

TBCC 进气道涡轮通道扩张段设计及 涡轮模态特性

张华军^{1,2}, 刘兴国², 郭荣伟¹, 谢旅荣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 驻四二〇厂军事代表室, 成都 610503)

摘 要: 采用拓展中心线、不同的流通截面面积变化规律和倒圆半径变化规律对内并联型 TBCC (turbine based combined cycle engine) 进气道涡轮通道扩张段进行了设计。通过数值模拟的手段, 对涡轮通道扩张段设计参数的影响规律和涡轮模态下涡轮通道扩张段的气动特性进行了研究, 并利用高速风洞试验结果对数值模拟方法进行了验证。研究表明: 中心线控制点纵坐标在 1.50~2.25、涡轮通道扩张段出口等直段长度与出口直径比值在 0.3~0.7 的范围内取值时, 涡轮通道扩张段可获得较高的出口总压恢复系数和较小的出口总压畸变指数; 采用前急后缓的流通截面面积和倒圆半径变化规律能使涡轮通道扩张段获得较小的出口总压畸变指数; 随着飞行马赫数的增加, 进气道和涡轮通道扩张段的流量系数先不断减小, 在飞行马赫数为 0.9 附近达到最小, 之后又逐渐增加, 涡轮通道扩张段出口总压恢复系数不断升高, 在飞行马赫数为 0.7 附近达到最大, 之后又逐渐降低; 涡轮模态下, 涡轮通道扩张段出口总压畸变指数均小于 0.5, 能很好地满足涡轮发动机对进口流场的要求。

关 键 词: 组合发动机; 内并联布局; 进气道; 涡轮通道扩张段; 涡轮模态; TBCC; 风洞试验

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Design of turbo diffuser for TBCC inlet based on characteristics of turbo mode

ZHANG Hua-jun^{1,2}, LIU Xing-guo², GUO Rong-wei¹, XIE Lü-rong¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Representative Office of No. 420 Factory, the Chinese People's Liberation Army,
Chengdu 610503, China)

Abstract: Turbo diffuser for over/under type TBCC (turbine based combined cycle engine) inlet was designed with extended center line under different flow section area variation laws and blend radius variation laws. The influence of design parameters on the turbo diffuser and its aerodynamic characteristics in turbo mode were investigated by numerical simulation. High speed wind tunnel experiments were carried out to validate the numerical simulation method. Results indicate that turbo diffuser obtains high total pressure recovery coefficient and low total pressure distortion index at outlet when the ordinate of center line control point is within 1.50—2.25 and the ratio of constant area section length of turbo diffuser to exit radius is within 0.3—0.7. Both the flow section area and blend radius variation laws in a “first quick, then slow” manner contribute to a low total pressure distortion index at outlet of turbo diffuser. With the increase of flight Mach number, mass flow coefficients of both

inlet and turbo diffuser firstly decrease until reaching its lowest point at flight Mach number of 0.9, then increase subsequently. Total pressure recovery coefficient at outlet of turbo diffuser firstly increase then decrease and the peak comes around at flight Mach number of 0.7. The total pressure distortion index at outlet of turbo diffuser is less than 0.5 for turbo mode and it satisfies the requirements of turbo engine for the flow quality at the entrance section.

Key words: combined engine; over/under type; inlet; turbo diffuser; turbo mode; TBCC; wind tunnel test

内并联型 TBCC 进气道亚声速扩张段由涡轮通道扩张段和冲压通道扩张段两部分组成^[1-6]. 为减小迎风阻力,要求在进气道分流段有限的横截面空间内合理安排涡轮通道扩张段和冲压通道扩张段的进口截面^[7-9]. 同时,亚声速扩张段沿程型面的变化直接影响到黏性干扰损失和扩压损失的大小,不合适的型面甚至会引起管道内气流分离,从而导致进气道出口总压损失和流场畸变陡增^[10-12]. 可见,亚声速扩张段的设计是内并联型 TBCC 进气道设计过程中的又一关键和难点.

涡轮通道扩张段的设计在内并联型 TBCC 进气道设计过程中占有举足轻重的地位. 涡轮通道扩张段主要工作在起飞至模态转换结束阶段,其设计成功与否,不仅影响到涡轮发动机的工作效率,而且直接关系到进气道与涡轮发动机能否匹配工作以及模态转换能否顺利完成. 因此,在满足发动机总体要求的前提下,应合理地选择其设计参数和设计规律,尽量减小激波/附面层干扰损失,避免管道内出现气流分离,以提高进气道的总压恢复系数和改善其出口流场品质.

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^[13-14]. 在鲜有公开资料对国内外内并联型 TBCC 进气道涡轮通道扩张段设计方法进行明确报道的情况下,本文根据某

内并联型 TBCC 进气道总体设计方案^[9],采用拓展中心线、不同的流通截面面积和倒圆半径变化规律对涡轮通道扩张段进行设计,通过数值模拟的手段,对涡轮通道扩张段设计参数的影响规律和涡轮模态下涡轮通道扩张段的气动特性进行研究,并利用高速风洞试验研究结果对数值模拟方法进行验证. 本文的研究结果可为内并联型 TBCC 进气道设计提供技术参考.

1 物理模型及涡轮通道扩张段型面设计

1.1 物理模型

本文研究的内并联型 TBCC 进气道由超声速外压缩段、超声速内压缩段(包括喉道前内收缩段和喉道等截面段)、亚声速扩张段(包括涡轮通道扩张段和冲压通道扩张段)、泄流腔段和分流段组成. 图 1 给出了涡轮模态时某状态下各型面段在进气道对称截面上的分布示意图.

1.2 涡轮通道扩张段型面参数

涡轮通道扩张段设计参数包括长度 L_{s-t} 、偏距 Y_{s-t} 、出口截面直径 D 和进出口面积扩张比,如图 2 所示. 其中,出口截面直径由涡轮发动机的压气机进口尺寸决定,进口高度 H_{t-t} 由选定的进出口面积扩张比获得. 为了使涡轮通道扩张段出口截面流场

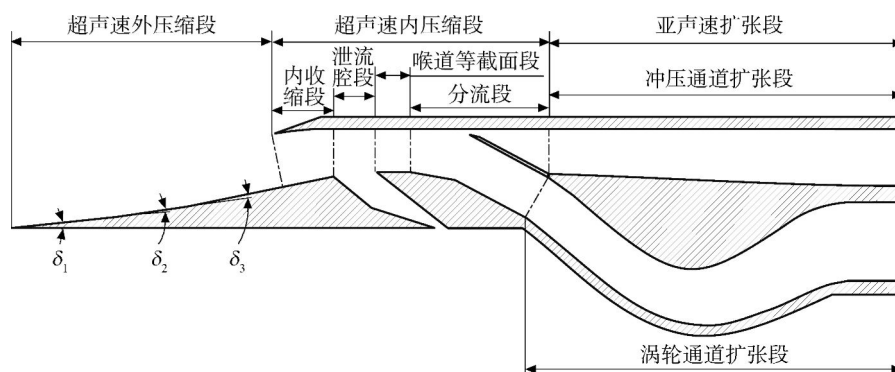


图 1 进气道对称截面示意图

Fig. 1 Sketch of symmetry section of inlet

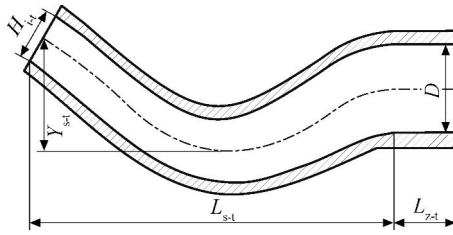


图 2 涡轮通道扩张段型面示意图

Fig. 2 Sketch of turbo diffuser profile

均匀,扩张段出口留有一小段长度为 L_{z-t} 的等直段。

1.3 涡轮通道扩张段中心线设计

中心线变化规律决定了气流在涡轮通道扩张段内的偏转情况,因而在很大程度上决定了流通截面上的压力梯度和二次流特征。由于本进气道要在分流段有限的横截面空间内安排涡轮通道扩张段和冲压通道扩张段的进口截面,为了减小迎风阻力,不可避免地需涡轮通道扩张段进口段以较大起始角度向机腹内偏转。而经典的中心线变化规律所确定的中心线的起始角度均为 0° ,显然不能满足本进气道的设计需求,因此需要发展一种起始角度可调的拓展中心线变化规律,如图 3 所示。本文沿用文献[5]中给出的四次多项式方程,其表达式为

$$y/Y_{s-t} = A(x/L_{s-t})^4 + B(x/L_{s-t})^3 + C(x/L_{s-t})^2 + D(x/L_{s-t}) + E \quad (1)$$

式中 A, B, C, D, E 为匹配系数值。 L_{s-t} 为涡轮通道扩张段长度, $0 \leq x/L_{s-t} \leq 1$; Y_{s-t} 为涡轮通道扩张段进、出口偏距, $y/Y_{s-t} \geq 0$ 。方程中系数由以下约束条件确定:①中心线过 $(0,0)$, $(1,1)$, (x_m, y_m) 3 点;②起始斜率给定,终止斜率固定为 0。

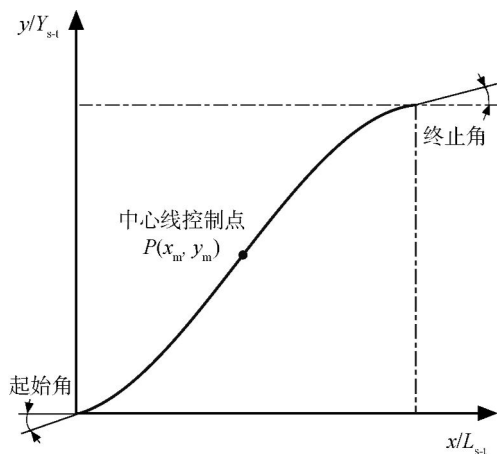


图 3 涡轮通道扩张段拓展中心线

Fig. 3 Extended center line of turbo diffuser

1.4 流通截面面积及倒圆半径变化规律

流通截面面积变化规律决定了涡轮通道扩张段的扩张程度,从而决定了通道内沿流向的压力梯度。涡轮通道扩张段将从进口的矩形截面过渡到出口的圆形截面,通道的流通截面形状设计如图 4 所示。文献[5]中给出的四次曲线当多项式系数取不同值时,代表不同缓急程度的沿程流通截面面积及倒圆半径变化规律,本文将沿用该经典线形做规律性研究,其表达式为

$$Y = AX^4 + BX^3 + CX^2 \quad (2)$$

式(2)中 $X = x/L_{s-t}$, $Y = (A_{n-t} - A_{i-t}) / (A_{e-t} - A_{i-t})$ 或 $Y = 2R_{n-t}/D$, 式中 A_{n-t} 为沿程某截面面积, A_{i-t} 为进口截面面积, A_{e-t} 为出口截面面积, R_{n-t} 为对应截面倒圆半径。表 1 给出了沿程各截面面积及倒圆半径变化规律曲线所对应的系数。

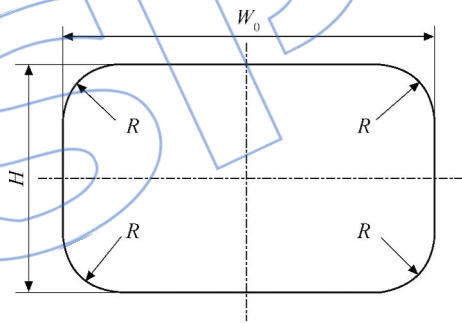


图 4 涡轮通道扩张段流通截面

Fig. 4 Flow section of turbo diffuser

表 1 沿程截面面积及倒圆半径变化规律系数

Table 1 Coefficients of change rule for flow section area and blend radius along turbo diffuser

变化规律	系数 A	系数 B	系数 C
前缓后急	-3	4	0
缓急相当	0	-2	3
前急后缓	3	-8	6

2 计算方法、网格及边界条件

2.1 计算方法

计算中用有限体积法求解雷诺平均后的三维 N-S 方程,无黏对流量采用 2 阶 Roe 格式离散,黏性通量采用 2 阶中心差分格式离散。紊流模型选用 Jones 和 Launder 提出的标准 $k-\epsilon$ 模型,近壁区采用标准壁面函数。计算收敛准则为:连续方程、动量方程、能量方程以及 $k-\epsilon$ 方程的残差至少下降 3 个数量级,且进气道出口截面流量稳定。

2.2 计算网格

采用ICEM11.0软件对进气道内外流场区域进行网格划分及生成. 由于TBCC进气道几何型面的复杂性, 其整个计算域被分成几十个子域进行网格生成, 然后通过对接方式构成复杂的流动区域, 总网格单元数约为280万. 出于黏性计算以及激波捕捉的需要, 对局部区域的网格采用了加密技术. 图5给出了某状态下进气道的固壁面网格图.

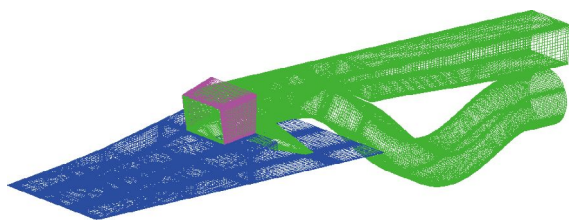


图5 进气道的固壁面网格

Fig. 5 Solid surface grids of inlet

2.3 边界条件

计算中所用到的边界条件类型有: 压力远场边界、压力出口边界、无滑移绝热固壁边界与对称边界条件等, 边界条件设置如图6所示. 为了消除进气道出口边界条件设定对涡轮与冲压通道出口截面流场的影响, 分别将涡轮与冲压通道出口的计算域向下游延伸了2倍涡轮通道扩张段出口直径的长度.

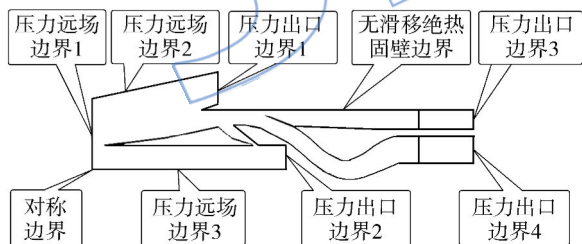


图6 计算边界条件示意图

Fig. 6 Sketch of computational boundary conditions

3 涡轮通道扩张段设计参数影响规律研究

涡轮通道扩张段设计参数包括中心线控制点 P 的坐标 (x_m, y_m) 、流通截面面积变化规律、流通截面倒圆半径变化规律和出口等直段长度等. 为了保证模态转换的顺利进行, 一般以模态转换起始点马赫数为2.0作为涡轮通道扩张段的设计点, 以下将分别论述各设计参数对其性能的影响.

3.1 涡轮通道扩张段中心线控制点的影响

由拓展中心线方程可知, 当起始点的斜率给

定后, 其形状由中心线控制点 P 的坐标 (x_m, y_m) 唯一确定. 不失一般性, 本文在给定 P 点横坐标 $x_m = 0.5$ 的条件下, 就 P 点纵坐标 y_m 取值对涡轮通道扩张段性能的影响进行规律性研究.

图7给出了不同 y_m 值时, 涡轮通道扩张段匹配状态下进气道对称面静压等值及流线分布图谱, 此处以文献[9]中选取的涡轮发动机最大状态下的进口马赫数为0.45作为涡轮通道扩张段出口的匹配马赫数. 在中心线型线设计过程中发现,

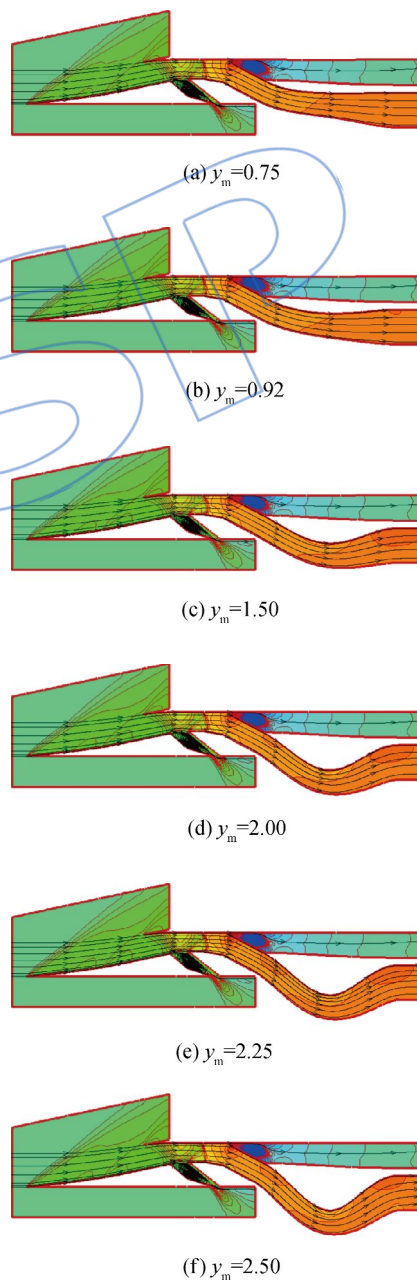


图7 不同 y_m 值, 进气道对称面静压等值及流线分布图谱

Fig. 7 Contours of static pressure and streamline in symmetry plane of inlet with different y_m

随着 y_m 的增大,中心线偏距不断增大, $y_m=0.92$ 是涡轮通道扩张段为单 S 弯扩张通道的临界点,当 $y_m>0.92$ 时,涡轮通道扩张段为双 S 弯扩张通道.从图中可以看出,在研究范围内,涡轮通道扩张段内均未产生流动分离.

图 8 给出了不同 y_m 值时,匹配状态下涡轮通道扩张段出口的总压恢复系数分布图谱.由图可知:当 y_m 值较小时(0.75~0.92),高总压区位于涡轮通道扩张段出口截面的上部,这是因为冲压通道做为旁路,已将涡轮通道扩张段进口前唇罩侧的附面层排除,流入涡轮通道扩张段上部的均为高能流所致;随着 y_m 值不断增大,涡轮通道

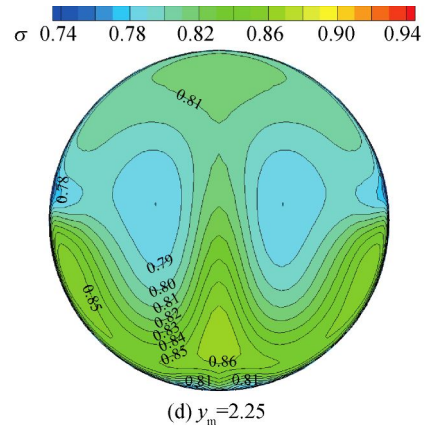
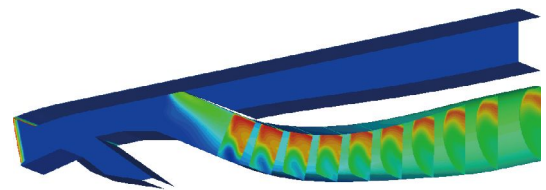
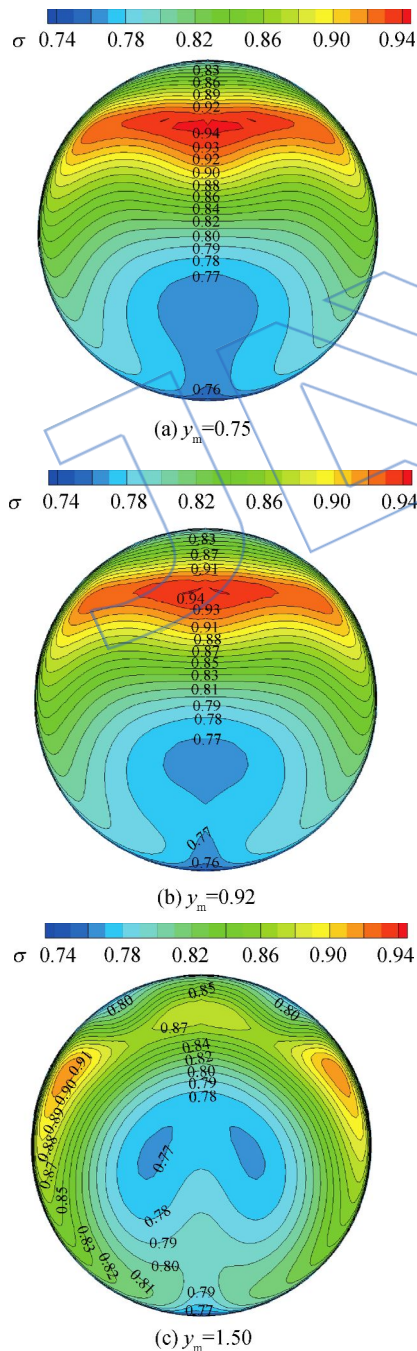


图 8 不同 y_m 值,涡轮通道扩张段出口总压恢复系数分布图谱

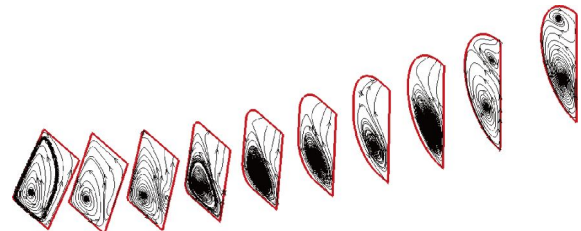
Fig. 8 Contours of total pressure recovery coefficients at outlet of turbo diffuser with different y_m

扩张段出口上部的高总压区沿周向向底部移动,而底部的低总压区受周向高总压区的挤压移向出口截面中部位置;随着 y_m 值进一步增大,周向两侧高总压区移至底部位置汇合后,移向中部位置与低总压区掺混,致使出口截面的总压分布趋于均匀.

图 9 给出了 $y_m=0.92$ 时,涡轮通道扩张段匹配状态下,沿程流通截面总压等值及流线分布图谱.从该图可以看到,受上游上、下壁面压差的影响,涡轮通道扩张段进口就已存在一对逆时针方



(a) 总压等值图谱



(b) 流线分布图谱

图 9 $y_m=0.92$ 时,沿程流通截面总压等值及流线分布图谱

Fig. 9 Contours of total pressure and streamline at different flow sections of turbo diffuser when $y_m=0.92$

向的旋涡,旋涡沿涡轮通道扩张段传输发展,不断将上壁面的高总压区卷入,带至下壁面与低总压区掺混,从而一定程度上均化了通道内的流场;但从涡轮通道扩张段出口截面可以观察到,其总压分布特征仍与进口截面相似,即高总压区位于截面上部,而低总压区位于截面底部。

图 10 给出了 $y_m = 2.25$ 时,涡轮通道扩张段匹配状态下,沿程流通截面总压等值及流线分布图谱。从图中可以看出:大偏距双 S 弯的通道型面加强了涡轮通道扩张段内气流的掺混力度,并从本质上改变了内通道的流态,成功地消除了涡轮通道扩张段出口截面上部的高总压集中区及底部的低总压集中区,减小了出口总压畸变指数,并且涡轮通道扩张段出口流场经压气机整流罩整流之后将会更加均匀。

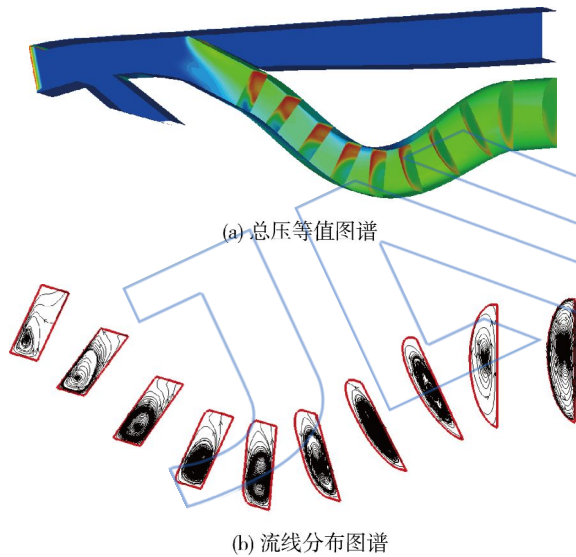


图 10 $y_m = 2.25$ 时,沿程流通截面总压等值及流线分布图谱

Fig. 10 Contours of total pressure and streamline at different flow sections of turbo diffuser when $y_m = 2.25$

图 11 给出了匹配状态下,涡轮通道扩张段性能参数随中心线控制点纵坐标 y_m 的变化规律。其中 ϕ_t 代表涡轮通道扩张段的流量系数,定义为流入涡轮通道扩张段的流量与进气道理论捕获流量之比; σ_t 、 $|\delta_{dc60}|$ 分别代表涡轮通道扩张段出口的总压恢复系数和总压畸变指数, $|\delta_{dc60}|$ 定义为

$$|\delta_{dc60}| = \frac{|p_{et60min}^* - p_{et}^*|}{q_{et}} \quad (3)$$

式中 $p_{et60min}^*$ 为涡轮通道扩张段出口截面所有 60° 扇形区平均总压的最小值, p_{et}^* 为涡轮通道扩张段

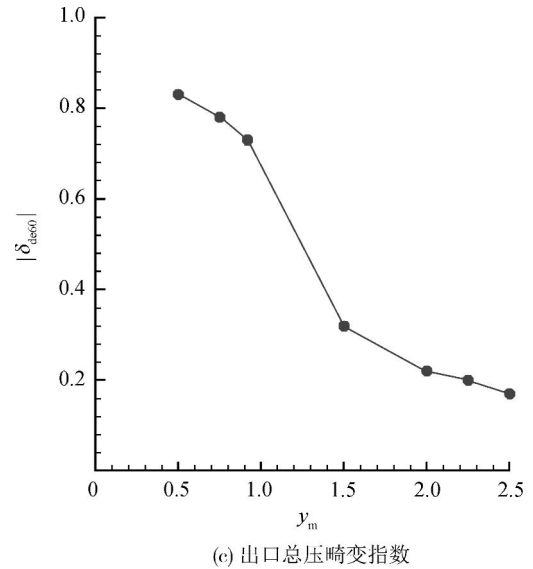
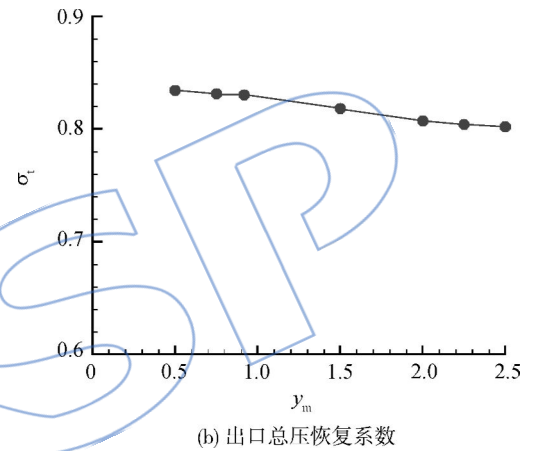
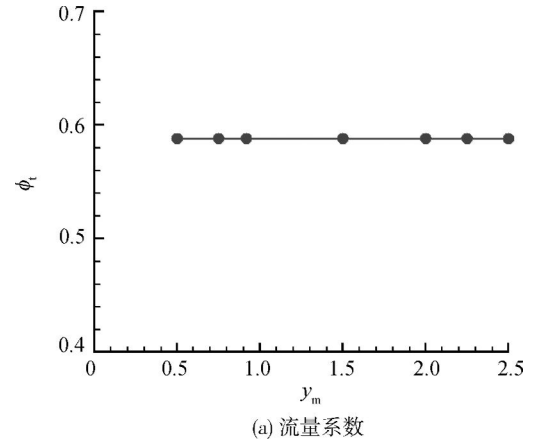


图 11 涡轮通道扩张段性能参数随 y_m 的变化规律

Fig. 11 Variation law of performance parameters of turbo diffuser with different y_m

出口截面的平均总压, q_{et} 为涡轮通道扩张段出口截面的平均动压头。

从该图可以看出在本文的研究范围内,随着 y_m 的增大:涡轮通道扩张段的流量系数基本保持

不变;出口总压恢复系数逐渐减小;出口总压畸变指数不断减小,尤其当涡轮通道扩张段从单 S 弯过渡到双 S 弯时,出口总压畸变指数的减小幅度最大.结合图 11(b)和图 11(c)可知, y_m 在 1.50~2.25 的范围内取值时,涡轮通道扩张段可获得较高的出口总压恢复系数和较小的出口总压畸变指数.

3.2 涡轮通道扩张段流通截面面积变化规律的影响

表 2 给出了匹配状态下,采用不同面积变化规律的涡轮通道扩张段性能参数对比.由该表可知,不同的流通截面面积变化规律下,涡轮通道扩张段的流量系数和出口总压恢复系数基本相同,但当涡轮通道扩张段采用前急后缓的面积变化规律时,能获得较小的出口总压畸变指数.

表 2 不同流通截面面积变化规律的涡轮通道扩张段性能参数对比

Table 2 Comparison of performance parameters of turbo diffuser with different variation laws of flow section area

面积变化规律	ϕ_t	α_t	$ \delta_{dc60} $
前缓后急	0.588	0.804	0.20
缓急相当	0.588	0.803	0.13
前急后缓	0.588	0.803	0.11

3.3 涡轮通道扩张段流通截面倒圆半径变化规律的影响

表 3 给出了匹配状态下,流通截面倒圆半径采用不同变化规律的涡轮通道扩张段性能参数对比.由该表可知,不同的倒圆半径变化规律下,涡轮通道扩张段的流量系数和出口总压恢复系数基本相同,但当流通截面采用前急后缓的倒圆半径变化规律时,涡轮通道扩张段能获得较小的出口总压畸变指数.

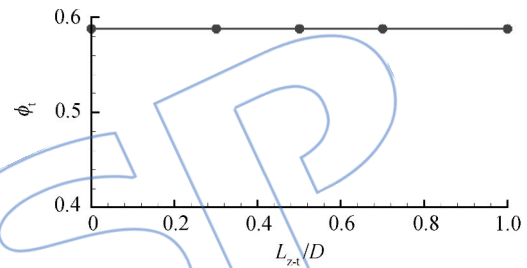
表 3 不同倒圆半径变化规律的涡轮通道扩张段性能参数对比

Table 3 Comparison of performance parameters of turbo diffuser with different variation laws of blend radius

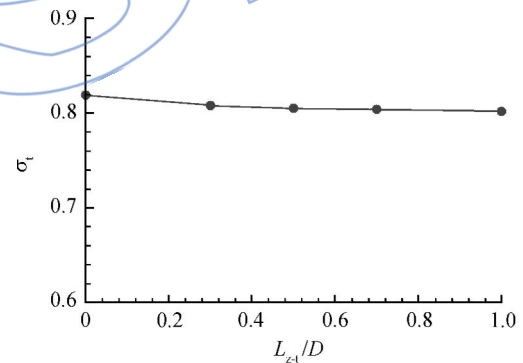
倒圆半径变化规律	ϕ_t	α_t	$ \delta_{dc60} $
前缓后急	0.588	0.804	0.20
缓急相当	0.588	0.803	0.16
前急后缓	0.588	0.803	0.11

3.4 涡轮通道扩张段出口等直段长度的影响

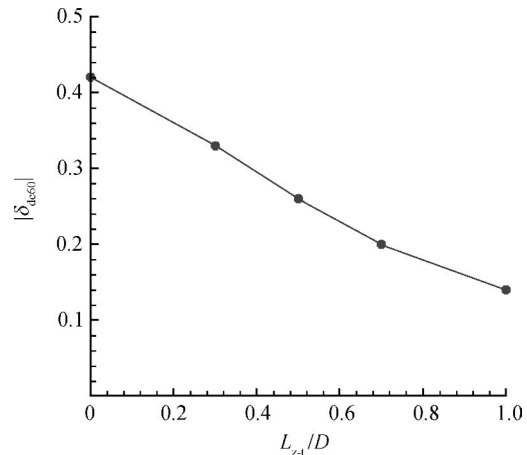
图 12 给出了匹配状态下,涡轮通道扩张段性能参数随其出口等直段长度的变化规律,其中横坐标为出口等直段长度 L_{zt} 与出口直径 D 的比值.从该图可以看出:在本文的研究范围内,随着 L_{zt}/D 的增大,涡轮通道扩张段的流量系数基本保持不变;出口总压恢复系数先较快速减小后缓慢减小;出口总压畸变不断减小.结合图 12(b)和图 12(c)可知,在考虑进气道长度的条件下, L_{zt}/D 在 0.3~0.7 的范围内取值时,涡轮通道扩张段可获得较高的出口总压恢复系数和较小的出口总压畸变指数.



(a) 流量系数



(b) 出口总压恢复系数



(c) 出口总压畸变指数

图 12 涡轮通道扩张段性能参数随等直段长度的变化规律

Fig. 12 Variation law of performance parameters of turbo diffuser with length of constant area segment

4 涡轮模态气动特性研究

4.1 涡轮模态的反压特性

飞行马赫数 $Ma_0 = 1.8$ 时,随着泄流腔段的开启,进气道由外压式转变为混压式,过程中兼具了外压式涡轮模态和混压式涡轮模态的特性,因此本文以此为代表作详细介绍.图 13 给出了 $Ma_0 = 1.8$,泄流腔段关闭及开启时不同出口反压下进气道对称面静压等值及流线分布图谱,其中 π_t 代表涡轮通道扩张段出口的反压比.由该图可知:在泄流腔段开启之前(图 13(a)),进气道为外压式,贴口弓形激波与下壁面附面层产生了较强的相互干扰,形成了较大的分离区,外压段超声速气流遇到分离区后产生了一道斜激波;当泄流腔段开启之后,弓形激波消失,唇罩斜激波形成,进气道呈混

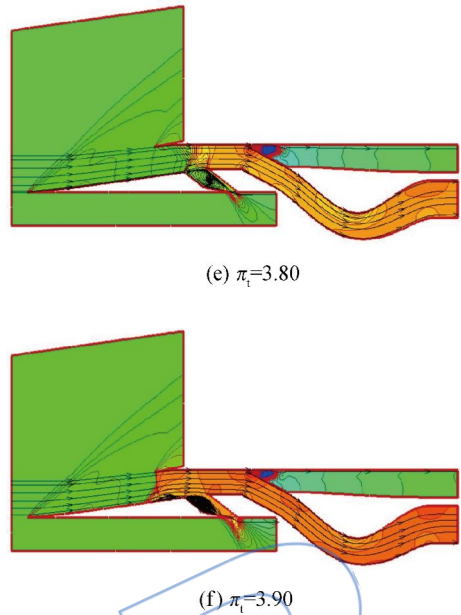
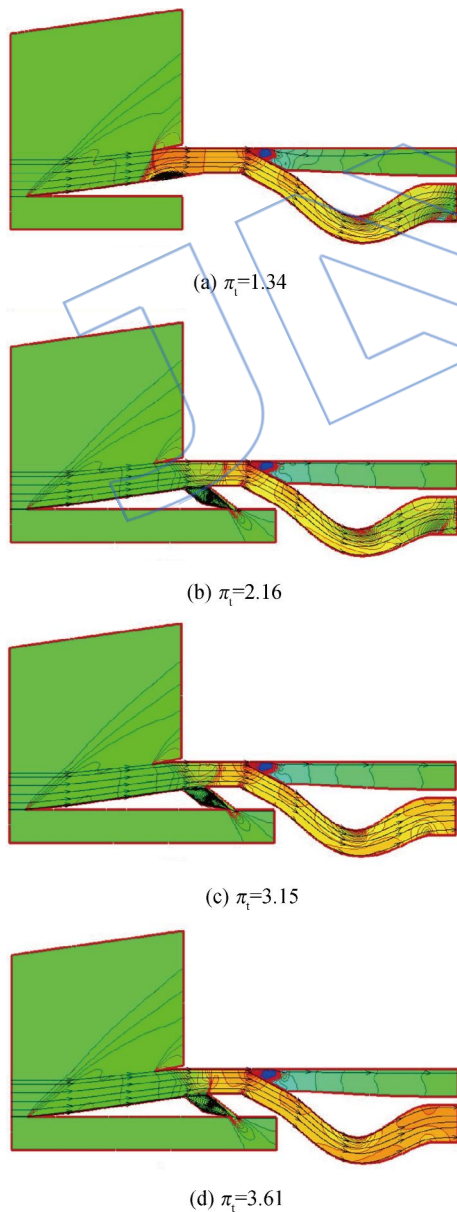
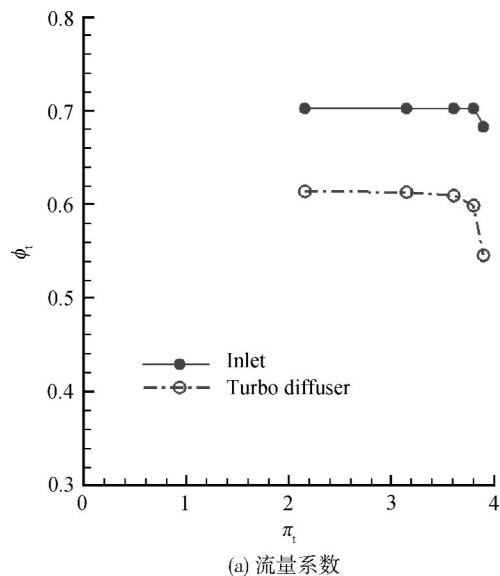


图 13 $Ma_0 = 1.8$,不同出口反压比,进气道静压等值及流线分布图谱

Fig. 13 Contours of static pressure and streamline of inlet with different backpressure ratios when $Ma_0 = 1.8$

合压缩形式;随着涡轮通道扩张段反压比的不断增加,结尾激波在通道内不断向喉道方向前移,匹配状态下(出口马赫数 $Ma_{et} = 0.45$)涡轮通道扩张段出口的反压比为 3.80,当反压比达到 3.90 时,结尾激波被推出内通道.

图 14 给出了 $Ma_0 = 1.8$ 时,涡轮通道扩张段的性能参数随反压比的变化曲线.从图中可以看到随着涡轮通道扩张段反压比的增加:进气道的流量系数保持不变,涡轮通道扩张段的流量系数、出口马赫数 Ma_{et} 和出口总压畸变指数均不断减



(a) 流量系数

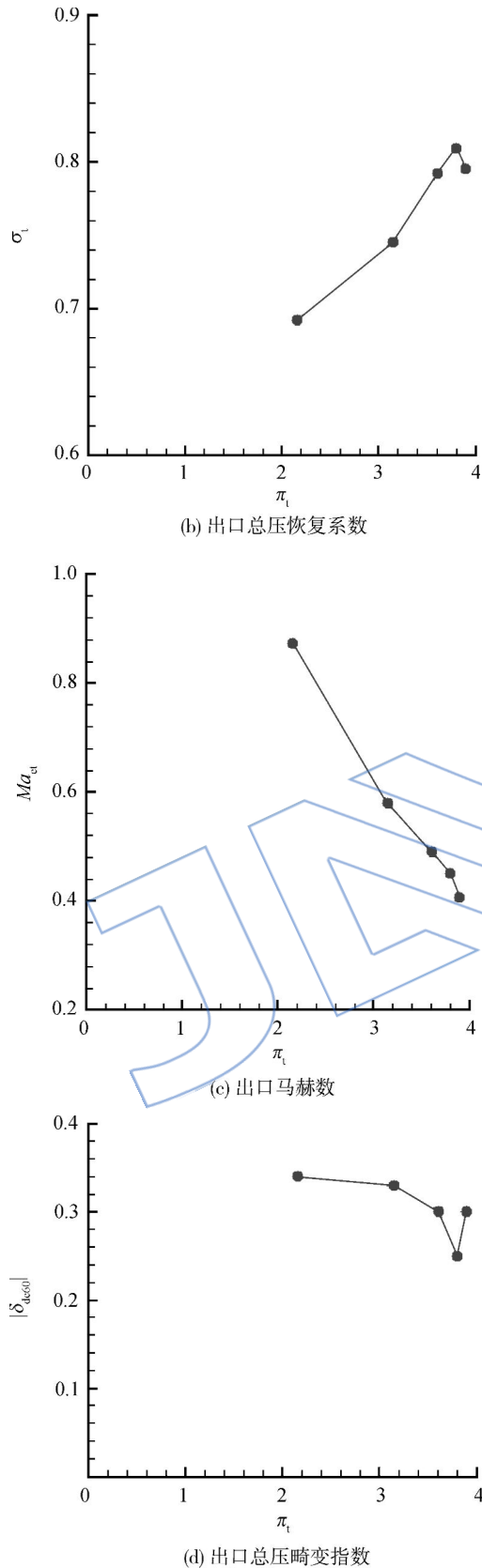


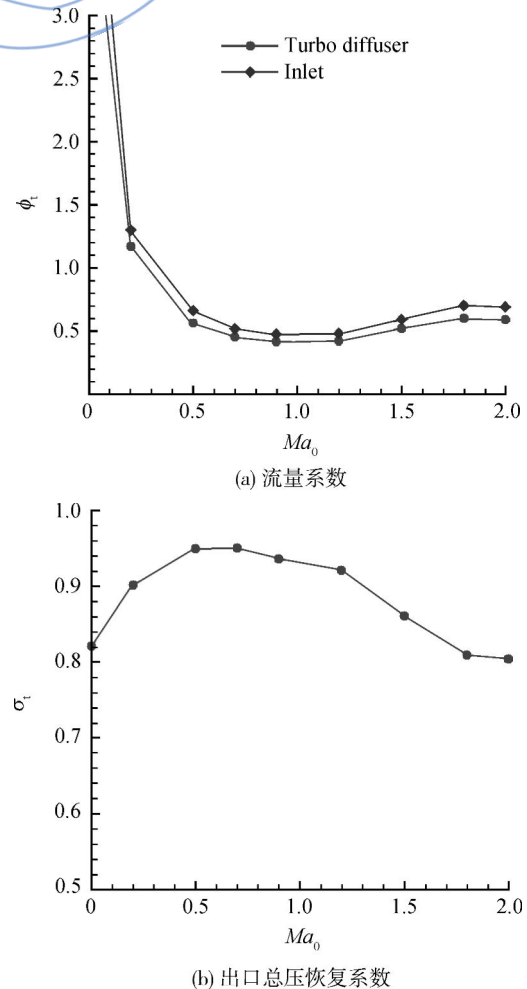
图 14 $Ma_0 = 1.8$, 涡轮通道扩张段性能参数随反压比的变化曲线

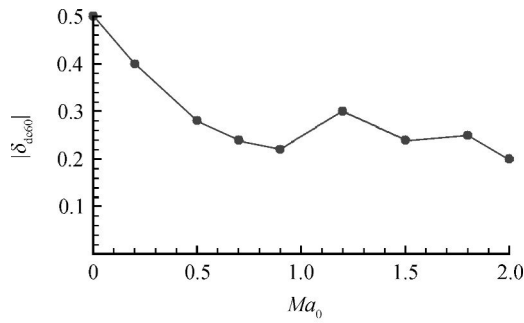
Fig. 14 Curves of performance parameters of turbo diffuser varying with backpressure ratio when $Ma_0 = 1.8$

小,而涡轮通道扩张段的出口总压恢复系数不断增大;当结尾激波被推出内通道时,进气道的流量系数和涡轮通道扩张段的出口总压恢复系数略有下降,涡轮通道扩张段的出口总压畸变指数略有上升,涡轮通道扩张段的流量系数突降。

4.2 涡轮模态的速度特性

图 15 给出了匹配状态下,涡轮通道扩张段性能参数随飞行马赫数的变化曲线。由图 15(a)可知:随着飞行马赫数的增加,进气道和涡轮通道扩张段的流量系数先不断减小,在 $Ma_0 = 0.9$ 附近达到最小,之后又逐渐增加; $Ma_0 = 0.5$ 时,进气道的流量系数略小于 0.7,涡轮通道扩张段的流量系数为 0.57,基本符合进气道总体方案的设计要求。由图 15(b)可知:随着飞行马赫数的增加,涡轮通道扩张段出口总压恢复系数不断升高,在 $Ma_0 = 0.7$ 附近达到最大,之后又逐渐降低;涡轮模态下,涡轮通道扩张段的出口总压恢复系数均高于 0.8,满足总体方案对性能的要求。由图 15(c)可知:在起飞状态附近,涡轮通道扩张段出口总压畸变指数较大,但在发动机的可承受范围





(c) 出口总压畸变指数

图 15 涡轮通道扩张段性能参数随飞行马赫数的变化曲线

Fig. 15 Curves of performance parameters of turbo diffuser varying with flight Mach number

内;当 $Ma_0 \geq 0.5$ 时,涡轮通道扩张段出口总压畸变指数在 0.2~0.3,能很好地满足涡轮发动机对进口流场的要求。

4.3 数值模拟结果的高速风洞试验验证

图 16 给出了 $Ma_0 = 2.0$ 时匹配点附近,数值模拟(CFD)结果与试验结果的涡轮通道扩张段下壁面沿程静压分布对比,试验结果源于文献[9]的高速风洞试验.图中纵坐标为当地静压与自由来流静压的比值,横坐标为各静压测点在进气道流向上的相对位置.从图中可以看到:数值模拟获得的静压分布曲线和试验测量结果吻合一致,尤其在外压段和内收缩段,两者相当吻合。

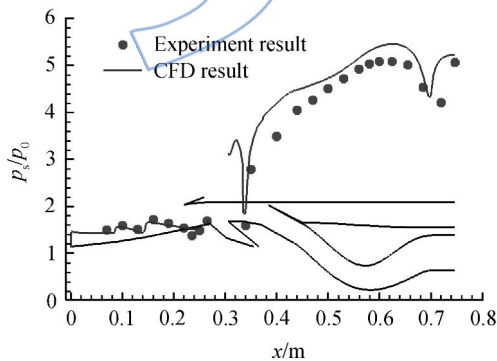
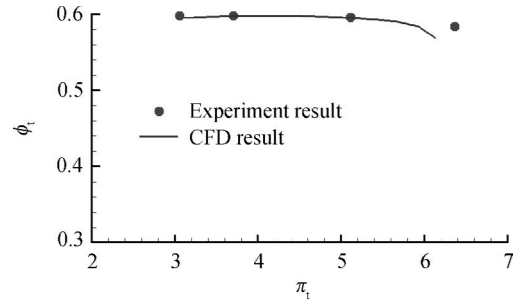
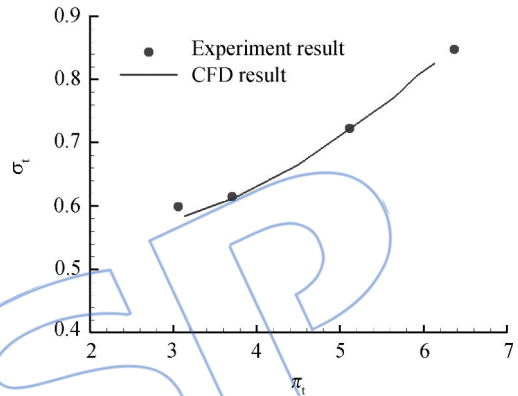
图 16 $Ma_0 = 2.0$, 涡轮通道扩张段下壁面沿程静压分布对比Fig. 16 Comparison of static pressure on turbo diffuser wall when $Ma_0 = 2.0$

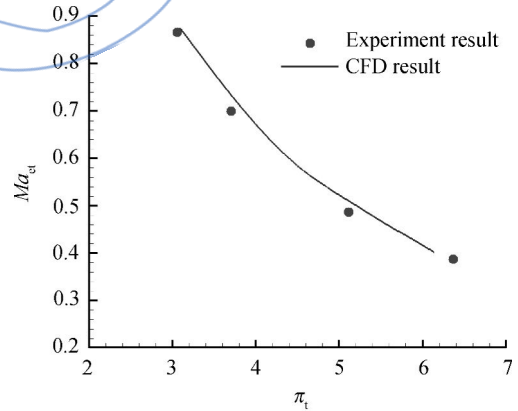
图 17 给出了 $Ma_0 = 2.0$, 涡轮通道扩张段反压逐渐增大至临界时,数值模拟结果与试验结果的反压特性对比.从该图可知,涡轮通道扩张段各性能参数的数值模拟结果和试验结果的变化趋势一致且数值吻合较好。



(a) 流量系数



(b) 出口总压恢复系数



(c) 出口马赫数

图 17 $Ma_0 = 2.0$, 涡轮通道扩张段反压特性对比Fig. 17 Comparison of backpressure characteristics for turbo diffuser when $Ma_0 = 2.0$

上述数值模拟结果与试验结果的对比表明:本文采用的数值模拟方法可以较为准确地模拟 TBCC 进气道内的流动,数值模拟结果可信。

5 结 论

通过本文以上研究,可以得出以下结论:

1) 大偏距双 S 弯的通道型面加强了涡轮通道扩张段内气流的掺混力度,可从本质上改变内通道的流态,从而降低了出口截面的总压畸变指数。

2) 随着 y_m 的增大,匹配状态下涡轮通道扩张段的流量系数基本保持不变,出口总压恢复系数逐渐减小,出口总压畸变指数不断减小。 y_m 在 1.50~2.25 的范围内取值时,涡轮通道扩张段可获得较高的出口总压恢复系数和较小的出口总压畸变指数。

3) 不同的流通截面面积和倒圆半径变化规律对匹配状态下涡轮通道扩张段的流量系数和出口总压恢复系数基本无影响,但采用前急后缓的流通截面面积和倒圆半径变化规律能使涡轮通道扩张段获得较小的出口总压畸变指数。

4) 随着出口等直段长度的增加,匹配状态下涡轮通道扩张段的流量系数基本不变,出口总压恢复系数先较快速减小后缓慢减小,出口总压畸变指数不断减小。在考虑进气道长度的条件下, L_{zt}/D 在 0.3~0.7 的范围内取值时,涡轮通道扩张段可获得较高的出口总压恢复系数和较小的出口总压畸变指数。

5) 随着飞行马赫数的增加:进气道和涡轮通道扩张段的流量系数先不断减小,在 $Ma_0 = 0.9$ 附近达到最小,之后又逐渐增加;涡轮通道扩张段出口总压恢复系数不断升高,在 $Ma_0 = 0.7$ 附近达到最大,之后又逐渐降低,涡轮模态下,涡轮通道扩张段的出口总压恢复系数均高于 0.8,满足总体方案对性能的要求;在起飞状态附近,涡轮通道扩张段出口总压畸变指数较大,但仍在发动机的可承受范围内,当 $Ma_0 \geq 0.5$ 时,涡轮通道扩张段出口总压畸变指数在 0.2~0.3,能很好地满足涡轮发动机对进口流场的要求。

6) 本文采用的数值模拟方法可以较为准确地模拟 TBCC 进气道内的流动,数值模拟结果可信。

参考文献:

- [1] Watanabe Y, Miyagi H, Sekido T, et al. Conceptual design study on combined-cycle engine for hypersonic transport [R]. International Society for Air Breathing Engines, ISA-BE 1993-7018, 1993.
- [2] Pegg R J, Hunt J L, Petley D H. Design of a hypersonic waverider-derived airplane [R]. AIAA 93-0401, 1993.
- [3] Spoth K A, Moses P L. Structural design and analysis of a Mach zero to five turbo-ramjet system [R]. AIAA 93-1983, 1993.
- [4] Midea A C. Mach 6.5 air induction system design for the Beta II two-stage-to-orbit booster vehicle [R]. AIAA 91-3196, 1991.
- [5] Davic J, Midea A. Propulsion and aerodynamic analysis of the Beta II two-stage-to-orbit vehicle [R]. AIAA 92-4245, 1992.
- [6] Burkardt L, Norris R. The design and evolution of the Beta two-stage-to-orbit horizontal takeoff and landing launch system [R]. AIAA 92-5080, 1992.
- [7] Spoth K A, Moses P L. Structural design and analysis of a Mach zero to five turbo-ramjet system [R]. AIAA 93-1983, 1993.
- [8] Burkardt L, Norris R. The design and evolution of the Beta two-stage-to-orbit horizontal takeoff and landing launch system [R]. AIAA 92-5080, 1992.
- [9] 张华军, 郭荣伟, 谢旅荣. 内并联型 TBCC 进气道方案设计及验证 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2475-2483.
ZHANG Huajun, GUO Rongwei, XIE Lürong. Design and validation of scheme for an over/under TBCC inlet [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2475-2483. (in Chinese)
- [10] 万大伟, 郭荣伟, 艾青. 一种 S 弯进气道的设计与实验研究 [J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(2): 150-154.
WAN Dawei, GUO Rongwei, AI Qing. Design and experimental study of an S-shaped inlet [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 36(2): 150-154. (in Chinese)
- [11] 李其戮, 郭荣伟, 付强. 一种高亚音速弹用 S 弯进气道设计及其特性 [J]. 南京航空航天大学学报, 2002, 34(2): 108-113.
LI Qitao, GUO Rongwei, FU Qiang. Design and performance of S-shaped inlet for high subsonic missiles [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 34(2): 108-113. (in Chinese)
- [12] 张华军, 梁德旺, 郭荣伟. 一种组合发动机变几何进气道流场特性研究 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2201-2207.
ZHANG Huajun, LIANG Dewang, GUO Rongwei. Study of flow characteristics for a variable geometry inlet on combined engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2201-2207. (in Chinese)
- [13] 诸惠民. 涡轮冲压(串联布局)组合发动机基准概念方案研究 [J]. 航空发动机, 1997, 23(2): 1-12.
ZHU Huimin. Proposal study of datum concept for turbo-ramjet(tandem configurations) combined engine [J]. Aero-engine, 1997, 23(2): 1-12. (in Chinese)
- [14] 朱大明, 陈敏, 唐海龙. 高超声速涡轮/冲压组合发动机方案 [J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(3): 263-266.
ZHU Daming, CHEN Min, TANG Hailong. "Over-under" concept hypersonic turbo-ramjet combined propulsion system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(3): 263-266. (in Chinese)
- [15] Lee C C, Boekicker C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft [R]. AIAA 85-3073, 1985.