

一种 CARET 进气道喉部附面层
抽吸数值研究

何天喜¹, 王 强^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 以一种 CARET(后掠双斜切双压缩面)进气道为研究对象,设计喉道附面层抽吸槽以控制流动分离。采用 CFD 数值计算软件对进气道在设计点工况下(马赫数为 2.0)下内、外流场进行计算,以总压恢复系数和进气道出口总压畸变为评价指标分析不同抽吸方案的效果。结果表明:喉道附面层抽吸能够稳定结尾正激波,削弱激波/附面层干扰,抑制流动分离,显著改善流场,提高总压恢复系数,减小出口畸变;喉道段抽吸槽位置靠前能够明显降低出口畸变;随着抽吸量的增大,附面层抽吸对进气道内特性性能提升的贡献越来越小。

关 键 词: CARET 进气道; 附面层抽吸; 流动控制; 总压恢复系数; 总压畸变

中图分类号: V211.3 文献标志码: A

Numerical study on boundary layer suction at throat
of a CARET inlet

HE Tianxi¹, WANG Qiang^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: To control the flow separation of a CARET inlet, the boundary layer suction slots at the throat of the inlet were designed. The commercial CFD software Fluent was used to simulate the flow field at the design point (Mach number of 2.0). Total pressure recovery and distortion at exit of inlet were used to evaluate the effectiveness of different devices. Simulation results indicated that boundary layer suction in throat can fix the normal shock in the throat and form a stable flow field. It can weaken the shockwave/ boundary layer interaction, suppress flow separation, remarkably increase the total pressure recovery and reduce the total pressure distortion at exit surface of inlet. The front placing slots at the throat section can decrease the distortion of exit surface obviously compared with a rear position. As the suction mass flow increased, the inlet performance firstly became better, and then leveled off.

Key words: CARET inlet; boundary layer suction; flow control;
total pressure recovery coefficient; total pressure distortion

进气道作为飞行器动力系统的一个重要组成部分,其复杂性及重要性随着飞机设计技术的发展日渐显现。近年来,随着发动机性能的不不断提高,以及进气道气动、隐身性能、简化结构和降低质量的要求不断提高,CARET 进气道得到了广泛的关注^[1]。

CARET 进气道借用了乘波理论^[2-3],并依据进气道自身的性能需要,调整两个斜切压缩面的角度,以满足进气道的设计需求。因其具有良好的气动与隐身性能且结构简单,CARET 进气道最早应用于 F/A-18E/F 战斗/攻击机,之后 F-22 战斗机也采用了该进气道。近年来国内针对 CARET 进气道也开展了相关研究,何志强等^[4]采用 Euler 方程组数值模拟研究了 CARET 进气道进口的波系结构;钟易成等^[5-8]对一种 CARET 进气道地面工况进行了试验研究,指出采用涡破碎片可以使稳态总压畸变值减小 17%;谭慧俊等^[9]采用自编 CFD 程序研究了一种双斜切双压缩面进气道在马赫数 $Ma=1.9$ 工况下的流场和气动性能,指出该进气道即使在未经流场控制的情况下也具有较高的总压恢复系数;朱宇等^[10-12]通过对一种 CARET 进气道进行试验与数值研究,给出了其亚声速和超声速的基本气动特性。CARET 进气道在超声速高马赫数时,进口正激波根部附近,由于上侧和内侧压缩斜板的交角处激波/附面层干扰严重,导致出现较大区域的分离流动。事实上 F/A-18E/F 的进气道就在上侧板、内侧板及外侧板正激波根部附近布置了各 4 个附面层抽吸单元,当 $Ma=1.5$ 时上侧板的抽吸单元便开始工作^[13]。虽然近年来也有不少有关超声速进气道附面层抽吸的研究^[14-16],然而目前对于 CARET 进气道流动分离控制的数值研究还很匮乏,朱宇^[17]曾试验研究了一种 CARET 进气道在上侧和内侧压缩斜板上开抽吸孔,但仅研究了少量抽吸(使最大流量系数降低 0.01~0.02)的情况,指出附面层抽吸对流场图谱无明显影响。

本文针对一种 CARET 进气道,设计喉部附面层抽吸装置,通过对不同反压、不同抽吸槽位置和不同抽吸量情况下进气道流场的数值模拟,研究分析了喉部抽吸对流场波系结构以及进气道性能的影响规律。

1 物理模型和计算方法

1.1 进气道模型及抽吸装置

进气道的进口平面为平行四边形,进口波系

按马赫数为 2.0 设计。内侧斜板在铅垂面上后掠为 47.8° ,有效压缩角为 7.8° ,上侧斜板在水平面上后掠 27.6° ,有效压缩角为 10.6° (如图 1 所示)。出口截面直径为 D ,亚声扩压段采用直管道,扩压器总长为 $4.2D$ 。捕获面积与喉道面积之比为 1.3,亚声扩压器面积扩张比为 1.29。

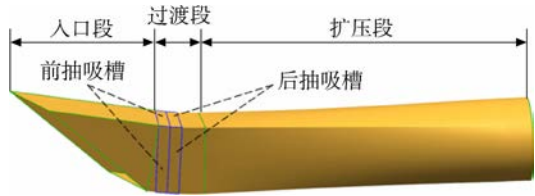


图 1 进气道模型

Fig. 1 Inlet model

本文在进气道喉部过渡段采用上/下/内/外壁面开通槽抽吸附面层,抽吸槽宽度为 130 mm;抽吸槽位置有两种方案(如图 1 所示),方案一位置靠前(抽吸槽前边缘距离进气道进口外下角 100 mm),方案二位置靠后(抽吸槽前边缘距离进气道进口外下角 230 mm);抽吸腔呈收扩形状,通过抽吸腔喉道高度控制抽吸量,抽吸腔有 3 种喉道高度方案,依次为 20、30、40 mm。图 2 为进气道喉道过渡段开前槽的附面层抽吸结构。

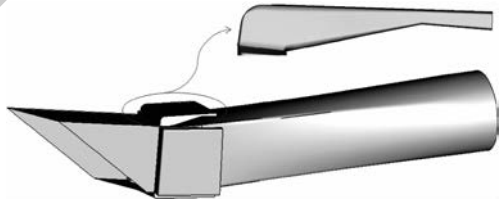


图 2 进气道喉部抽吸结构

Fig. 2 Suction structure of inlet at the throat

1.2 数值计算方法

1.2.1 控制方程和湍流模型

本文使用商业软件 Fluent 15.0 对进气道流场进行数值模拟,采用基于有限体积法的 Navier-Stokes 方程求解器,无黏对流通量选用 Roe 格式,湍流模型使用标准 $k-\omega$ 模型,并使用具有 2 阶精度的迎风格式对控制方程进行离散,流体假设为理想气体。计算收敛准则为:各项残差至少下降 3 个数量级,且进气道出口截面流量和总压稳定。

1.2.2 计算网格和边界条件

采用 ICEM CFD 15.0 软件对进气道内外流

场划分结构化网格,在壁面附近以及其他预计流动参数梯度较大的区域进行网格加密,以保证近壁网格满足湍流模型对 y^+ 的要求,总网格数量约为71万。图3给出了进气道的网格图。

计算所采用的边界条件有

- 1) 来流边界:压力远场,本文计算工况为来流马赫数 $Ma_\infty=2.0$,高度 $H=15\text{ km}$,对应的环境压力 $p_0=12\,111.4\text{ Pa}$,环境温度 $T=216.7\text{ K}$;
- 2) 出口边界:进气道出口、抽吸腔出口和外流出口均为压力出口。进气道出口通过调节压力来改变进气道工作状态;抽吸腔出口给定为环境压力;外流出口给定为环境压力,由于本文只计算超声速来流,因此此处的边界条件实际由上游决定;
- 3) 壁面边界:进气道所有壁面均为绝热无滑移壁。

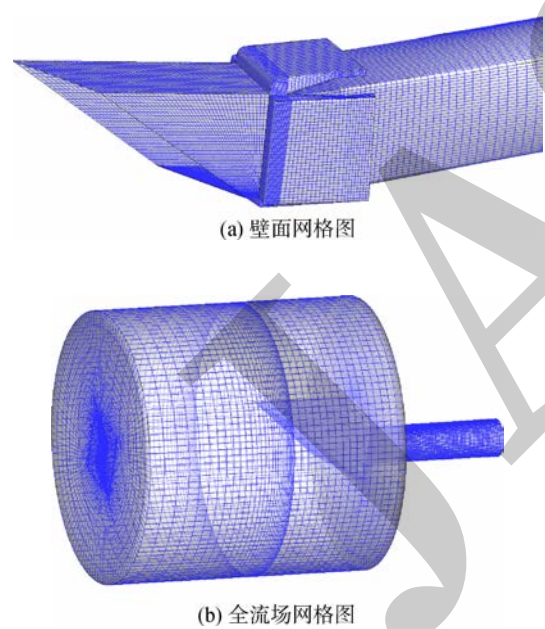


图 3 进气道网格图
Fig. 3 Mesh diagram of the inlet

2 计算结果及分析

2.1 算例验证

为确保对于进气道喉道附面层抽吸过程数值模拟的准确性以及验证湍流模型选择的合理性,本文选择了文献[18]中试验模型(如图4所示)进行算例验证。该混压式进气道设计点马赫数为2.5,在喉道处设置抽吸槽吸除附面层。

由于模型是轴对称的,本文采用二维模型来

模拟。采用的边界条件为压力远场和压力出口。进气道出口反压 p_2 与环境压力 p_0 之比为13.3,抽吸腔出口压力给定为环境压力 p_0 。图5分别给出了中心体和外罩内壁面静压分布曲线(图中 p_∞ 为来流总压, p 为当地静压, x 为沿轴向位置, R_c 为进口半径),仿真结果与试验数据趋势一致,数值大小在轴向位置 $x/R_c=3.4$ 以前也吻合很好,但在 $x/R_c=3.4$ 位置之后,不论中心体还是外罩内壁面的压力数值相对试验较小,主要原因是试验模型在 $x/R_c=3.4$ 位置处于中心体及外罩内壁面布置了涡发生器,以增强近壁面的低能流与主流的动量交换,抑制了流动分离;而本文主要研究抽吸槽的数值模拟,为了突出主要矛盾并简化问题,数值模拟所采用的模型没有设置涡发生器,因此在扩压段发生流动分离,导致数值模拟结果与试验结果的差别。图6是喉道(位于涡发生器之前)处试验测得的总压恢复系数与仿真结果的对比(图中 p_t 为当地总压, d 为沿高度位置, H 为喉道高度),可以看到无论趋势还是数值,都吻合较好。综上,该数值方法对于进气道喉部开槽的模拟是可信的。

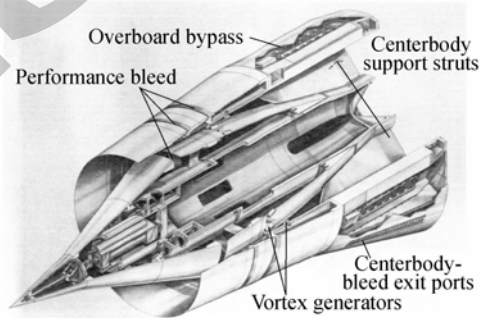
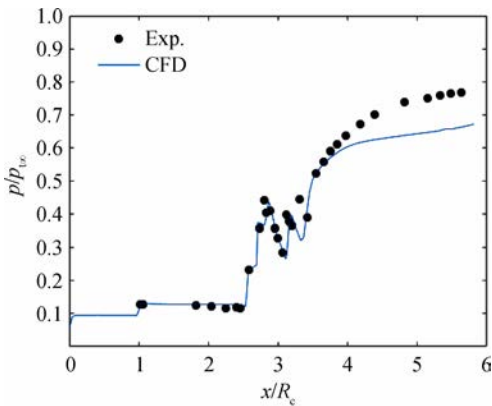


图 4 试验模型^[18]
Fig. 4 Experimental model^[18]



(a) 中心体沿程静压

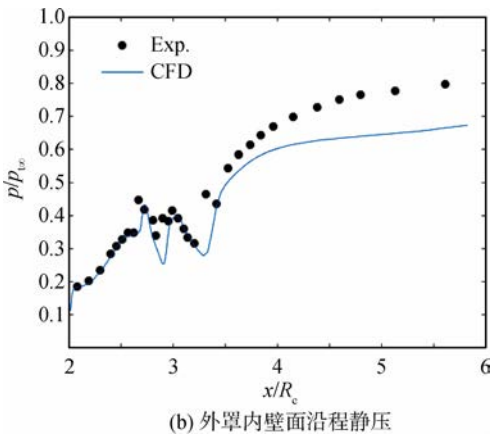


图 5 壁面压力分布对比

Fig. 5 Comparision of wall pressure distributions

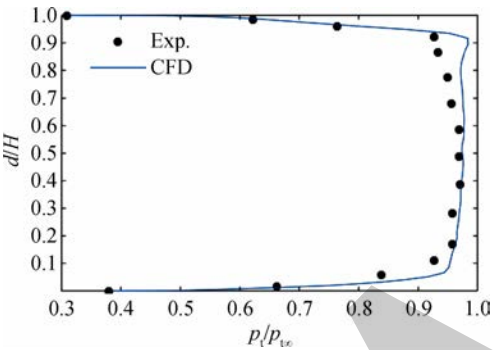


图 6 喉道总压恢复对比

Fig. 6 Comparison of total pressure recovery of throat

2.2 无抽吸进气道流场计算结果及分析

本文首先研究了无抽吸情况下该 CARET 进气道在 $H = 15\text{ km}$, $Ma = 2.0$, 出口反压 $p_2 = 60\,000\text{ Pa}$ (该反压下进气道达到临界状态)时的流场特征。图 7 为进气道沿流向剖面的等马赫线图,图 8 为出口总压云图,图 9 为出口马赫数云图。可以看到,气流从进气道进口正激波后开始分离,并且分离沿流向一直发展到出口,在出口总压云图内上角处形成一个明显的低压区,对应于进气道内侧与上侧压缩斜板的交角。该工况下流量系数为 0.9955,总压恢复系数为 0.7875,出口总压畸变指数为 0.8895,如此大的总压畸变必然

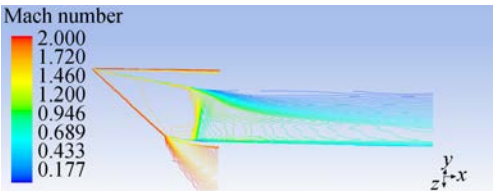


图 7 铅直截面马赫数等值线图

Fig. 7 Mach number contours on the vertical section

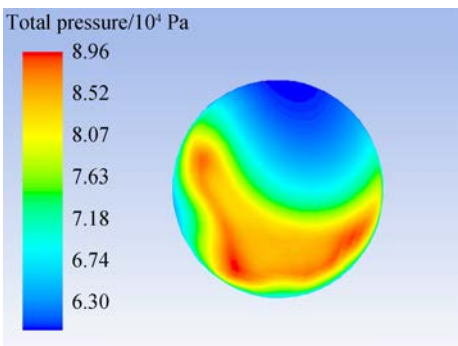


图 8 出口总压云图

Fig. 8 Total pressure contours of exit

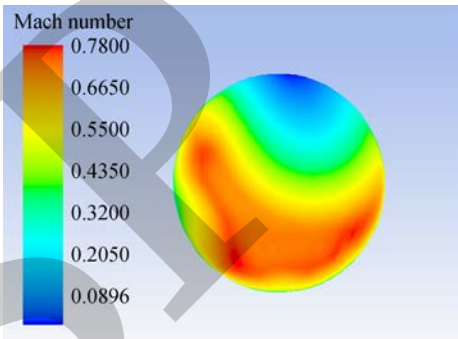


图 9 出口马赫数云图

Fig. 9 Mach number contours of exit surface

对发动机性能产生不利影响,因此对进气道进行流动控制非常必要。

2.3 喉部附面层抽吸时流场计算结果及分析

2.3.1 附面层抽吸效果随出口反压变化规律

本部分以开前槽、抽吸腔喉道高度为 40 mm 的模型为研究对象,进气道出口反压变化范围为 70 000~76 000 Pa。

图 10 为不同反压下喉道处等马赫线图及出口总压云图,表 1 为在不同出口反压下进气道的性能参数,表中 D_{C60} 表示总压畸变(DC60)指数。从图 10 可以看出,进气道喉部抽吸槽一方面可以抽吸附面层,削弱激波/附面层干扰,抑制流动分离;另一方面,在一定出口反压范围内,能将结尾正激波稳定在抽吸槽位置附近。当出口反压为 $p_2 = 70\,000\text{ Pa}$ 时,结尾正激波即处在抽吸槽后边缘附近,随着反压增大,激波从完全位于抽吸槽后边缘之后,逐渐前移到达抽吸槽中部,而后激波完全位于抽吸槽前边缘之前;与此同时,抽吸量逐渐增大,激波强度减弱,总压损失和畸变减小。

从几个不同反压下的出口总压云图可以看到,内上角处的低压区逐渐减小,而在出口截面外

缘有一带状高压区域逐渐形成。这一现象可以结合抽吸槽附近等马赫线图来分析,当反压高于某一值时,结尾正激波从完全位于抽吸槽后边缘之后向前移动,使得抽吸槽有一部分位于正激波后,导致抽吸腔内的压力升高,而抽吸槽处流体形成的边界会自动适应压力的变化,使气流边界的形状发生变化,形成一道较弱的斜激波。当反压继续增大,正激波发展成 λ 波,此时边缘处的气流就不再是经过一斜一正两道激波减速到亚声速,那么自然边缘处的总压恢复更大一些。

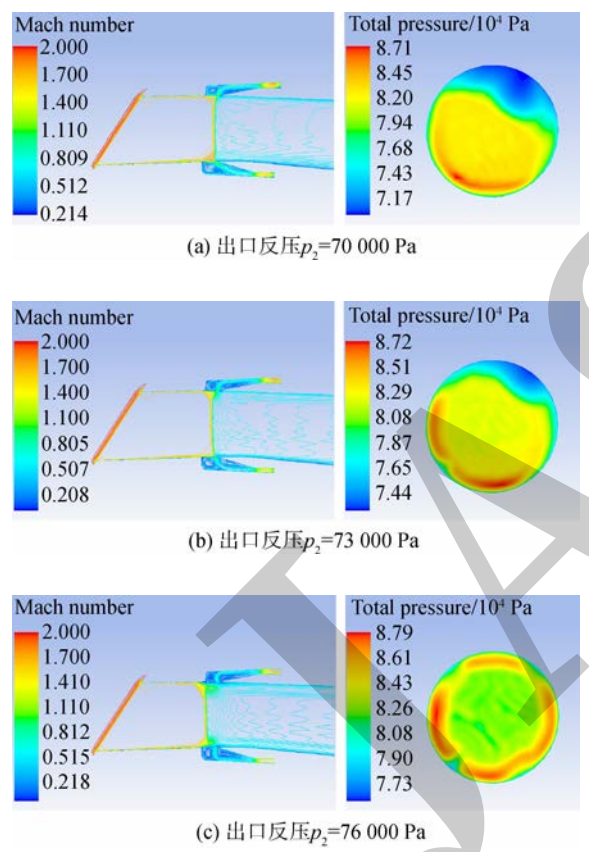


图 10 喉道附近马赫数等值线图及出口总压云图
Fig. 10 Mach number contours at the throat and total pressure contours of exit

表 1 不同反压下的性能参数

Table 1 Performance of inlet with different exit pressure				
出口反压 p_2/Pa	流量 系数	抽吸 流量比	总压恢 复系数	D_{C60}
70 000	0.9118	0.0837	0.8417	0.6573
73 000	0.9037	0.0917	0.8621	0.3883
76 000	0.8749	0.1206	0.8824	0.0724

2.3.2 抽吸槽位置对附面层抽吸效果的影响

本部分采用抽吸腔喉道高度为 40 mm、抽吸槽位置在前和在后两种模型来研究抽吸槽位置对附面层抽吸效果的影响。

图 11 是两种模型的总压恢复特性(图中 σ, ϕ 分别表示总压恢复系数和流量系数),图 12 是出口总压畸变特性,可以看出,两组曲线的趋势是相同的。对于位置靠前的抽吸槽,总压恢复系数与位置靠后的抽吸槽相当,而总压畸变 DC60 则明显较小。这是由于过渡段面积几乎不变,因此正激波波前马赫数一样,进而激波损失相同,总压恢复系数相当;通过正激波后,靠近壁面的低能流体被抽吸槽抽走,而进口斜激波和结尾正激波之间的距离越长,不规整流体所影响的区域越大,这些影响抽吸槽抽吸作用不能完全抹平,因此反映在出口总压畸变上就是抽吸槽靠前的效果更好。图 13 为反压为 76 000 Pa 时两种模型进气道

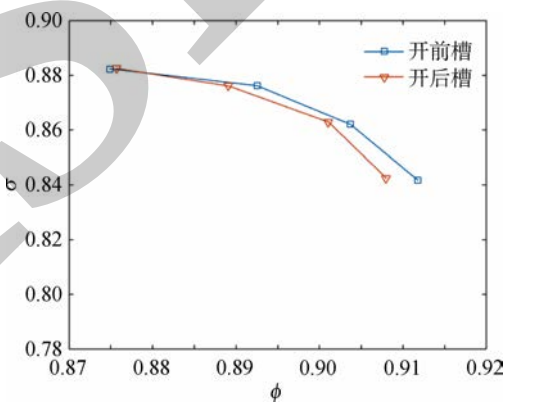


图 11 进气道总压恢复随流量系数变化
Fig. 11 Variation of total pressure recovery with mass flow coefficient

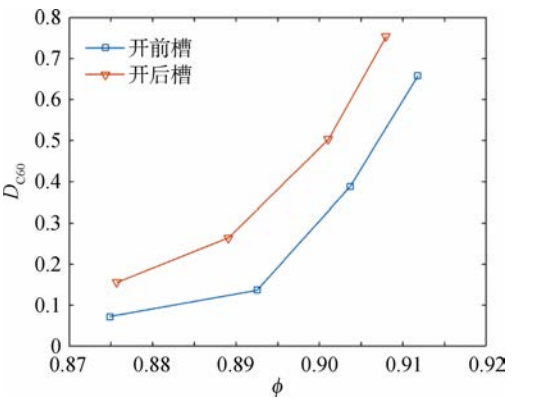


图 12 进气道出口总压畸变随流量系数变化
Fig. 12 Variation of total pressure distortion of inlet exit with mass flow coefficient

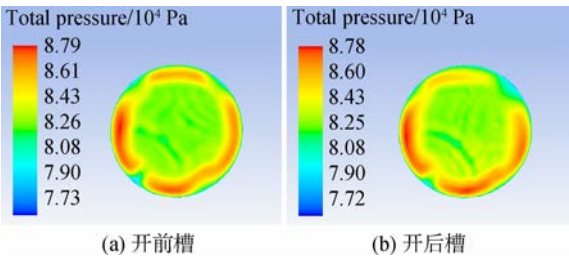


图 13 进气道出口总压云图

Fig. 13 Total pressure contours of exit

出口总压云图,可以看出开前槽的云图在外上角边缘处的高压带比开后槽的更为明显,使得总压在周向的分布更加均匀,结果就是总压畸变 DC60 更小。

2.3.3 抽吸量对附面层抽吸效果的影响

本部分以开前槽、抽吸腔喉道高度 h 分别为 20、30、40 mm 的 3 种模型为研究对象,研究不同抽吸量对进气道性能的影响。

图 14 是 3 种模型的总压恢复特性,可以看出,3 条曲线的趋势是相同的:随着流量系数的减小,总压恢复系数逐渐增大。而每条曲线的左端点为正激波能稳定在唇口内所能承受的最大反压所对应的点,3 条曲线(对应喉道高度为 20、30、40 mm)的最大总压恢复系数分别为 0.869 8、0.880 3、0.882 4,即随着抽吸量的增大,总压恢复系数先是有明显提高(从 20~30 mm),而后提高就比较有限(从 30~40 mm)。

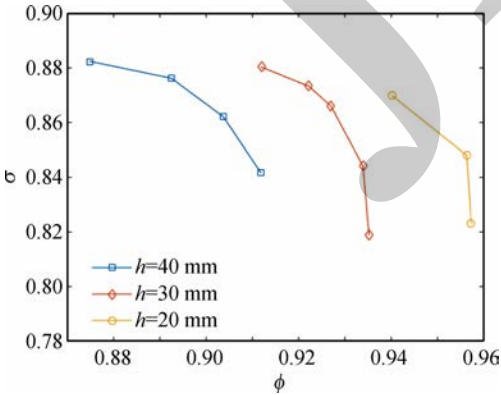


图 14 进气道总压恢复随流量系数变化(开前槽)

Fig. 14 Variation of total pressure recovery with mass flow coefficient (front slot case)

图 15 是出口总压畸变特性,对每条曲线,随着流量系数减小,出口总压畸变 DC_{60} 逐渐减小;对比不同曲线, DC_{60} 最小值随抽吸量增大,也是先有明显减小(从 20~30 mm),而后减小就比较

有限(从 30~40 mm)。这就说明,随着抽吸量的增大,喉道处低能流体的比例越来越小,当抽吸量达到一定值时,再增大抽吸量对进气道内特性性能提升的贡献越来越小;与此同时,增大抽吸量,将造成较大的附面层抽吸阻力,这对进气道设计是不利的,附面层抽吸阻力将在以后做进一步研究。

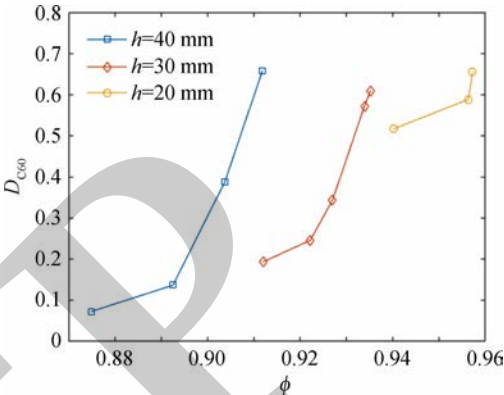


图 15 进气道出口总压畸变随流量系数变化(开前槽)

Fig. 15 Variation of total pressure distortion of inlet exit with mass flow coefficient (front slot case)

3 结 论

本文针对一种 CARET 进气道,设计喉部附面层抽吸装置,通过对不同反压、不同抽吸槽位置 and 不同抽吸量情况下进气道流场的数值模拟,研究分析了喉部抽吸对流场波系结构以及进气道性能的影响,主要得到以下结论:

- 1) 喉道附面层抽吸可以显著改善 CARET 进气道内部流动,增大总压恢复系数、减小畸变;
- 2) 喉道处抽吸槽有稳定结尾正激波的作用,在一定范围内,随着出口反压增大,结尾正激波从抽吸槽后缘移动到抽吸槽中部再到抽吸槽之前,与此同时抽吸量增大,总压恢复系数增大、畸变减小;
- 3) 对位于喉道段的抽吸槽,位置靠前更利于抑制不规整流体的发展、缩小其影响范围,有利于降低出口畸变;
- 4) 随着抽吸量的增大,附面层抽吸对进气道内特性性能提升的贡献越来越小;与此同时,将造成较大的附面层抽吸阻力,因此进气道抽吸装置的设计应综合考量对进气道内、外特性的影响。

参考文献:

[1] 朱宇,李天. CARET 进气道研究综述[J]. 飞机设计,2003

(1):1-6.

ZHU Yu, LI Tian. Overview of CARET inlet researches [J]. Aircraft Design, 2003(1):1-6. (in Chinese)

[2] NONWEILER T. Delta wings of shapes amenable to exact shock-wave theory[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1963, 67(625):39-40.

[3] FLOWER J W. Configurations for high supersonic speeds derived from simple shock-waves and expansions[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1963, 67(629):287-290.

[4] 何志强, 郭荣伟. 双斜切双压缩面进气道进口波系结构的数值研究[J]. 航空学报, 1999, 20(4):339-342.

HE Zhiqiang, GUO Rongwei. Numerical investigation of shock waves at the entrance of dual-swept/dual-ramp inlet [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(4):339-342. (in Chinese)

[5] 钟易成, 余少志. 尖脊(CARET)进气道地面气动特性试验研究[J]. 推进技术, 2000, 21(5):12-15.

ZHONG Yicheng, YU Shaozhi. Experimental investigation on gas-dynamic performance of CARET inlet under takeoff condition[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(5):12-15. (in Chinese)

[6] 钟易成, 余少志, 陈晓. 涡破碎片控制尖脊进气道总压畸变的试验研究[J]. 推进技术, 2005, 26(1):34-37.

ZHONG Yicheng, YU Shaozhi, CHEN Xiao. Experimental investigation on caret inlet's total pressure distortion controlled by vortex break fence[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(1):34-37. (in Chinese)

[7] 钟易成, 余少志, 陈晓. 带尖脊进气口的大 S 弯扩压器流动特性研究[J]. 航空动力学报, 1996, 11(4):385-388.

ZHONG Yicheng, YU Shaozhi, CHEN Xiao. Experimental investigation on performance of a large S-shaped diffuser with CARET inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(4):385-388. (in Chinese)

[8] 钟易成, 余少志, 陈晓. 低速来流大攻角侧滑角状态下尖脊进气道气动特性试验研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(1):23-27.

ZHONG Yicheng, YU Shaozhi, CHEN Xiao. Experimental investigation on gas-dynamic performance of caret inlet in der condition of large attack angles and yaw angles[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(1):23-27. (in Chinese)

[9] 谭慧俊, 郭荣伟. 一种双斜切双压缩面进气道性能的数值模拟[J]. 空气动力学报, 2001, 19(3):338-343.

TAN Huijun, GUO Rongwei. Numerical simulation of a dual-swept/dual-ramp inlet under ground running[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2001, 19(3):338-343. (in Chinese)

[10] 朱宇, 李椿萱, 李天. 后掠压缩斜板进气道进口流场数值研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1):8-14.

ZHU Yu, LI Chunxuan, LI Tian. Numerical investigation of inlet with swept compress ramp[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1):8-14. (in Chinese)

[11] 朱宇, 李椿萱, 李天. 一种 CARET 进气道超音速特性试验研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2):279-282.

ZHU Yu, LI Chunxuan, LI Tian. Experimental studies of a caret inlet at supersonic speed[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(2):279-282. (in Chinese)

[12] 朱宇, 李椿萱, 李天. CARET 进气道亚音速气动特性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(6):512-515.

ZHU Yu, LI Chunxuan, LI Tian. Studies of a caret inlet at subsonic speeds[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(6):512-515. (in Chinese)

[13] HALL G R, HURWITZ W M, TIEBENS G S, et al. Development of the F/A-18E/F Air Induction System [R]. AIAA 93-2152, 1993.

[14] 严红明, 钟兢军, 韩吉昂, 等. 超声速进气道喉部附面层抽吸[J]. 推进技术, 2009, 30(2):175-181.

YAN Hongming, ZHONG Jingjun, HAN Jiang, et al. Research on boundary-layer suction in the throat of supersonic inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(2):175-181. (in Chinese)

[15] 张华军, 郭荣伟, 谢旅荣. TBCC 进气道变几何泄流腔研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(12):2714-2723.

ZHANG Huajun, GUO Rongwei, XIE Lürong. Study of variable geometry bleed cavity of TBCC inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(12):2714-2723. (in Chinese)

[16] RYU K J, LIM S, SONG D J. A computational study of the effect of angles of attack on a double-cone type supersonic inlet with a bleeding system[J]. Computers and Fluids, 2011, 50(1):72-80.

[17] 朱宇. CARET 进气道流动机理与设计方法研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2002.

ZHU Yu. Studies of flow mechanisms and design methodology for CARET inlets[D]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)

[18] SAUNDERS J, KEITH J T. Results from computational analysis of a mixed compression supersonic inlet[R]. Sacramento, California:the 27th Joint Propulsion Conference, 1991.

(编辑:王碧琚)