

大径向落差长度比中介机匣气动特性研究*

辛亚楠，李家军，韩 阳，赵 勇

(中国航空工业空气动力研究院, 辽宁沈阳 110034)

摘要：为了进一步揭示大径向落差长度比中介机匣的气动特性, 采用全三维数值模拟方法对径向落差长度比 $\Delta R/L=0.5$ 的中介机匣的流动与损失特征进行了研究。结果表明大径向落差长度比中介机匣通道内轮毂面存在较大的逆压梯度, 支板-轮毂角区容易发生流动分离, 加之附层面迁移等复杂流动的影响, 导致中介机匣的总压损失较大为3.8%, 轮毂25%流量层, 主流50%流量层及机匣25%流量层的总压损失分别为2.7%、1.9%和11.7%。进一步的研究发现中介机匣流场对马赫数和支板厚度弦长比的变化较为敏感, 特别是轮毂面附近的总压损失会随马赫数和支板厚度弦长比的增大显著增加, 马赫数从0.25增大到0.48时, 轮毂面总压损失相对增大52%; 支板厚度弦长比从0.16增加到0.27时, 轮毂面总压损失相对增大93%。

关键词：数值模拟; 大径向落差长度比; 流动分离; 总压损失; 涡量;

中图分类号：V231.3 **文献标识码：**A **文章编号：**1001-4055 (2017) 04-0808-07

DOI：10.13675/j.cnki.tjjs.2017.04.011

Numerical Study on Aerodynamic Characteristics of a Large Radius Change to Length Ratio Intermediate Duct

XIN Ya-nan, LI Jia-jun, HAN Yang, ZHAO Yong

(China Aerodynamics Research Institute of Aeronautics, Shenyang 110034, China)

Abstract: In order to study the aerodynamic characteristics of an compressor intermediate duct with a large mean radius change to length ratio, three-dimensional numerical simulation investigations of the duct ($\Delta R/L=0.5$) flow and loss are undertaken. The results show that there is a strong adverse pressure gradient at the inner wall, and boundary layer separations happen at the corner of hub and struts, and with the effects of complex flow such as layer separations and layer migrations, the total pressure loss of the duct is 3.8%, while loss in the hub 25% mass flow is 2.7%, the mid 50% mass flow is 1.9%, and the casing 25% mass flow is 11.7%. Further study shows that the duct flow is sensitive to the change of Mach number and the thickness to chord ratio of struts, especially loss in the hub 25% mass flow increases sharply, while Mach number increases from 0.25 to 0.48, loss in the hub 25% mass flow rises by 52%, and while the thickness to chord ratio of struts increases from 0.16 to 0.27, the loss rises by 93%.

Key words: Numerical simulation; Large radius change to length ratio; Flow separation; Total pressure loss; Vorticity

1 引言

压气机中介机匣是航空发动机中连接增压级/风扇与高压压气机的静止过渡部件, 由于航空发动机

增压级/风扇和高压压气机子午流道存在径向落差, 中介机匣端壁并不是平直的, 而是具有一定的曲率, 特别是高涵比涡扇发动机径向落差较大, 中介机匣端壁需要做成大曲率的“S”型结构; 同时, 为了承力

* 收稿日期: 2015-12-21; 修订日期: 2016-01-19。

作者简介: 辛亚楠, 男, 工程师, 硕士, 研究领域为航空发动机叶轮机械气动技术。E-mail: hitxyn@163.com

和保证各种管路顺利通过,中介机匣流道会布置几片较厚的支板。大曲率的“S”型流道的高度落差以及机匣流道的剧烈偏转,会带来较大的气动损失和较大的径向及流向压力梯度,再加之承力支板的钝体扰流,导致中介机匣部件具有很强的损失诱导能力,特别是在上游尾迹和端壁附面层充分发展的前提下,容易在近支板和近端壁位置诱发附面层分离等严重影响气动性能的现象,并进一步造成下游流场的恶化,影响整机总体性能。

中介机匣过渡段主要包括五个设计参数:径向落差长度比($\Delta R/L$)、进出口面积比($A_{\text{out}}/A_{\text{in}}$)、进口高度长度比(h_{in}/L)、进口半径长度比(r_{in}/L)和支板厚度弦长比(t/c),如图1所示。每个参数的变化都会改变过渡段的负荷,由于传统过渡段的设计参数是相对保守的,突破设计极限的过渡段对发动机减重和压气机提高效率都有巨大的潜在收益,因此,针对过渡段流动机理的研究及设计极限的探索一直是研究人员关注的热点。

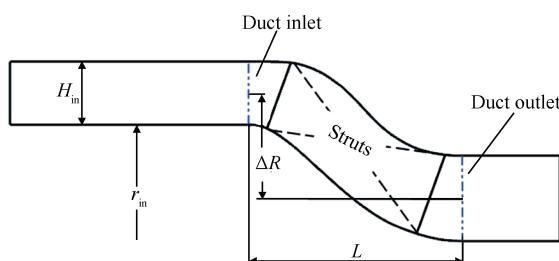


Fig. 1 Schematic diagram of intermediate duct

Ortiz Duenas等^[1]研究了管道长度变化对中介机匣过渡段的影响,测试了三个不同长度的管道,发现减少长度到74%时仅造成了很小的损失增加,但是减少长度到64%时,导致了较大的损失增加,这些结果显示了管道设计空间可以扩展;Edward M J Naylor等^[2]在他们的研究中保持 $A_{\text{out}}/A_{\text{in}}=1.0$ 和 $t/c=0.27$ 不变,增大 $\Delta R/L$ 和 h_{in}/L 从而达到设计边界,通过叶栅实验发现 $\Delta R/L > 0.5$ 和 $h_{\text{in}}/L > 0.4$ 时,在支板与轮毂面的角区发生分离,过渡段损失系数增大30%。除了过渡段本身的设计参数,上游复杂来流条件如附面层,旋流^[3,4]和上游尾迹等也会对过渡段流场产生重要影响,向宏辉等^[5]针对某双涵中介机匣过渡段的实验研究表明进气畸变使过渡段流场恶化,主流与支板尾迹掺混加剧,损失增大,同时过渡段流场对来流马赫数变化具有相当的敏感性;Britchford等^[6,7]针对带上游压气机与不带上游压气机中介机匣过渡段的比较研究提出上游静子尾迹会抑制轮毂支板角区的

分离。近年来,为了推动更具竞争力的环境友好的喷气发动机技术的发展,欧盟“AIDA计划”全面探索了大落差长度比中介机匣的气动影响因素和设计准则,取得了一系列研究成果^[8~10]。国内对中介机匣过渡段的研究开展较晚,主要集中在过渡段的优化设计方面^[11~14],对大落差长度比过渡段的流动损失特征及相关参数影响规律的研究较少。

本文以典型大落差长度比中介机匣为对象,深入细致地分析了过渡段流动分离特征及主要漩涡结构的发展变化,确定了损失的主要来源及分布;并针对来流马赫数和支板厚度弦长比变化对中介机匣流动损失的影响进行了比较研究。

2 物理模型和计算方法

研究对象是剑桥惠勒实验室设计的大径向落差比中介机匣过渡段^[8],它具有较大的 $\Delta R/L$,突破了传统过渡段较为保守的设计参数,缩短了长度。模型整圈含8块厚支板,计算中采用整圈的八分之一,其无量纲参数如表1。

Table 1 Main geometric properties of the duct^[8]

Parameters	Values
$\Delta R/L$	0.50
H_{in}/L	0.30
R_{in}/L	1.92
t/c	0.216
$A_{\text{out}}/A_{\text{in}}$	1.00

数值计算中求解雷诺平均的Navier-Stokes方程(RANS),模拟中介机匣定常流场,湍流模型选用经过校核的适用于低雷诺数工况的SST $k-\omega$ 湍流模型,它对中介机匣管道边界层以及流动分离的模拟具有一定优越性^[1,6]。计算给定进口总温、总压、湍流度及气流方向,出口给定平均静压,固体壁面采用绝热无滑移边界条件。

如图2所示给出了计算域网格示意图,其中流向网格节点数为155,径向网格节点数为100,周向网格

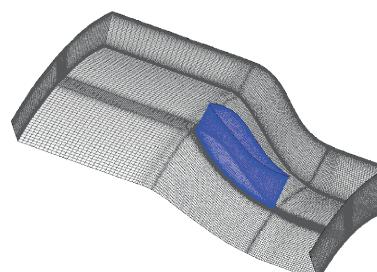


Fig. 2 Simulation grids

节点数为 75, 支板周围采用 O型网格, 网格节点数为 30, 控制近壁面 Y^+ 为 1 左右, 经网格无关性验证, 最终网格数 160 万。

3 中介机匣流动及损失特征分析

3.1 中介机匣典型流动特征

定义无量纲总压系数和静压系数为

$$C_p^* = (p_0 - p_{0,\text{ref}})/q_{\text{ref}} \quad (1)$$

$$C_p = (p_s - p_{s,\text{ref}})/q_{\text{ref}} \quad (2)$$

式中 p_0 为当地总压; $p_{0,\text{ref}}$ 为参考面平均总压; p_s 为当地静压; $p_{s,\text{ref}}$ 为参考面平均静压; q_{ref} 为参考面平均动压。

如图 3 和图 4 分别给出了中介机匣进出口总压系数与实验数据^[8]的比较, 从图中可以看出, 通过合理模拟进口总压系数分布, 在过渡段出口截面获得的总压系数分布与实验结果吻合度较好, 分布趋势基本相同, 说明本例计算方法具有较高的可信度。

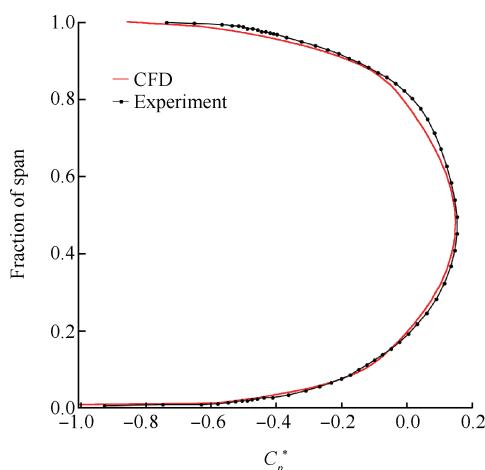


Fig. 3 Total pressure radial profiles at duct inlet^[8]

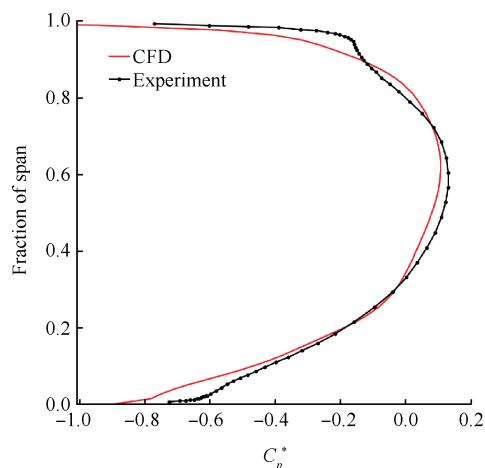


Fig. 4 Total pressure radial profiles at duct outlet^[8]

如图 5 给出了中介机匣通道端壁静压系数沿流向分布情况 ($Ma=0.25$)。

由于轮毂面和机匣面曲率变化规律相反, 气流在两个面上的流动呈现相反的趋势, 即在轮毂面先小幅加速后大范围减速, 在几乎整个过渡段通道内形成较大的逆压梯度; 而在机匣面先加速后减速而后迅速加速, 仅在过渡段进口和出口小范围内形成逆压梯度; 由于轮毂面大范围的逆压梯度与支板后部气流扩散的叠加导致过渡段支板和轮毂的角区容易发生流动分离。

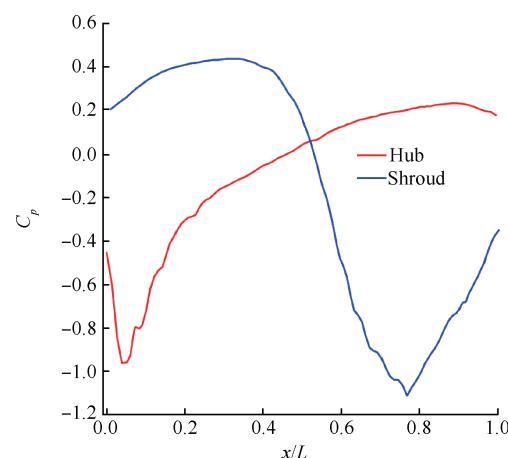


Fig. 5 Static pressure streamwise profiles at duct passage wall

如图 6 给出了支板和轮毂的壁面极限流线, 可以看到在支板和轮毂角区发生了明显的分离, 同时还可以看到支板前缘马蹄涡的分离线以及轮毂附面层向支板的周向迁移, 下面对这些二次流动在通道内的发展变化作进一步分析。

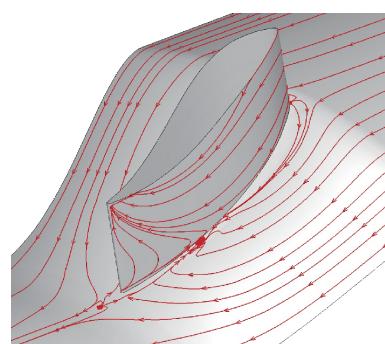


Fig. 6 Limiting streamlines on strut and hub surfaces

如图 7 定义了垂直于轮毂面的 3 个截面位置, 分别位于过渡段相对长度的 10%, 50% 和 100%, 给出了各截面的涡量云图。

由于流动的对称性, 过渡段涡量在支板两侧是

反向对称分布的,从单侧来看,在Plane1截面支板靠近轮毂面和机匣面两侧出现了反向高涡量区II和 I_1 ,这是由支板两侧马蹄涡造成的^[3, 15~17]。在Plane2截面由于支板附面层脱落形成片状的高涡量区 I_2 ,且随着流动分离的发生 I_2 不断增强;在靠近轮毂面附面层开始出现高涡量区III,并不断向支板一侧迁移;马蹄涡II不断抬升减弱。在Plane3截面高涡量区 I_2 范围不断扩大,并最终与马蹄涡 I_1 形成更大范围的高涡量区I;附面层迁移形成的高涡量区III继续增强,并不断抬升进入主流,堆积在靠近支板尾缘的两侧;轮毂面形成新的附面层。由此,最终在过渡段出口形成了三个主要的漩涡结构,如图8所示,其中马蹄涡II较弱,而漩涡I和附面层迁移涡III强度和影响范围较大,过渡段出口这种畸变流场将对下游高压压气机性能产生一定的影响。

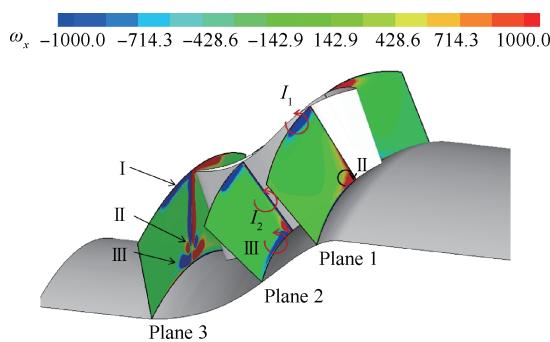


Fig. 7 Vorticity contours of the duct passage

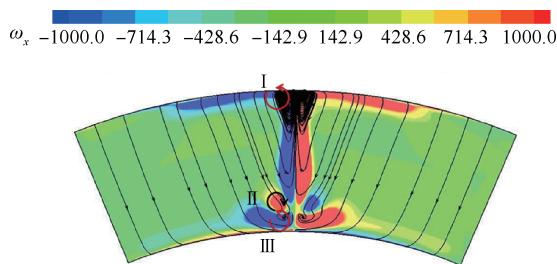


Fig. 8 Vorticity contours and streamlines at outlet plane of the duct ($Ma=0.25$)

3.2 中介机匣损失分布特征

定义 Y_p 用来衡量整个中介机匣过渡段的总压损失

$$Y_p = (p_{0,in} - p_{0,out})/q_{in} \quad (3)$$

式中 $p_{0,in}$ 为过渡段进口总压, $p_{0,out}$ 为过渡段出口总压, q_{in} 为过渡段进口动压。

将整个过渡段按质量流量 σ 分为上中下三个流量层,控制各层流量分配为轮毂面25%,主流50%和机匣25%,各层的流量平均损失值如表2。

从损失情况看,过渡段整体总压损失为3.8%,轮毂面损失值较低为2.7%,机匣面偏高为11.7%,中间主流最低为1.9%。如图9给出了出口截面总压系数云图,可以看到靠近轮毂和机匣壁面及支板尾迹区存在明显的低压区,结合图7和图8发现端壁附面层和漩涡是总压损失的主要来源,其中主流损失主要来自尾迹及漩涡与主流的掺混;靠近机匣面损失偏大是由于附面层低能流体积聚,且存在大面积漩涡I;而靠近轮毂面的损失主要是轮毂面附面层以及旋涡III造成的。

Table 2 Total pressure loss for the duct (%)

	Hub _{25%} σ	Mid _{50%} σ	Casing _{25%} σ	Plane _{ave}
Y_p	2.7	1.9	11.7	3.8

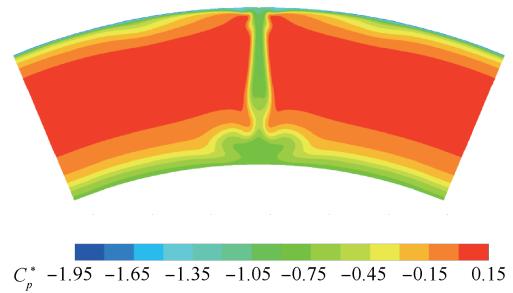


Fig. 9 Total pressure contours at the exit of the duct ($Ma=0.25$)

4 马赫数的影响

航空发动机工况多变,中介机匣需要在较大的来流马赫数范围内高效工作。如图10给出了不同马赫数下支板极限流线,从支板表面分离流动情况

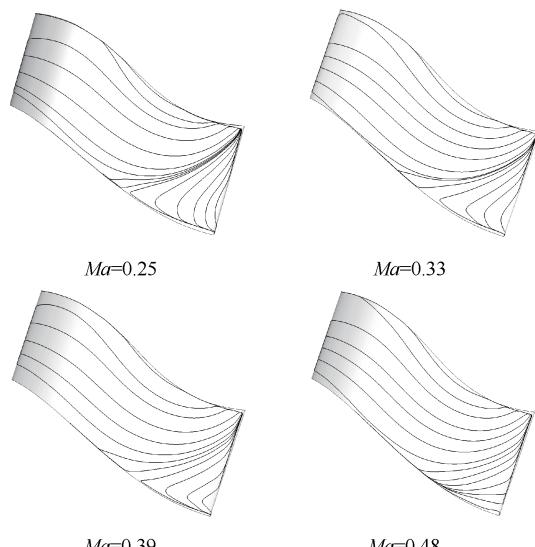


Fig. 10 Limiting streamlines on struts under different Mach number

看,随着马赫数的增加,支板角区流动分离明显减小。

如表3给出了各算例的损失情况。

Table 3 Comparisons of total pressure loss for the duct under different Mach number (%)

<i>Ma</i>	Hub _{25%σ}	Mid _{50%σ}	Casing _{25%σ}	Plane _{ave}
0.25	2.7	1.9	11.7	3.8
0.33	3.3	1.5	11.1	4.5
0.39	3.7	1.2	10.9	4.6
0.48	4.1	1.0	11.3	4.8

从表3可以发现,随着马赫数的增大,虽然支板分离程度有所减小,但整体损失呈上升趋势。从不同流量层来看,在轮毂面25%流量层对马赫数的变化较为敏感,损失随马赫数增大而相对增大52%,是总损失增加的主要来源;在中间50%流量层,随马赫数增大损失降低;机匣面25%流量层在低速马赫数为0.25情况下总压损失稍大,而马赫数从0.33增大到0.48过程总压损失变化较小。

如图11和图12给出了*Ma*=0.48时过渡段出口的涡量及总压系数分布云图,通过与图8和图9的比较可以发现,马赫数增大使上下端壁及尾迹区等低总压区的总压系数极值更低,特别是在轮毂面支板尾缘两侧出现了大范围损失核心区,这是由于轮毂面附近漩涡II和III显著增强造成的。

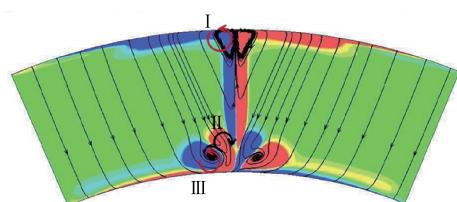
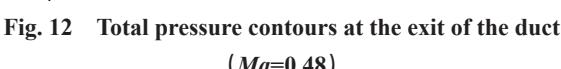
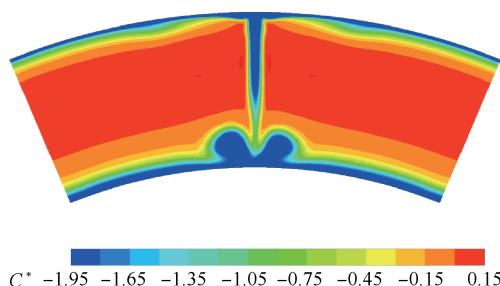


Fig. 11 Vorticity contours and streamlines at outlet plane of the duct (*Ma*=0.48)



5 支板厚度弦长比的影响

支板的最大厚度主要由其内部通过的各种辅助性管路的尺寸决定,支板厚度弦长比的选取需要在更好地提供辅助性服务和较小的气动损失间寻求平衡。为了研究支板厚度对中介机匣流场的影响,采用翼型造型软件将原厚度弦长比为0.216的支板进行重构,保持最大厚度位置和弦长不变,增大厚度改变厚度弦长比,选取0.16,0.216,0.25和0.27四个不同厚度弦长比的支板叶型方案,首先给出各算例损失分布情况如表4。

Table 4 Comparisons of total pressure loss for the duct with different thickness to chord ratio (%)

<i>t/c</i>	Hub _{25%σ}	Mid _{50%σ}	Casing _{25%σ}	Plane _{ave}
0.16	2.1	2.0	10.5	3.4
0.216	2.7	1.9	11.7	3.8
0.25	3.8	1.5	12.3	4.0
0.27	4.1	1.4	12.9	4.2

从上表可以看出支板厚度对过渡段总损失及各流量层损失分布的影响基本是单调的,即随着支板厚度的增加,总损失增大,靠近轮毂面和机匣面25%流量层损失同样增大,但轮毂面附近流场对支板厚度变化更为敏感,损失增加更大约为93%;中间50%流量层损失随支板厚度增大而减小。

如图13给出了不同算例过渡段出口截面的流线及涡量图,从图中比较可以发现:在厚度弦长比为0.16时靠近壁面的马蹄涡较小,轮毂面的马蹄涡II在过渡段出口截面会耗散掉,而漩涡I及附面层周向迁移涡III则连成覆盖几乎整个通道径向的大范围漩涡;当厚度弦长比达到0.216时,马蹄涡明显增强,轮毂面马蹄涡II不能完全耗散而出现在过渡段出口,且随着厚度的增加不断增强,附面层迁移涡III已经独立于漩涡I;当厚度弦长比达到0.27时,轮毂面马蹄涡在过渡段出口形成了独立的漩涡结构,漩涡I的核心范围进一步朝向于机匣面,附面层迁移涡III强度和范围也显著增强。

由此可以得出如下结论:支板厚度的增加使过渡段通道二次流动显著加强,轮毂面和机匣面马蹄涡显著增大,特别是轮毂面马蹄涡随着厚度增大会在过渡段出口形成与分离涡和迁移涡反向的新的涡结构,支板厚度增大使分离流的影响更偏向于机匣面,对主流影响减弱,也因此形成随着支板厚度增加过渡段总损失增大,轮毂面和机匣面25%流量层

损失增大,中间50%流量层损失减低的损失分布特点。

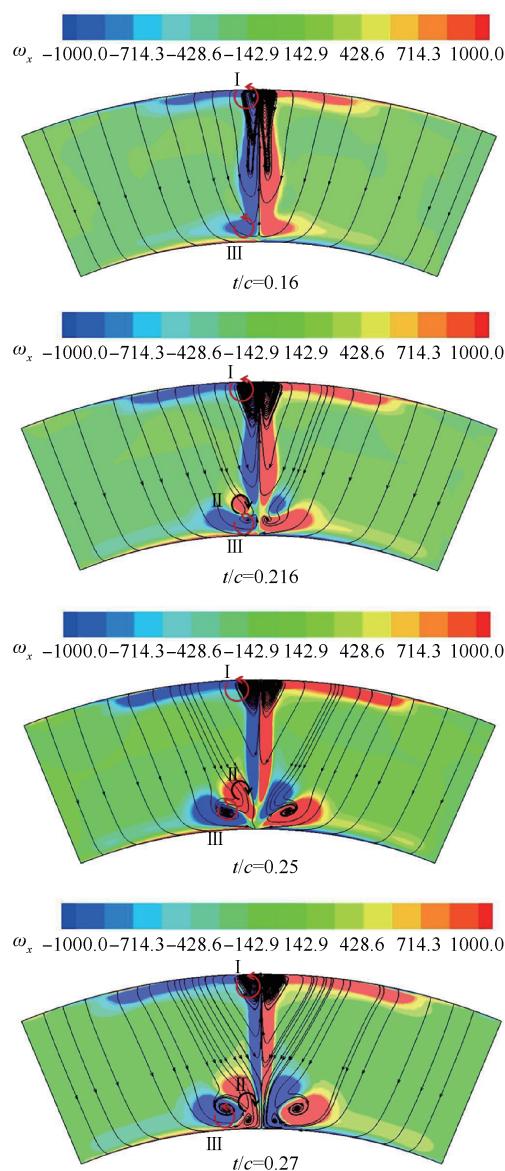


Fig. 13 Vorticity contours and streamlines at outlet plane of the duct with different thickness to chord ratio

6 结 论

(1)由于大曲率和厚支板的结构特点,中介机匣流场存在较大的逆压梯度容易在支板-轮毂角区发生分离;马蹄涡、角区分离、附面层迁移和尾迹脱落等二次流动在过渡段出口形成三个主要的高涡量漩涡区。

(2)来流马赫数为0.25时,中介机匣总损失为3.8%,其中机匣面25%流量层损失较大为11.7%,轮毂面25%流量层损失为2.7%,中间主流最低为1.9%。

(3)在过渡段典型工况范围内,随着马赫数的增

大过渡段角区分离减弱,但总损失呈增大趋势,轮毂区损失对马赫数变化较为敏感,相对增大约52%。

(4)支板厚度增大造成中介机匣马蹄涡和附面层迁移涡等流动显著增强,损失增大,总损失的增大主要来自轮毂面和机匣面附近,轮毂面损失变化更剧烈,相对增大约93%。

本文为高性能中介机匣优化设计提供了两个指导性的方向,一是降低机匣面损失绝对值;二是减小相对更敏感的轮毂面损失增大的程度。可以在合理区域引入如非轴对称端壁和附面层抽吸等流动控制手段,后续将开展进一步的研究。

参考文献:

- [1] Ortiz Dueñas, Miller R J, Hodson H P, et al. Effect of Length on Compressor Inter- Stage Duct Performance [R]. ASME 2007-GT-27752.
- [2] Edward M J Naylor, Cecilia Ortiz Dueñas, Robert J. Miller, et al. Optimization of Nonaxisymmetric End-walls in Compressor S-Shaped Ducts [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 132(1): 1-10.
- [3] Sonoda T, Arima T, Oana M. The Effect of Inlet Boundary Layer Thickness on the Flow within an Annular S-Shaped Duct [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1999, 121(7): 626-634.
- [4] Bailey D W, Carrotte J F. The Influence of Inlet Swirl on the Flow within an Annular S-Shaped Duct [R]. ASME 96-GT-60.
- [5] 向宏辉, 张 良, 陆庆飞, 等. 进气条件对压气机中介机匣流场影响的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(4): 15-19.
- [6] Britchford K M, Manners A P, Stevens S J, et al. Measurement and Prediction of Flow in Annular S-Shaped Ducts [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 1994, (9): 197-205.
- [7] Bailey D W, Britchford K M, Carrotte J F, et al. Performance Assessment of an Annular S-Shaped Duct [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1997, 119(1): 149-156.
- [8] Marios K Karakasis, Edward M J Naylor, Robert J Miller, et al. The Effect of an Upstream Compressor on a Non- Axisymmetric S- Duct [R]. ASME 2010- GT-23404.
- [9] Walker A D, Barker A G, Carrotte J F. Numerical Design and Experimental Evaluation of an Aggressive S-Shaped Compressor Transition Duct with Bleed [R]. ASME 2011-GT-45628.

- [10] Fredrik Wallin, Jörgen Olsson, Peter PJ Johansson, et al. High Speed Testing and Numerical Validation of an Aggressive Intermediate Compressor Duct [R]. ASME 2013-GT-94315.
- [11] 高丽敏, 冯旭栋, 陈璇, 等. 关于压气机过渡段设计方法的探讨[J]. 航空学报, 2013, 34(5): 1057–1063.
- [12] 阙晓斌, 侯安平, 周盛. 基于壁面压力梯度控制的压气机S形过渡段设计[J]. 航空学报, 2010, 31(3): 459–465.
- [13] 邓小明, 高丽敏, 冯旭栋, 等. 压气机中介机匣三点NURBS 曲线参数化方法[J]. 工程热物理学报, 2014, 35(7): 1330–1333.
- [14] 阙晓斌, 侯安平, 周盛. 轴流压缩系统带支板过渡段的轴对称等效方法[J]. 航空学报, 2010, 31(9): 1715–1722.
- [15] 钟兢军, 康达, 陆华伟, 等. 高负荷扩压叶栅三维定常旋涡结构建模研究[J]. 推进技术, 2015, 36(6): 852–863. (ZHONG Jing-jun, KANG Da, LU Hua-wei, et al. Study on Three-Dimensional Steady Vortex Structure in a Highly Loaded Compressor Cascade [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(6): 852–863.)
- [16] 王如根, 胡加国, 余超, 等. 跨声速压气机转子的二次流旋涡结构[J]. 推进技术, 2015, 36(4): 504–512. (WANG Ru-gen, HU Jia-guo, YU Chao, et al. Research on Secondary Flow Vortex Structure in Transonic Compressor Rotor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(4): 504–512.)
- [17] 陈焕龙. 采用缝隙射流技术的弯曲扩压叶栅气动性能研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2009.

(编辑:田佳莹)