

文章编号:1000-8055(2011)02-0458-10

组合发动机可调进气道气动性能

严红明¹, 钟兢军², 杨凌², 韩吉昂²

(1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001;

2. 大连海事大学 轮机工程学院, 大连 116026)

摘 要: 为使涡轮/冲压组合发动机能在宽广的飞行高度、速度内飞行,设计一种组合发动机可调进气道气动结构. 编制带黏性修正激波系结构预估程序,实现不同来流马赫数及来流攻角下,进气道内激波系结构布置及强度预估,并指导进气道可调楔板尺寸选取. 考虑进气道附面层抽吸后,对来流在马赫数为1.6~4.0范围内, -2° , 0° 和 $+2^\circ$ 三种攻角下进气道二维流场进行数值计算,流场结构与二维带黏性修正激波系结构预估程序计算结果非常吻合,得到进气道在各工况条件下气动性能,分析了来流马赫数及攻角对调节规律及进气道性能特性的影响规律.

关 键 词: 涡轮/冲压组合发动机; 可调进气道; 激波系结构; 气动特性; 变工况

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Aerodynamic characteristics research on variable geometry inlet of combined cycle engine

YAN Hong-ming¹, ZHONG Jing-jun², YANG Ling², HAN Ji-ang²

(1. School of Energy Science and Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Marine Engineering College,
Dalian Maritime University, Dalian 116026, China)

Abstract: To enable the flight of turbo/ramjet combined cycle engine within extensive altitude and speed, the aerodynamic structure of a variable geometry inlet for combined cycle engine was designed in this paper. Estimation program of shock structure with viscous correction was compiled to estimate the shock structures and intensities in the inlet under different Mach numbers and attack angles. The choice of the variable panel length was governed by the program. Considering the boundary layer suction, two-dimensional flow fields of the inlet were simulated from Mach number 1.6 to 4.0 at attack angles of -2° , 0° , $+2^\circ$. The structures of the flow fields were consistent with the computed results by the compiled program. Aerodynamic characteristics of the variable geometry inlet were acquired. The influences of Mach numbers and attack angles on the adjustment rules and aerodynamic characteristics of the inlet were analyzed.

Key words: turbo/ramjet combined cycle engine; variable geometry inlet; shock structures; aerodynamic characteristics; off-design

随着超声速及高超声速技术的发展,涡轮/冲压组合发动机由于涡轮和冲压发动机技术成熟性

和潜在的优势,已成为各国研究的热点^[1-3]. 超声速进气道作为超声速推进系统的一个重要组成部

收稿日期:2009-12-28; 修订日期:2010-06-22

作者简介:严红明(1982-),男,江苏丹阳人,博士生,主要从事发动机气动热力学研究.

分,其稳定运行工况范围及性能优劣对组合发动机性能有重要影响。

涡轮/冲压组合发动机从地面零速起动,一直加速飞行到 $Ma=5\sim6$,为了使组合发动机在宽广的飞行马赫数范围都能有效工作并具有高的气动性能,进气道应采用可调进气道。国外较早就开展组合发动机可调进气道研究,其中轴对称串联式组合发动机进气道^[4]和涡轮与冲压进气道完全独立的外并联式进气道研究^[5-7]较多,轴对称进气道不利于机体/进气道一体化设计,而外并联式进气道调节机构相对较复杂,而具有共用气流捕获进口和内压缩段的内并联式进气道相对以上两种类型进气道具有结构简单,与机体一体化程度高,能降低高超声速热防护技术难度等优点,因而开始受到关注^[8]。本文提出一种内并联式进气道设计方法,并编制带黏性修正激波系结构预估程序,使用该程序得到进气道调节板尺寸选取规律,采用 FLUENT 软件对考虑附面层抽吸的进气道二维流场进行数值模拟,以期得到不同工况下进气道气动性能特性。

1 进气道设计方案

进气道前体外压缩部分采用两级固定楔板 AB 和 BC,CD 为可绕 C 点转动的可调楔板,EF 为可调伸缩板,E 点有转轴,当 EF 伸长,可作动 CD 板绕 C 点顺时针折转,从而调节进气道喉部面积与实际捕获面积(进气道实际空气流量所对应的自由流流管面积)之比即喉部收缩比,同时 EF 绕 F 点逆时针旋转(如图 1)。GH 板可根据飞行器给定飞行高度时,发动机所需空气流量,调节 GH 板,使进气道捕获空气流量正好满足发动机需求。IJ 为涡轮发动机与冲压发动机工作转接的切换板。进气道共需 2 个主动调节作动机构(EF 板调节机构与 GH 板调节机构)和一个涡轮发动机与冲压发动机工作转接板 IJ 调节机构,从调节机构来看进气道设计简单,调节规律简单。表 1 给出了进气道各关键部件的无量纲尺寸参数。

组合发动机从地面起动,加速到马赫数约为 2.4,涡轮与冲压发动机进行转接,在马赫数约为 2.6 时完成转接,冲压发动机工作,加速飞行到任务高度和速度。针对不同工作状态,进气道调节规律为:当涡轮发动机工作时,IJ 板的 I 点紧贴到下壁面,使压缩后空气进入涡轮发动机,随着马赫数增大,EF 伸长,使 CD 顺时针旋转,减小进气道喉部收缩比;涡轮发动机与冲压发动机工作转接

时,IJ 板绕 I 点向上运动,逐渐打开冲压发动机流道,同时关小涡轮发动机入口流道;当工作转接完成后,涡轮发动机入口完全关闭,IJ 板的 I 点紧贴 DE 板,冲压发动机单独工作,随着马赫数增大,EF 继续伸长,作动 CD 板,减小喉部收缩比。

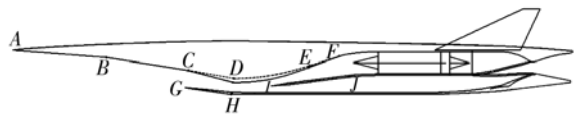


图1 飞行器机体/进气道初步设计图

Fig. 1 Primary design sketch of aircraft forbody/inlet

表1 进气道无量纲尺寸参数

Table 1 Geometric parameters of the inlet

板	气流转角	长度
AB	4.33	0.43
BC	4.67	0.376
CD		0.214
DE		0.511
EF		0.214
GH		0.214
IJ		0.357

2 激波系结构预估

超声速气流在经过两道外压段斜激波后,进入进气道内压缩段,在上下壁面间通过多道反射激波及相交激波使气流减速至低超声速,通过喉部抽吸使正激波稳定于喉部,将超声速气流减速至亚声速。但在不同来流马赫数下,激波在内压段波系结构不同。激波在上下壁面间不断反射,容易产生同侧激波相交,加强激波强度,导致壁面处附面层分离,进而使进气道流动恶化,发生堵塞,这是进气道设计中,任何来流工况都不允许的。如果采用现有流场数值计算软件,对各工况不同尺寸进气道进行流场计算,显然非常耗费时间。本文采用 VB 语言编制可视化界面程序,通过带黏性修正激波系结构及强度预估程序,对不同工况下所设计进气道流场进行激波系结构快速预估,并通过文件输出各道激波前后参数,从而为进气道尺寸的优化提供便捷方法。

程序中对激波、激波与激波相交,激波在壁面反射等计算均采用解析计算方法。由于黏性对激波系影响主要表现在附面层位移厚度增加,改变

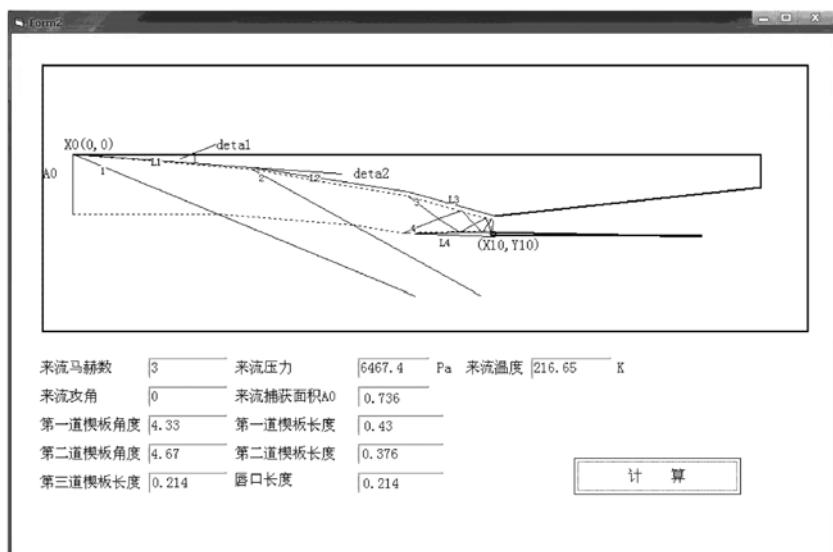


图2 进气道激波系结构预估程序图

Fig. 2 Estimate program of inlet shock structure

气流折转角,进而改变激波线位置.因而本程序为准确计算激波位置,在解析计算激波位置基础上,参考文献[9]给出的附面层位移厚度修正计算方法对解析计算程序进行修正,以提高激波系结构计算准确性,由 FLUENT 软件计算结果可看出,程序计算结果与流场数值仿真结果非常吻合.附面层位移厚度计算方法为

$$\delta^* = \frac{(1.3 + 0.43 Ma_\infty^2) \delta_b}{10.4 + 0.5 Ma_\infty^2 (1 + 2 \times 10^{-8} Re)^{1/3}}$$

式中

$$\delta_b = S \left\{ 0.37 Re^{-0.2} \left[1 + \left(\frac{Re}{6.9 \times 10^{-7}} \right)^2 \right]^{0.1} \right\}$$

S 为从前缘开始沿物面的距离(文中取斜板长度), Re 为雷诺数(以 S 为特征尺寸).

进气道外压缩段一般不易产生分离,因而对进气道流场稳定影响相对较小,内压缩段流场中随着附面层增厚以及多道激波反射及相交,使内压缩段流场极易发生分离,为此,本文采用所编制程序对不同长度 CD 板进气道进行多工况计算,结果表明,内压缩段上下壁面 CD 和 GH 长度相等时,内压缩段在任何工况下不存在同侧激波相交现象,指导了本文进气道调节板 CD 长度选取.

3 计算模型和数值方法

3.1 计算方法

本文采用 FLUENT 对图 1 所设计进气道二维流场进行数值仿真.计算所采用的控制方程为定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程,湍流模型为 Spalart-Allmaras(S-A 模型)一方程模型. S-A 模

型是用于求解动力涡黏输运方程的相对简单的一种模型,它包含了一组最新发展的单方程模型.对于有固壁边界的流动,利用 S-A 模型计算附面层内的流动以及压力梯度较大的流动均可得到较好的结果.计算中选用隐式耦合求解算法,方程对流项采用二阶迎风格式离散.

3.2 来流条件

由于涡轮/冲压组合发动机从地面一直加速到高空高马赫数,这之间没有固定的设计点工况.而不同飞行高度,不同飞行马赫数条件,以及发动机所需空气流量,这些都对飞行器进气道调节及性能有很大影响,简单选取工况进行计算并不能有效指导进气道设计计算.本文根据组合发动机一条飞行爬升轨迹及该轨迹上发动机空气流量,选取 8 个飞行工况下来研究进气道性能,如表 2.表 2 对实际捕获面积进行了无量纲化处理.

表2 飞行器飞行工况参数

Table 2 Flying condition parameters of aircraft

	飞行马赫数	飞行高度/m	实际捕获面积
涡轮工作	1.6	7500	0.3
	1.9	10200	0.343
	2.2	13500	0.429
	2.4	16500	0.507
冲压工作	2.6	17500	0.571
	3	19000	0.736
	3.5	21500	0.857
	4	24500	0.857

在实际飞行爬升过程中,飞行器并不总是在设计攻角下飞行,而攻角改变对进气道性能有一定影响,故有必要计算有攻角流场进气道性能变化规律.本文计算了8个飞行马赫数, $-2^\circ, 0^\circ$ 和 2° 三种攻角条件下进气道流场.计算域均采用结构化网格,计算网格数目3.8~4.2万.

3.3 进气道附面层抽吸

超声速气流沿壁面流动时,附面层逐渐增厚,而增厚的附面层在激波诱导下,极易发生分离.分离流体将改变进气道内激波系结构,导致进气道损失增大、引起进气道不起动.解决激波诱导附面层分离的一个主要方法是在激波与壁面相交的位置附近将低能流体抽吸走,文献[10-11]开展了附面层抽吸研究,结果表明抽吸位置位于激波与附面层相交处时,效果最好.因而本文附面层抽吸位置,尽可能选在激波与壁面相交的位置.另外根据文献[12]结论,在所设计进气道喉部采取附面层抽吸,能使正激波稳定于喉部,提高进气道性能.本文研究进气道抽吸位置如图3所示.

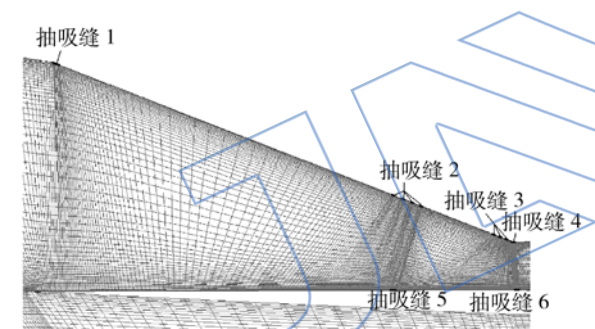


图3 内压缩段附面层抽吸缝位置

Fig. 3 Suction slot positions in internal compression section

3.4 数值方法的验证

以文献[13]中给定的超声速进气道为例(如图4),利用本文所采用的数值计算方法计算了该进气道在 $Ma_\infty = 2.99, Re_\infty = 2.97 \times 10^7$ 时内外流场,由数值计算结果可知:壁面压力分布趋势(如图5)与实验测得的压力分布趋势吻合较好;数值模拟显示由唇口产生的反射激波诱导喉部下壁面气流分离(如图6所示),与图7中实验结果非常吻合.通过数值计算与实验结果的对比,显示所采用的数值计算方法在超声速可压缩流场数值计算中对激波系结构及流场分离的捕捉能力是可以接受的.由于本文所计算流场马赫数范围在1.6~4.0之间,低马赫数时,S-A模型具有较高

的准确性,而高马赫数时,因与验证算例马赫数偏差不太大,故可以认为本文所采用数值计算方法基本满足本文计算需求.

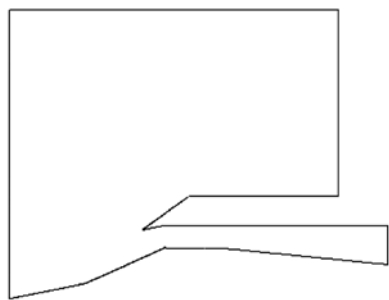


图4 超声速进气道几何模型

Fig. 4 Computational model of the supersonic inlet

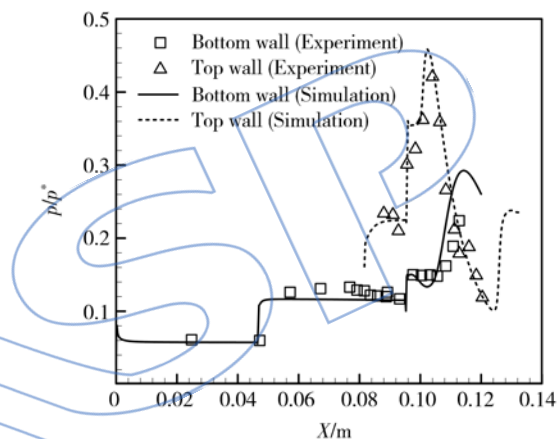


图5 壁面压力分布对比

Fig. 5 Comparison of wall pressure distribution

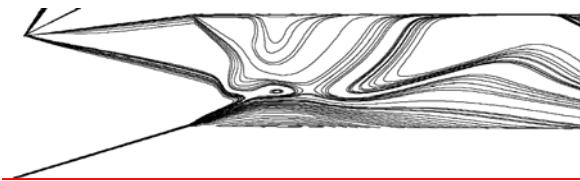


图6 数值模拟获得的局部马赫数分布

Fig. 6 Local Mach number contour of numerical simulation

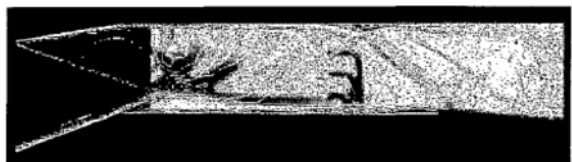


图7 实验获得的局部马赫数分布

Fig. 7 Local Mach number contour of experimental result^[13]

4 流场计算结果对比

为分析进气道二维流场特性,本文从24个工

况计算中选取3个典型工况进行说明,分别为:
 $Ma=1.6$, -2° 攻角 α 涡轮发动机单独工作, $Ma=2.4$, 0° 攻角涡轮发动机单独工作, $Ma=4.0$, $+2^\circ$ 攻角冲压发动机单独工作。

4.1 $Ma=1.6$, -2° 攻角工况

该工况下进气道为外压式,通过外压段两道斜激波和唇口正激波将来流超声速气流转变成亚声速。在 -2° 攻角时,气流经第一块楔板气流折转角度为 2.33° ,气流折转角度和压缩程度较 0° 攻角减小,唇口正激波前马赫数也较 0° 攻角大,因而激波损失更大些,进气道性能较 0° 攻角时略有下降。由进气道激波系预估图与马赫数等值线图(如图8和图9)可以看出,数值计算显示流场激波系结构与程序计算激波系结构是一致的。

4.2 $Ma=2.4$, 0° 攻角工况

由进气道激波系结构预估图与马赫数等值线

图(图10和图11)可以看出, $Ma=2.4$ 时,进气道外压缩段经两道斜激波,压缩程度不大,进入内压缩段后,通过内压缩段入口处上下壁面处产生的斜激波及其反射激波系对超声速流体进行压缩。内压缩段气流基本是通过6道斜激波从马赫数2.0逐渐减至喉部前低超声速,因而内压缩段每道激波强度都很弱,激波损失非常小,最后通过喉部DH处一道正激波,使超声速气流转变成亚声速。

4.3 $Ma=4.0$, $+2^\circ$ 攻角工况

由图12和图13可以看出,冲压发动机工作时,进气道外压缩段压缩程度较小,主要依靠内压缩段激波及其反射激波系将来流减速至低超声速,然后通过喉部正激波将超声速气流转变成亚声速。进气道唇口外壁面G处不再产生斜激波,相反,产生一道膨胀波,在机体下壁面H点产生

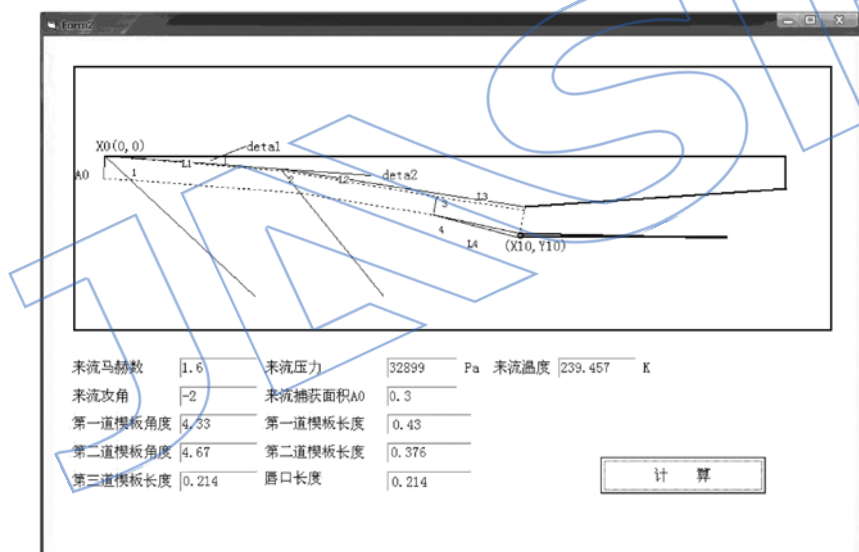


图8 程序预估激波系结构($Ma=1.6$, $\alpha=-2^\circ$)

Fig. 8 Shock structures estimated by program ($Ma=1.6$, $\alpha=-2^\circ$)

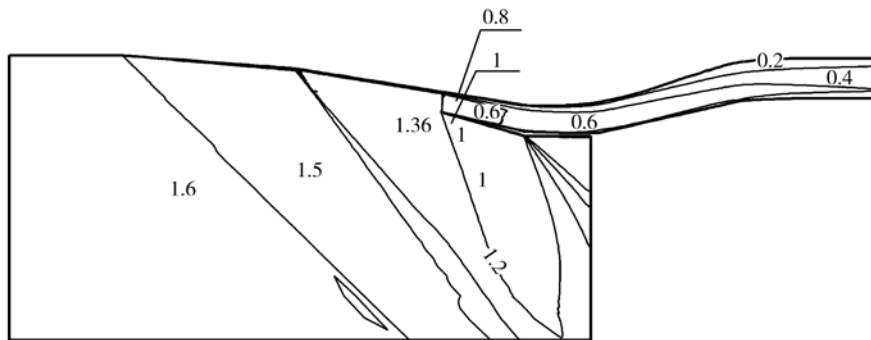
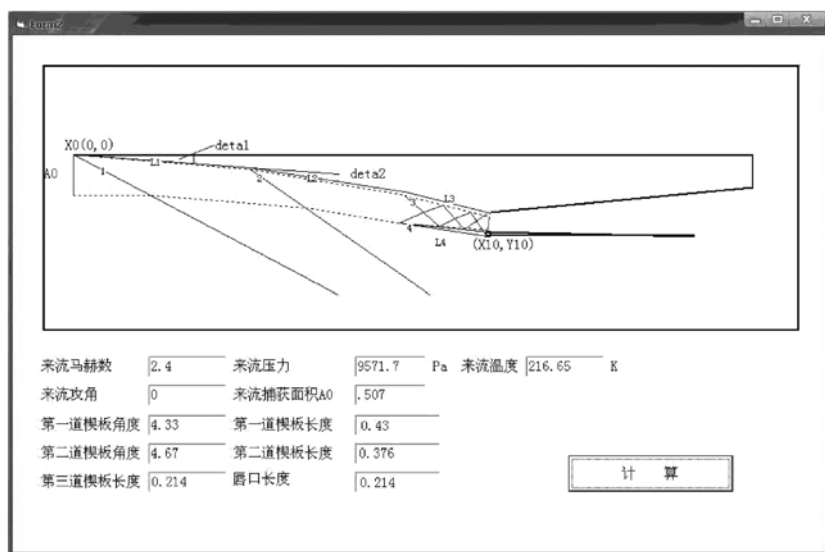
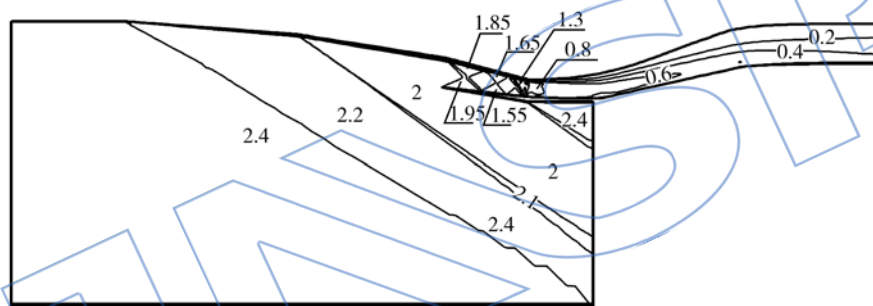
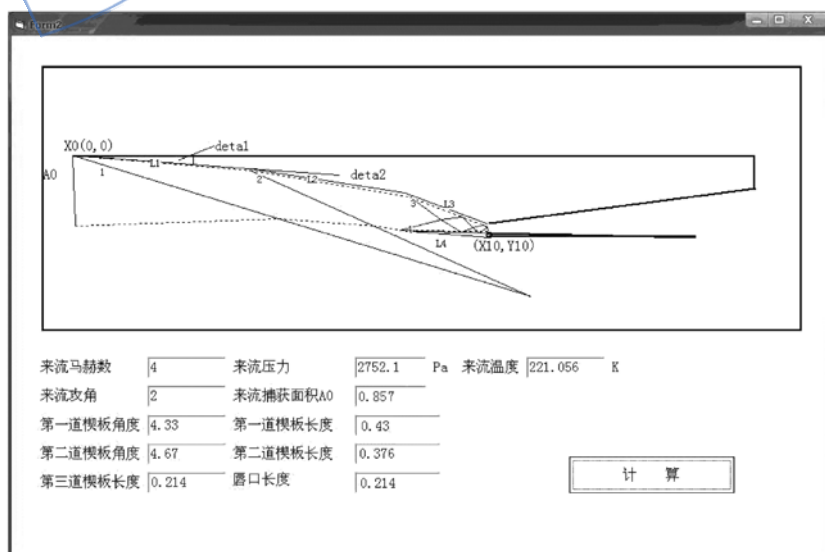
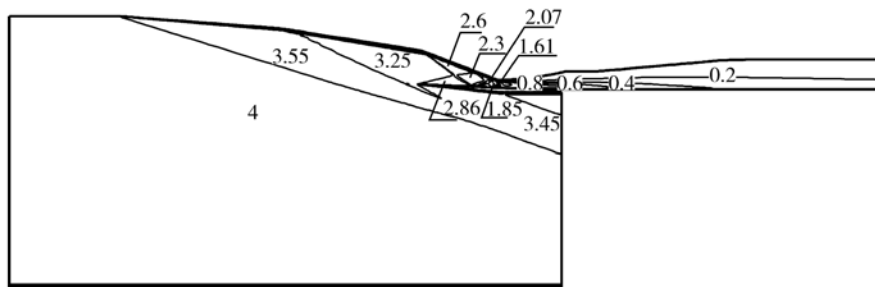


图9 二维流场数值计算马赫数分布($Ma=1.6$, $\alpha=-2^\circ$)

Fig. 9 Mach number distribution of two-dimensional flow field ($Ma=1.6$, $\alpha=-2^\circ$)

图10 程序预估激波系结构($Ma=2.4, \alpha=0^\circ$)Fig. 10 Shock structures estimated by program ($Ma=2.4, \alpha=0^\circ$)图11 二维流场数值计算马赫数分布($Ma=2.4, \alpha=0^\circ$)Fig. 11 Mach number distribution of two-dimensional flow field ($Ma=2.4, \alpha=0^\circ$)图12 程序预估激波系结构($Ma=4.0, \alpha=+2^\circ$)Fig. 12 Shock structures estimated by program ($Ma=4.0, \alpha=+2^\circ$)

图 13 二维流场数值计算马赫数分布 ($Ma=4.0, \alpha=+2^\circ$)Fig. 13 Mach number distribution of two dimensional flow field ($Ma=4.0, \alpha=+2^\circ$)

另一道膨胀波,使气流转为水平方向,由于通过每道激波,气流都存在熵增,因而机体下壁面马赫数恢复至约等于来流马赫数.进气道内压缩段,随着来流马赫数增大,喉部收缩比逐渐减小,内压缩段上下两块可调楔板夹角随马赫数增大而增大,内压缩段波系数量在逐渐减少,激波强度在增大,因而随马赫数增大,损失在逐渐增大.程序预估激波系结构与二维数值计算结果非常吻合.

5 进气道气动性能分析

通过对进气道在 8 个飞行马赫数条件、三种攻角下流场数值计算,统计得出进气道发动机在这 24 种来流工况条件下,喉部收缩比、流量系数(进气道实际捕获面积与迎风面积之比)、喉部马赫数、喉部总压恢复系数、出口马赫数、出口总压恢复系数、抽吸流量率、抽吸总压恢复系数、出口总压畸变指数以及进气道内外壁面总阻力这些进气道性能参数随马赫数及攻角变化的特性曲线,如图 14~图 21,图中对性能参数进行了无量纲化处理.

图 14 曲线除 $Ma=1.6, 1.9$ 喉部收缩比是由

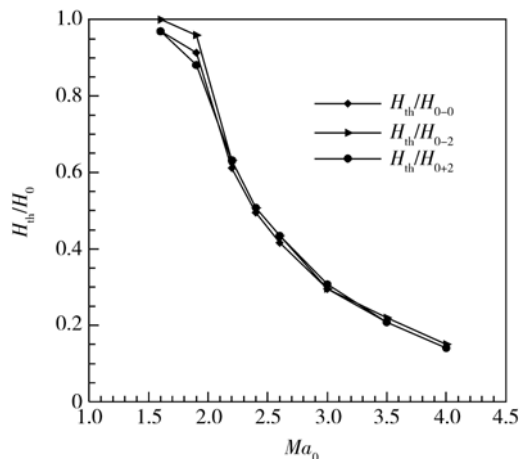


图 14 喉部收缩比曲线

Fig. 14 Curves of contraction ratio in throat

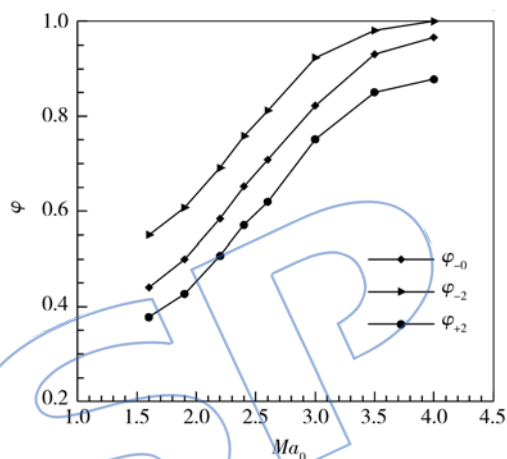


图 15 流量系数曲线

Fig. 15 Curves of flow coefficient

进气道实际捕获面积决定外,其余 6 个工况均通过联合调节楔板 CD 和 GH 来控制喉部收缩比,使得进气道喉部马赫数控制在 1.1~1.4 之间,以减小喉部正激波损失.由图 14 可知,进气道喉部收缩比随马赫数增大而减小,在低马赫数时,变化幅度较快,随着马赫数增大,变化的幅度逐渐减小.进气道喉部收缩比在 0° 攻角时最小, -2° 最大, $+2^\circ$ 居中,也即在负攻角下,喉部面积应开度大一些,正攻角应居中, 0° 攻角最小.三种攻角下的差值非常小,但影响却非常大,尤其是在高马赫数来流条件下.

由图 15 进气道流量系数曲线,可以看出超声速进气道流量系数随马赫数增大而增大,随攻角增大而减小.低马赫数时,根据发动机所需空气流量要求,实际捕获面积较小(如图 8 所示),而迎风面积变化不大,使较多经激波压缩后气流从唇口之外溢流,进气道流量系数较小;当马赫数增大,根据发动机所需空气流量要求,实际捕获面积增大(如图 12 所示),而进气道迎风面积增大的幅值相对较小,因而流量系数增大.进气道流量系数随攻角增大而减小,这是因为随攻角变大进气道迎

风面积增大,给定进气道实际捕获面积不变,故流量系数随攻角增大而减小。

由图 16 曲线可以看出,进气道喉部总压恢复系数(虚线)基本是随马赫数增大而减小的,只是在马赫数为 2.2 时略有偏差,这是由于进气道由 $Ma=1.6, 1.9$ 外压式转变成混压式,内压缩段出口气流方向与喉部之后方向并不一致,因而导致喉部正激波并没有稳定在 DH 处。在下壁面处,正激波略向上游移动,因而计算喉部总压恢复系数时,考虑了部分正激波造成的损失。进气道出口总压恢复系数曲线在 2.4~4.0 之间基本是合理的,而在 $Ma=1.9, 2.2$ 偏低,主要原因是进气道正激波前马赫数过高。 $Ma=1.9, 0^\circ$ 攻角时,进气道正激波稳定在内压缩段入口,波前马赫数高达 1.49, $Ma=2.2, 0^\circ$ 攻角时,内压缩段多次膨胀波与激波相交,喉部正激波前马赫数约高达 1.35,造成正激波损失偏大。进气道性能在 0° 攻角时最优,负攻角时,性能最差,正攻角性能略比 0° 攻角差些。在 0° 攻角下,进气道出口总压恢复系数均达到或超过军用规范 MIL-E-5008B 给出的指标要求,总压恢复系数性能较高。由图 17 可以看出进气道喉部马赫数除 $Ma=1.9$, 基本稳定在 1.1~1.4 范围内。由此,将进气道正激波损失控制在一定范围内,进气道性能得以提高。在来流马赫数较低时,进气道出口马赫数基本在 0.35 附近变化,当马赫数继续增高,进气道出口马赫数逐渐下降。

由图 18 可以看出,在马赫数超过 2.2 以后进气道出口总压畸变指数随来流马赫数增大而减小,进气道总压畸变指数与进气道出口马赫数变化曲线具有相似的规律,当出口马赫数随来流马

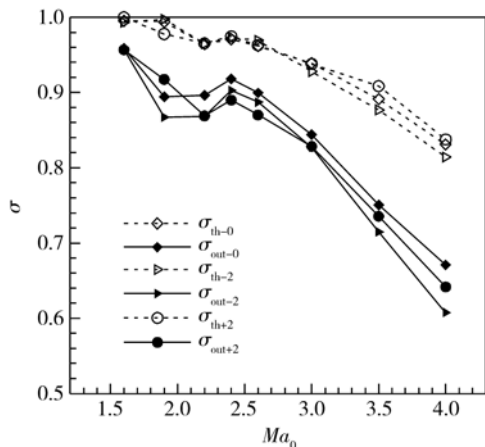


图 16 总压恢复系数曲线

Fig. 16 Curves of total pressure recovery coefficient

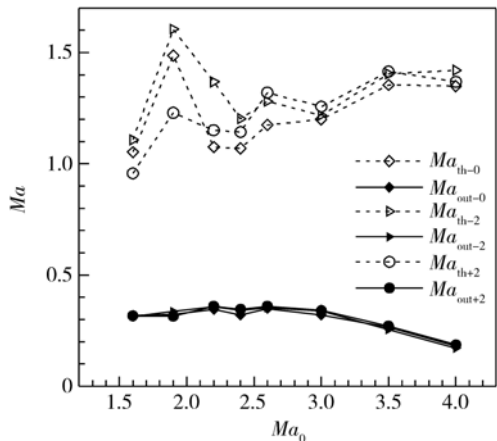


图 17 马赫数曲线

Fig. 17 Curves of Mach number

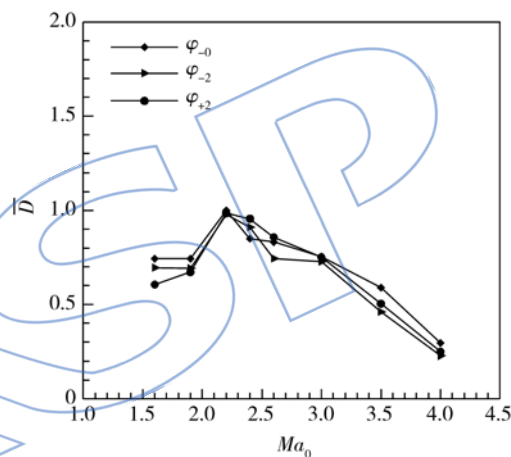


图 18 出口总压畸变指数

Fig. 18 Curves of total pressure distortion coefficient

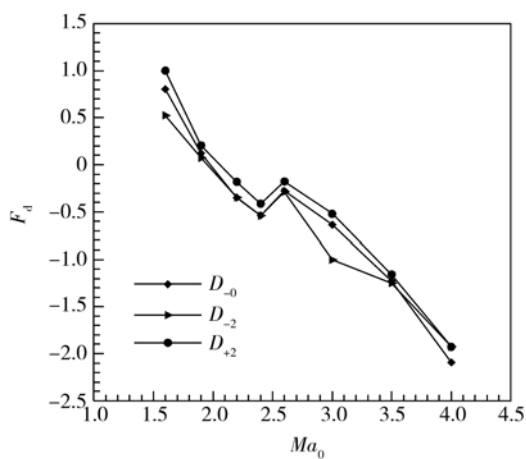


图 19 进气道总阻力曲线

Fig. 19 Curves of total force on inlet surfaces

赫数增大而减小时,进气道出口总压畸变指数也随来流马赫数增大而减小。

由图 19 可以看出,涡轮发动机工作时,进气道总阻力(内外壁面力的总和)随来流马赫数增

大,由正值迅速减小至负值,说明进气道所受力随马赫数增大,转变成正推力,而不是阻力;当冲压发动机工作时,进气道内外壁面总阻力也随着来流马赫数的增大而迅速减小,需指出,其正推力是随来流马赫数增大而增大.进气道总阻力在负攻角时阻力最小,因其下机体迎风面积最小,进气道外表面阻力最小;正攻角相反.涡轮向冲压转接过程,内外壁面总阻力存在跳跃,是由于两种进气道入口面积不同所造成的.

由图20可以看出,进气道抽吸缝抽吸总量占进气道捕获流量的比例先增大,后减小,然后又增大,这与实际捕获面积及各抽吸缝的开启有关.

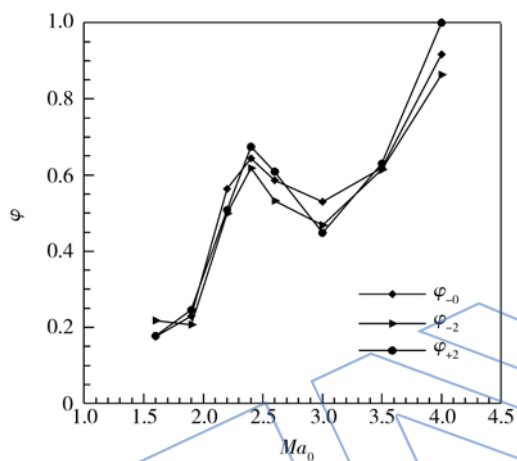


图20 抽吸流量率曲线

Fig. 20 Curves of suction mass flow ratio

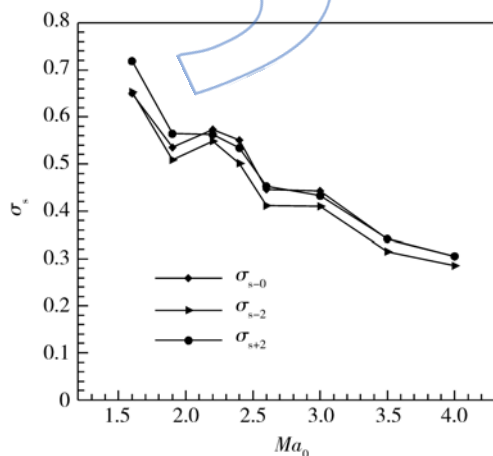


图21 抽吸缝出口总压恢复系数

Fig. 21 Curves of total pressure recovery coefficient of suction slot

由图21可看出,抽吸缝出口总压恢复系数大致随马赫数增大而减小.在正攻角下,其与 0° 攻角时基本相等,都比负攻角下总压恢复系数要高.

由于抽吸缝总压恢复系数的大小决定了抽吸阻力的大小,由图可以看出,随着来流马赫数增大,进气道附面层抽吸阻力增大.

6 结 论

1) 进气道在不同来流马赫数下,需控制GH板调节进气道实际捕获面积,控制CD板调节进气道喉部收缩比.由24个工况下流场计算结果来看,本文设计的进气道调节板作动规律简单,进气道没有发生同侧激波相交等问题,波系结构简单,流场稳定.

2) 通过编制带黏性修正激波系结构的预估程序,快速预估各种工况下,进气道激波系结构及激波强度,与数值计算结果对比,非常吻合.通过该程序预估,可知内压缩段上下壁面长度相等时,内压缩段内在任何工况不存在同侧激波相交.

3) 进气道喉部收缩比、总压恢复系数、出口总压畸变、内外壁面总阻力均随着来流马赫数增大而减小,流量系数随着来流马赫数增大而增大.在有攻角情况下,进气道喉部收缩比及总压恢复系数均比 0° 攻角情况大;负攻角流量系数最大, 0° 攻角其次,正攻角最小.

4) 进气道抽吸流量率随来流马赫数增大先增大,后减小,然后又增大,随攻角变化规律不明显.进气道附面层抽吸缝出口总压恢复系数随来流马赫数增大而减小,正攻角与 0° 攻角下基本相等且均比负攻角下总压恢复系数要高.

参考文献:

- [1] 陈大光. 高超声速飞行与TBCC方案简介[J]. 航空发动机, 2006, 32(3): 10-13.
CHEN Daguang. Brief introduction of hypersonic flight and TBCC concept[J]. Aeroengine, 2006, 32(3): 10-13. (in Chinese)
- [2] 刘大响, 金捷. 21世纪世界航空动力技术发展趋势与展望[J]. 中国工程科学, 2004, 6(9): 1-8.
LIU Daxiang, JIN Jie. The development trends and prospect of world aeropropulsion technology in the 21st century[J]. Engineering Science, 2004, 6(9): 1-8. (in Chinese)
- [3] Villeneuve F J, Waters M H, Mavris D N. Probabilistic analysis of turbine-based combined cycle space vehicles[R]. AIAA 2004-3646, 2004.
- [4] Syberg J, Koncsek J L. Experimental evaluation of a Mach 3.5 axisymmetric inlet[R]. NASA CR-2563, 1975.
- [5] Anderson W E, Wong N D. Experimental investigation of a large-scale, two-dimensional, mixed-compression inlet system-performance at design conditions, $Ma = 3.0$ [R]. NASA TM X-2016, 1970.
- [6] Fernandez R, Reddy D R, Benson T J, et al. Design issues

- for turbine-based and rocket-based combined cycle propulsion system inlets [R]. AIAA 98-3774, 1998.
- [7] Cindy W A, Saied E, Carl A T. Mach 4 test results of a dual-flowpath, turbine based combined cycle inlet [R]. AIAA 2006-8138, 2006.
- [8] 李龙, 李博, 梁德旺, 等. 涡轮基组合循环发动机并联式进气道的气动特性[J]. 推进技术, 2008, 29(6): 667-672.
LI Long, LI Bo, LIANG Dewang, et al. Aerodynamic characteristics of over/under inlet for turbine based combined cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(6): 667-672. (in Chinese)
- [9] 刘小平. 用统计能量法预示导弹仪器舱的动力学环境[J]. 导弹与航天运载技术, 2000(4): 522-561.
LIU Xiaoping. Predicting the dynamic environment of missile instrument bay with the statistical energy analysis method[J]. Missiles and Space Vehicles, 2000(4): 522-561. (in Chinese)
- [10] Syberg J, Hickcox T E. Design of a bleed system for a Mach 3.5 inlet [R]. NASA CR-2187, 1973.
- [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, 28(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, 28(5): 577-582. (in Chinese)
- [12] 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 Ji'ang, 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)
- [13] Schneider A, Koschel W W. Detailed analysis of a mixed compression hypersonic intake [R]. ISABE Paper 99-7036, 1999.