离段抽吸对进气道起动性能几乎没有影响。

2) 外压段抽吸可以大幅提高进气道的总压恢复系数, 内压段和隔离段抽吸对减小进气道总压损失效果不大; 内、外抽吸均提高了隔离段出口马赫数, 降低了进气道增压比、温升比。内压段抽吸降低了进气道压缩效率, 推力下降; 外压段抽吸增大了进气道压缩效率, 对增加推力有利。

3) 将抽吸孔布置在压力随来流马赫数变化较大的区域, 在一定程度上, 能够实现随来流马赫数的变化自动调节抽吸流量。

参考文献:

[1] Goldman A, Willis B P. Test results of a fixed geometry RBCC in let [R] . AIAA 99-2589.

- [2] Moses P L, Bouchard K A, Ferlemann S M, et al. An airbreathing launch vehicle design with turbine based low-speed propulsion and dual mode scramjet high speed propulsion[R]. AIAA 99-4948.
- [3] Holland S D. Experimental investigation of generic three dimensional sidewall compression scramjet inlets at Mach 6 in tetrafluoromethane [R]. NASA-TM-4497.
- [4] Smart M K, Trexler C A. Mach 4 performance of a fixed geometry hypersonic inlet with rectangular to elliptical shape transition[R]. AIAA-2003-0012.
- [5] 梁德旺, 袁化成, 张晓佳. 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. (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] 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 and Astronautics, 2006, 38(5) : 577-582. (in Chinese)
- [8] 梁德旺, 钱华俊. 抽吸孔板的气动实验及附面层抽吸数值模拟[J]. 航空学报, 2002, 23(6) : 512-516.
LIANG Dewang, QIAN Huajun. Experimental investigation of aerodynamic characteristics of porous plates and numerical simulation of boundary layer suction[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(6) : 512-516. (in Chinese)
- [9] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington D. C., U. S. A. : AIAA Education Series, 1994.