

文章编号:1000-8055(2009)10-2201-07

一种组合发动机变几何进气道流场特性研究

张华军^{1,2}, 梁德旺¹, 郭荣伟¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国人民解放军驻成都发动机(集团)有限公司军事代表室, 成都 610503)

摘 要: 对一种组合发动机变几何进气道各马赫数下不同几何形状的三维流场进行了数值模拟. 研究了不同马赫数时进气道的流场特征及气动性能. 结果表明:随着来流马赫数的减小,外压段的超声溢流不断增大,进气道的流量系数不断减小;第一道内压缩波及其反射点位置对组织管道内的流场有着非常重要的作用;当有反压作用时,会在扩张段内形成激波串,激波串的形状和位置与来流马赫数、反压大小及管道内的流动有关. 研究结果对类似进气道的几何调节方式有一定的指导意义.

关 键 词: 组合发动机; 变几何进气道; 反压特性; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Study of flow characteristics for a variable geometry inlet on combined engine

ZHANG Hua-jun^{1,2}, LIANG De-wang¹, GUO Rong-wei¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. The Chinese People's Liberation Army Representative Office of Chengdu Engine (Group) Company Limited, Chengdu 610503, China)

Abstract: The 3-D flow fields in a variable geometry inlet on combined engine at different Mach numbers were numerically analyzed. The characteristics of the inlet flow at different Mach numbers were compared and discussed. The results show that the spillage increases and the mass flow ratio decreases with the decline of the Mach number. The first internal shock and its reflective position are important to organize the flow field in the internal passage. With backpressure at the exit of the inlet, the shock train could be formed in the diffuser. The free stream Mach number, backpressure and flow condition in the internal passage determine the form and position of the shock train. The conclusions may be useful to the research for variable geometry inlet on combined engine.

Key words: combined engine; variable geometry inlet; characteristics of backpressure; numerical simulation

涡轮基组合(TBCC)发动机是将涡轮发动机和冲压发动机的两种技术结合到一起,从地面起飞到低马赫数飞行阶段利用涡轮发动机的高比冲

特点(在 $Ma < 3$ 的阶段,涡轮发动机的比冲是各类发动机中最高的),高马赫数飞行阶段利用冲压发动机的高比冲特点^[1],整合了涡轮发动机和冲

收稿日期:2008-10-16; 修订日期:2008-12-30

基金项目:航空科学基金(04C52013)

作者简介:张华军(1979—),男,四川广汉人,博士生,主要从事内流气动力学和高超声速进气道技术研究.

压发动机在各自适用飞行范围内的优势,其飞行范围十分宽广,飞行马赫数从亚声、跨声、超声一直扩展到高超声速,可作为高超声速军民飞机、高超声速巡航导弹以及单双级入轨轨道飞行器的理想动力装置。因此, TBCC 发动机进气道将不同于其他普通航空发动机的进气道,它要在非常宽广的飞行范围内以及飞行工况多变的条件下向 TBCC 发动机提供稳定优良的流场,这就要求进气道在整个飞行过程中通过改变自身的形状来适应飞行状态的变化。如果进气道不能正常工作, TBCC 发动机的效率将大大降低,以致不能正常工作。为了使 TBCC 发动机在不同的飞行状态下都能正常高效的工作,发展一种变几何进气道与 TBCC 发动机相匹配是十分必要的。

从上世纪 60 年代开始,国外对组合动力开展了广泛而深入的研究,其中以美国和日本的研究最具代表性。曾经在世界上创造过多项飞行记录的美国“黑鸟”高空高速侦察机 SR-71 所使用的组合推进系统是世界上最早投入使用的 TBCC 发动机,该发动机采用轴对称变几何进气道,最大适用飞行马赫数为 $Ma = 3.2^{[2-3]}$ 。日本从上世纪 90 年代开始,同时实施两个组合发动机的研制计划,两个计划中的组合发动机分别采用了轴对称变几何进气道^[4-5]和二元变几何进气道^[6-8],两个进气道的最大适用飞行马赫数均为 $Ma = 5$ 一级。

我国在组合动力领域的研究起步较晚,目前尚处于方案论证的预研阶段。由于二元变几何进气道构形简单,主要通过改变压缩斜板的角度的实现变几何,流动易于控制,容易实现和飞行器一体化设计,也便于模块化并列安装,因此具有很好的工程应用前景。在尚无资料对该类进气道的具体性能和变几何调节特征进行明确报道的情况下,本文拟参考已有文献的思路^[9-10],对该类变几何进气道的调节特征和气动特性进行研究,从而为我国开展 TBCC 发动机变几何进气道研究提供技术参考。

1 进气道不同马赫数时的物理模型、网格及计算条件

本文所研究的进气道物理模型如图 1 所示,该进气道的设计马赫数 $Ma = 5$,由 4 个压缩面、内收缩段、喉道等直段和方转圆扩张段组成,是一个典型的二元混压式进气道,其喉道等直段前,管道截面形状为矩形,喉道等直段后,管道截面形状

由矩形向圆形逐渐过渡,最后到进气道出口为圆形。

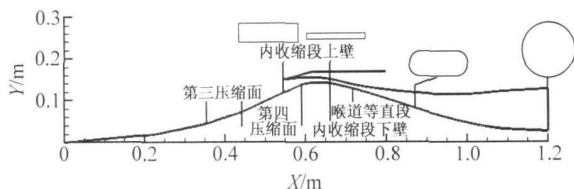


图 1 设计马赫数时进气道物理模型

Fig. 1 Sketch of the inlet model at design Mach number

通过气动理论分析和大量的数值模拟研究,给出了进气道在不同马赫数时的几何形面,如图 2 所示。宽马赫数进气道存在的主要问题是低马赫数下的起动及流量捕获与高马赫数下的总压恢复系数间的矛盾。本文通过对各可调斜板(第二、三、四压缩面)的调整,改变外压段各压缩面的偏转角度,以实现喉道高度的调节,马赫数不同时,喉道高度不同,同时扩张段的形面将随着喉道高度的变化而变化,从而实现在不同的来流马赫数下,调节进气道起动、流量捕获和压缩效率的目的,使之在不同的外部飞行状态下均能满足需求。在整个变几何过程中,进气道唇罩的形面和位置并无改变,主要是机身内侧的形面作相应的调整。马赫数为 5.0, 4.0, 3.0 和 2.5 时唇口内壁面与最后一道压缩面之间的夹角分别为 11° , 9.4° , -0.2° , -2.7° 。进气道在各马赫数时的具体形面尺寸参见作者先前的研究结果^[11]。

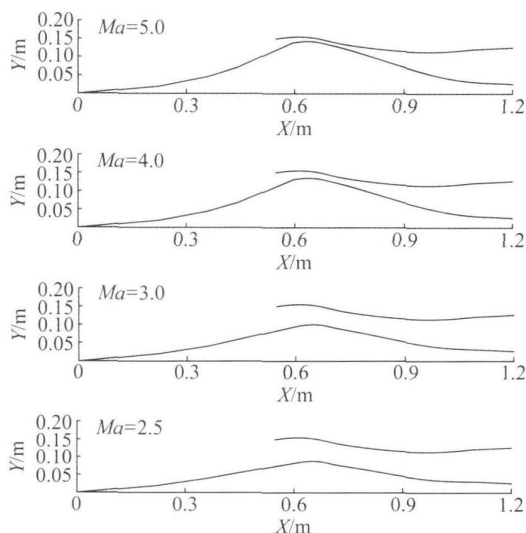


图 2 不同马赫数时进气道对称截面形线图

Fig. 2 Symmetry plane of the inlet at different Mach numbers

考虑到进气道在高马赫数时喉道处宽高比率

大(设计马赫数时为 10 :1),本文在该进气道内通道采用“铜钱状”网格(图 3),外流场采用常见的 H 型正交网格,网格点总数为 372 万,进气道对称截面网格如图 4 所示.利用南京航空航天大学内流研究中心研制的三维全黏性湍流计算软件——NAPPA 软件(该软件已经过多个算例检验,可以准确的计算亚、跨、超及高超进气道内流场)对该进气道在马赫数为 5.0,4.0,3.0 和 2.5 时不同反压条件下的三维流场进行数值模拟.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,对流通量计算采用 1 阶精度的 AUSM+ (advection upstream splitting method+) 格式^[12],采用改进的 B/L (Baldwin/ Lomax) 湍流模型^[13].为改善进气道的气动和起动性能,结合本文作者先前的研究,对进气道第三、四压缩面和内收缩段下壁面进行抽吸,具体的抽吸方案见文献[14].

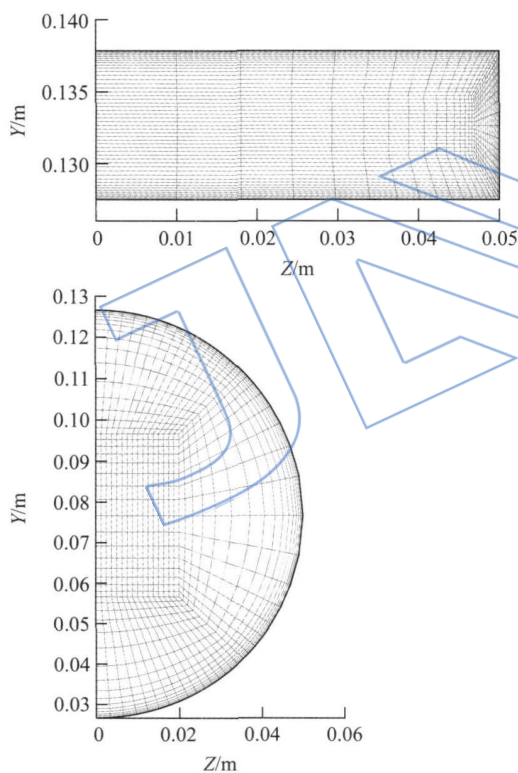


图 3 方转圆扩张段进、出口截面网格

Fig. 3 Grids at the inlet and exit of the rectangular to circular diffuser

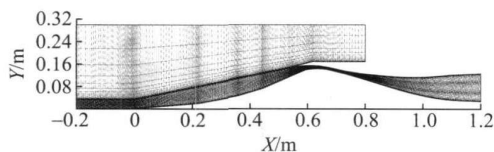


图 4 进气道对称截面网格

Fig. 4 Grids in symmetry plane of the inlet

2 不同马赫数时进气道内通道的流动特征

图 5 给出了通流状态下、不同马赫数时进气道对称截面局部等压图.从该图可以看出,随着来流马赫数的下降及外压段各压缩面偏转角的减小,外压段各斜激波的强度不断减小,且逐渐远离唇口,超声溢流不断增大.

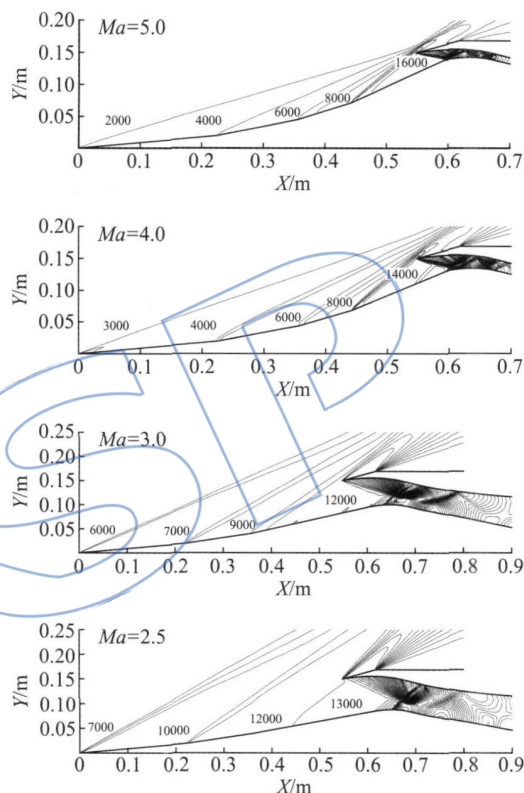


图 5 不同马赫数时进气道对称截面局部等压图
(单位:Pa)

Fig. 5 Contours of static pressure in symmetry plane of the inlet at different Mach numbers (unit:Pa)

$Ma = 5.0$ 时,第一道内压缩波的反射点正好位于第四压缩面与内收缩段下壁面的连接点(肩点)处。 $Ma = 4.0$ 时进气道内通道的波系结构和 $Ma = 5.0$ 时相似;但由于此时唇口内壁面与外压段最后一道斜激波波后气流方向的夹角(气流角)较 $Ma = 5.0$ 时有所减小,致使第一道内压缩波的激波角减小,所以第一道内压缩波的反射点位于肩点之后较远处;收缩段内膨胀波与第一道内压缩波相交,未见明显的膨胀波反射迹象,说明该膨胀波比 $Ma = 5.0$ 时的第一道膨胀波弱,这主要是因为来流马赫数降低及内通道肩点之后型面突变的程度有所减弱造成的。

随着来流马赫数的不断减小,进气道外压段

各压缩面的偏转角不断减小,但唇罩位置并无调整,故唇口内壁面处的气流角不断减小, $Ma=3.0$ 时的气流角为 -0.2° ,此时外压段最后一道斜激波波后的超声速气流遇到进气道唇口后并未形成一道内压缩波.

图 6 和图 7 分别给出了通流状态下、不同马赫数时进气道对称截面局部流线和速度矢量图.从流线图可以看出, $Ma=5.0$ 时进气道内收缩段无流动分离现象产生,这是因为此时第一道内压缩波的反射点正好位于肩点处,压缩波和膨胀波在此处相互作用,减小了波后的逆压力梯度,减弱了激波附面层干扰,从而消除(或减弱)了此处的流动分离.当来流速度降低到 $Ma=4.0$ 时,内通道肩点之后出现了较小的分离区,这主要是由于 $Ma=4.0$ 时第一道内压缩波的反射点与膨胀波位置(即肩点)存在一定距离,膨胀波未能有效减小内压缩波后的逆压力梯度.

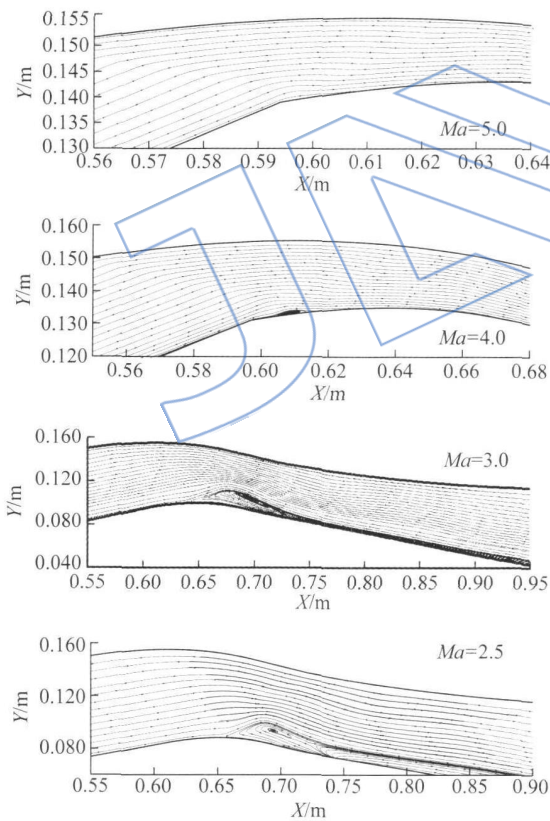


图 6 不同马赫数时进气道对称截面局部流线图
Fig. 6 Streamline in symmetry plane of the inlet at different Mach numbers

从速度矢量图可以看出,由于 $Ma=5.0$ 和 $Ma=4.0$ 时进气道唇口处均产生了一道内压缩波,波前气流平行于第四压缩面流动,气流经过第

一道内压缩波后偏转方向,波后上壁面气流沿上壁面流动,下壁面气流沿下壁面流动. $Ma=3.0$ 和 $Ma=2.5$ 时进气道唇口处未能形成一道内压缩波,气流进入内压缩段后仍沿最后一道压缩面方向流动,在内收缩段下壁面形面突变处,气流方向急变,从而在下壁面形成了一个很大的分离区.分离区的存在使得其前方超声速气流偏转方向而形成一道斜激波,该斜激波与内收缩段下壁面的附面层相互干扰,进一步加剧了激波后的流动分离;同时,由于分离区的存在,在其所在的流道位置形成了一收-扩通道,超声速气流在分离包结束位置附近遇到固壁面而转向,形成了内通道的第二道斜激波——再附激波.

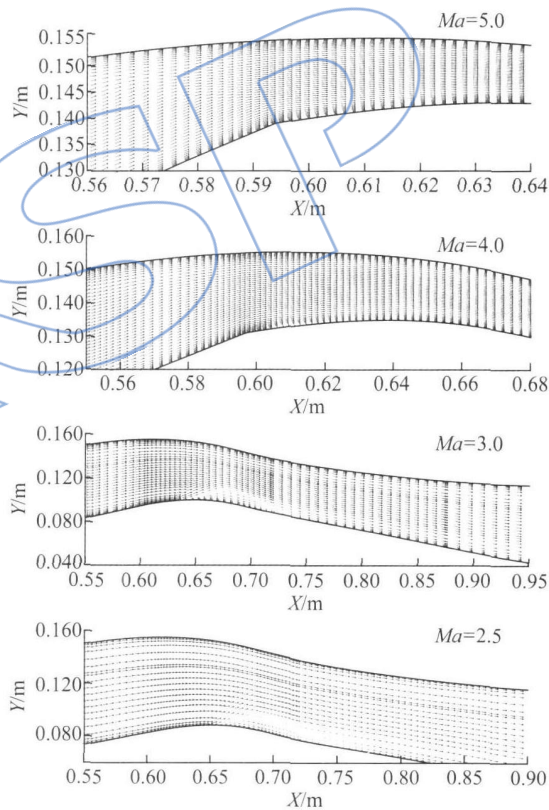


图 7 不同马赫数时进气道对称截面局部速度矢量图
Fig. 7 Velocity vector in symmetry plane of the inlet at different Mach numbers

由以上分析可见,第一道内压缩波及其反射点位置对组织管道内的流场有非常重要的作用.

3 各马赫数时进气道的反压特性

3.1 各马赫数不同反压下的激波串特征

图 8~图 11 分别给出了马赫数为 5.0, 4.0, 3.0 和 2.5 时不同反压下扩张段对称截面局部等

压图(p_b 为进气道出口压力, p_0 为来流静压). 可以看出, 在反压的作用下, 进气道在不同马赫数时扩张段内均产生了一束斜激波串, 但不同马赫数时扩张段内斜激波串的形状和位置有所不同, 高马赫数 ($Ma=5.0$, $Ma=4.0$) 时, 激波串靠近扩张段下壁面, 较低马赫数 ($Ma=3.0$, $Ma=2.5$) 时, 激波串靠近扩张段上壁面. 出现以上流场特征的原因可能在于, 马赫数不同时, 扩张段的形面随喉

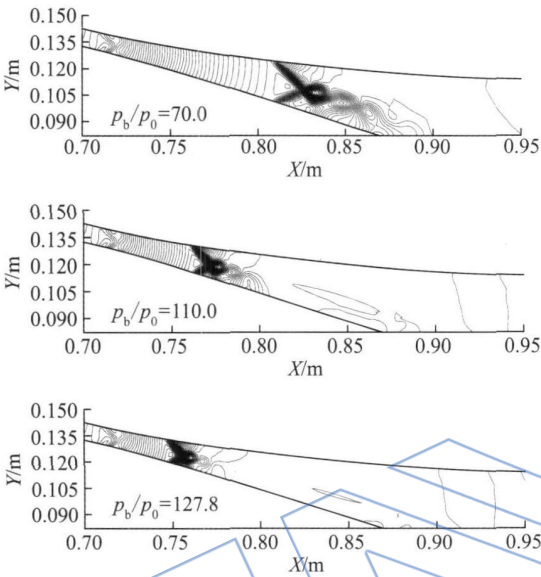


图 8 $Ma=5.0$ 时不同反压下扩张段局部等压图
Fig. 8 Contours of static pressure in symmetry plane of the diffuser at $Ma=5.0$

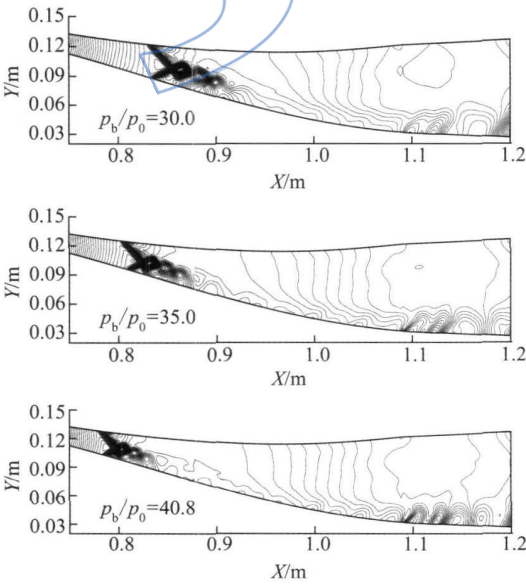


图 9 $Ma=4.0$ 时不同反压下扩张段局部等压图
Fig. 9 Contours of static pressure in symmetry plane of the diffuser at $Ma=4.0$

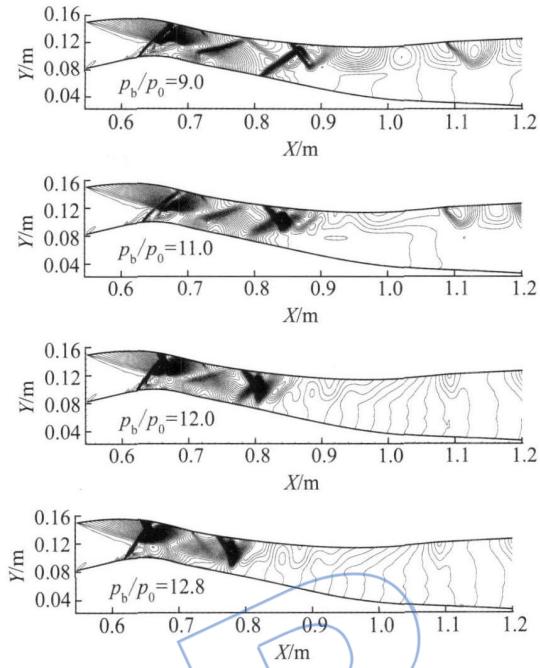


图 10 $Ma=3.0$ 时不同反压下扩张段局部等压图
Fig. 10 Contours of static pressure in symmetry plane of the diffuser at $Ma=3.0$

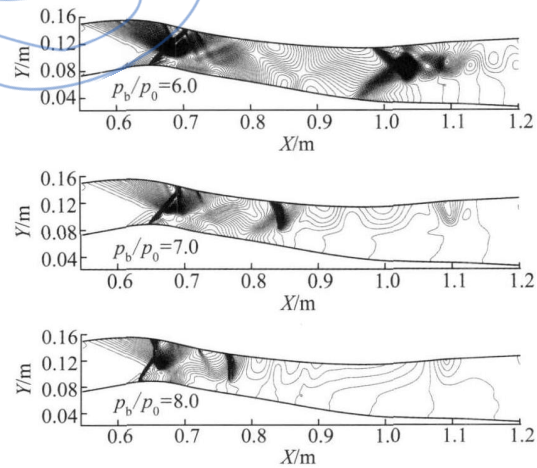


图 11 $Ma=2.5$ 时不同反压下扩张段局部等压图
Fig. 11 Contours of static pressure in symmetry plane of the diffuser at $Ma=2.5$

道高度的变化做了相应的调节, 高马赫数时, 喉道出流的角度方向和扩张段下壁面形线的扩张方向接近, 从而在扩张段上壁面形成了回流区^[11], 上壁面回流区对激波串进行挤压, 迫使其移向下壁面, 而低马赫数时, 受扩张段形面变化的影响, 回流区形成于下壁面, 从而将激波串挤向上壁面. 随着反压的增加, 激波串不断前移且其长度不断减小, 激波串的激波节数也逐渐减少.

3.2 各马赫数时进气道的气动性能随反压的变化

图 12~图 15 为进气道在各马赫数时的反压特性曲线,其中 ϕ 为流量系数, σ 为总压恢复系数, ψ 为温升比, Ma_2 为进气道出口马赫数, p_b 为进气道出口压力, p_e 为通流状态进气道出口压力. 图中孤立的数值点为不同马赫数时进气道在通流状态下的气动参数值. 可以看到, 进气道的流量系数随来流马赫数的减小而减小, 这是由于马赫数越小外压段的超声溢流越大所致; 通流状态下, 进气道的总压恢复系数随来流马赫数的减小而增大, 温升比和出口马赫数随来流马赫数的减小而减小, 这是因为随着来流马赫数的减小, 进气道各斜激波强度不断减弱, 总压损失不断减小; 同

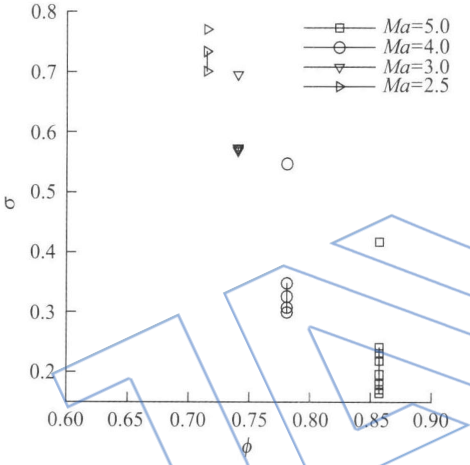


图 12 总压恢复系数与流量系数关系图
Fig. 12 Total pressure recovery coefficient versus mass flow ratio

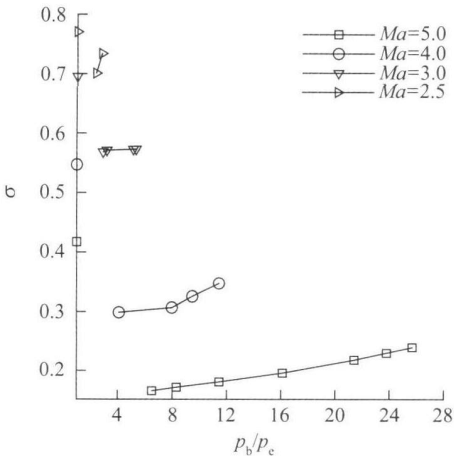


图 13 总压恢复系数随反压变化图
Fig. 13 Total pressure recovery coefficient versus backpressure

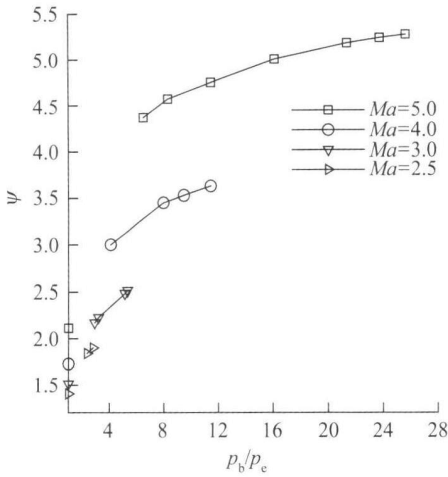


图 14 进气道温升比随反压变化图
Fig. 14 Temperature ratio versus backpressure

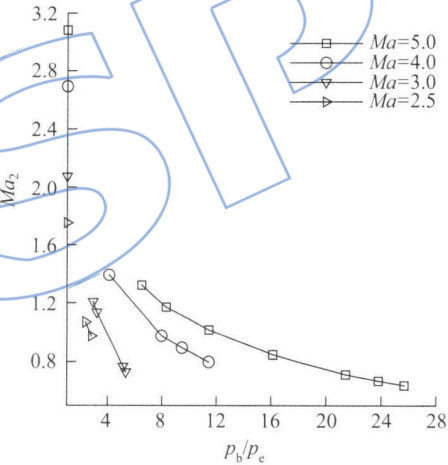


图 15 进气道出口马赫数随反压变化图
Fig. 15 Mach number at exit versus backpressure

一来流马赫数下, 进气道的出口马赫数随反压的增加而减小, 总压恢复系数和温升比均随反压的增加而增加, 这是因为反压越大, 扩张段内激波串越靠前, 激波串前马赫数越小, 则激波串强度越小, 所以总压损失越小.

3.3 各马赫数时进气道承受反压的能力

本文通过数值模拟发现, 进气道在马赫数为 5.0, 4.0, 3.0, 2.5 时的临界反压 (p_{bmax}) 分别为来流静压的 127.8 倍、40.8 倍、12.8 倍、8.5 倍. 图 16 给出了进气道临界反压随来流马赫数变化示意图. 由该图可以看到, 进气道出口临界反压随着来流马赫数的上升而不断增加, 且高马赫数时, 相同马赫数增量条件下, 进气道出口临界反压的增幅越大.

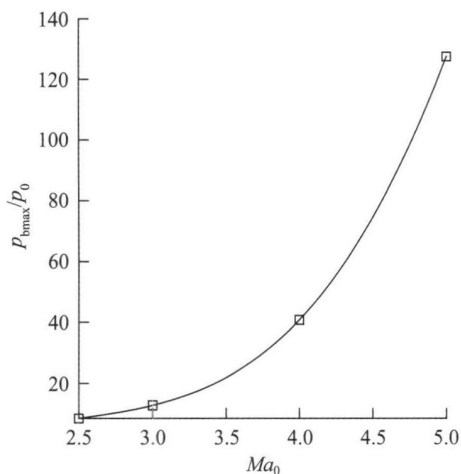


图 16 临界反压随来流马赫数变化示意图

Fig. 16 Critical backpressure versus free stream Mach number

4 结 论

对一种组合发动机变几何进气道不同马赫数时的三维流场进行了数值模拟研究,通过对计算结果的分析 and 讨论,可以得出以下结论:

1) 虽然外压段各压缩面的压缩角度随来流马赫数的变化而作了相应地调整,但随着来流马赫数的减小,外压段的超声溢流仍不断增大,进气道的流量系数不断减小。

2) 对于变几何进气道,第一道内压缩波及其反射点位置对组织管道内的流场有非常重要的作用,调整几何形状时应有机地调整压缩面和唇口形状,以便形成一定强度的内压缩波及调节内压缩波反射点位置,有效地控制管道内的流场。

3) 由于不同来流马赫数下进气道喉道马赫数均较大,会在扩张段内形成激波串。激波串的形状和位置与来流马赫数、反压大小及管道内的流动有关。

4) 同一来流马赫数下,进气道的出口马赫数随反压的增加而减小,总压恢复系数和温升比均随反压的增加而增加。

5) 进气道出口临界反压随着来流马赫数的上升而不断增加,且高马赫数时,相同马赫数增量条件下,进气道出口临界反压的增幅越大。

参考文献:

[1] Charles E C, Aaron H A, Sharon S W, et al. Technology roadmap for dual-mode scramjet propulsion to support space-access vision vehicle development [R]. AIAA 2002-5188.

[2] Stephen C, Timothy R M, Masashi M, et al. The SR-71 test bed aircraft: a facility for high-speed flight research [R]. NASA TP 2000-209023.

[3] Colville J R, Lewis M J. An aerodynamic redesign of the SR-71 inlet with applications to turbine based combined cycle engines[R]. AIAA 2004-3481.

[4] Nobuhiro T, Yoshihiro N, Itaru R. Test results on air turbo ramjet engine for a future space plane[R]. AIAA-92-5054.

[5] Takayuki K, Nobuhiro T, Tetsuya S, et al. Development study on axisymmetric air inlet for ATREX engine [R]. AIAA 2001-1895.

[6] Watanabe Y, Miyagi H. Conceptual study of turbo-accelerator for HST combined cycle engines[R]. ASME 1992-GT-253.

[7] Watanabe Y, Miyagi H, Sekido T, et al. Conceptual design study on combined cycle engine for hypersonic transport[R]. ISABE 1993-7018.

[8] Gippet J M, Rollin G, Murakami A, et al. Design evaluation of a hypersonic inlet for a SST/HST engine by CFD and test[R]. ISABE 1997-7030.

[9] Utaka Y, Taneda H, Murakami A, et al. The aerodynamic design and wind tunnel tests of a combined intake for a supersonic transport[R]. ISABE 1997-7139.

[10] Sakata K, Murakami A, Shindo S, et al. Recent progress of air-intake research for HYPR program at NAL [C]// 2nd International Symposium on Japan's National Project for Supersonic/ Hypersonic Transport Propulsion System. Japan: IAF, 1995:155-162.

[11] 张华军. 超高速组合发动机进气道研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2006.
ZHANG Huajun. Research on a super high speed combined engine inlet [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)

[12] 梁德旺,王可. AUSM+ 格式的改进[J]. 空气动力学学报, 2004,22(4): 404-409.
LIANG Dewang, WANG Ke. Improvement of AUSM+ scheme[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2004,22(4): 404-409. (in Chinese)

[13] 梁德旺,黄国平,赵海峰. B/L 湍流模型在强压力梯度流场计算中的应用[J]. 南京航空航天大学学报, 1999,31(1): 37-42.
LIANG Dewang, HUANG Guoping, ZHAO Haifeng. Application of B/L turbulence model for calculating flow with strong adverse pressure gradient[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1999,31(1): 37-42. (in Chinese)

[14] 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)