

某大负荷涡轮过渡段设计探索

谭洪川¹, 卫刚¹, 周山¹, 罗华玲², 李剑白¹

- (1. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 成都 610500;
2. 中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 201108)

摘 要: 对某大负荷过渡段进行了探索设计和数值模拟。对比分析表明:在支板数很少的情况下,支板厚度分布对主流区的流动影响很小,主要通过叶型曲率分布来影响支板表面逆压梯度和分离。凹曲率和凸曲率搭配可以有效控制轮毂、机匣和支板叶尖的流动分离。可以通过支板周向倾斜改变支板叶型在 S_1 流面的安装角,从而起到改变攻角效应和控制流动分离的作用。在条件允许的情况下应尽可能将支板部分或全部置于主流逆压梯度较小的区域以减小支板表面压力梯度和分离风险。

关 键 词: 过渡段(ITD); 壁面曲率; 支板(SV); 逆压梯度; 大负荷

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Design exploration of a highly loading intermediate transition duct of turbine

TAN Hongchuan¹, WEI Gang¹, ZHOU Shan¹, LUO Hualing², LI Jianbai¹

- (1. Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine (Group) Corporation of China, Chengdu 610500, China;
2. Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aero Engine (Group) Corporation of China, Shanghai 201108, China)

Abstract: Aerodynamic design and numerical simulation were carried out to investigate a intermediate transition duct (ITD). Results of the analyses and comparisons showed that the thickness distribution of ITD strut vane (SV) had little impact on the main flow when SV number was small, while the pressure gradient and separation of SV surface were affected mainly through the profile curvature distribution. The flow separation in the region of hub, shroud and SV's tip was controlled effectively with the combination of concave and convex curvature. The stagger angles of the SV on S_1 stream surface were changed by circumferential lean to impact the effect of attack angle and depress the flow separation. The SV should be placed in the main flow with low pressure gradient as more as possible no matter part or all to decrease the pressure gradient and risk of flow separation.

Key words: intermediate transition duct (ITD); wall curvature; strut vane (SV); adverse pressure gradient; highly loading

涡扇发动机中用于衔接高、低压涡轮部件的
燃气通道称为过渡段(intermediate transition
ducts, ITD)。过渡段的出口面积通常大于进口

面积,这一几何特征决定了过渡段内部流动总体
上是一个扩压过程,流动速度降低,压强增大,易
发生流动分离。除了作为气流通道的,过渡段内

收稿日期:2015-10-22

作者简介:谭洪川(1985—),男,工程师,硕士,主要从事叶轮机械气动热力学研究。

引用格式:谭洪川,卫刚,周山,等. 某大负荷涡轮过渡段设计探索[J]. 航空动力学报,2017,32(7):1769-1781. TAN Hongchuan,
WEI Gang,ZHOU Shan,et al. Design exploration of a highly loading intermediate transition duct of turbine[J]. Journal of
Aerospace Power,2017,32(7):1769-1781.

通常还安装有支板作为承力件,油管、气管经由支板内部穿过。这使得支板厚度通常较大,对气流产生阻塞作用,使过渡段段内部三维流动更复杂,发生流动分离的风险更高。

出于对高推进效率、低油耗、低噪声以及低污染排放的不断追逐,民用航空涡扇发动机不断朝着涵道比更大,核心机尺寸更小,结构更紧凑的方向发展^[1],但由于风扇叶尖切线速度受到限制,直接驱动风扇(齿轮传动发动机除外)的低压涡轮转速较低、外径较大,导致低压涡轮与高压涡轮的径向落差越来越大,过渡段设计难度也越来越大。相比以往,过渡段成为影响涡轮乃至整个发动机性能越来越重要的一个因素^[2],越来越多的研究者在机理^[3-5]、设计^[6-8]和试验^[9-12]方面开展研究。为了掌握先进的过渡段设计技术,欧盟 2003 年第 6 框架计划中专门针对竞争与环保发动机实施了 Aggressive Intermediate Duct Aerodynamics(AIDA) for Competitive and Environmentally Friendly Engines 计划,其目标是利用更加紧凑的过渡段使得发动机的质量减轻 1%~2%,CO₂ 排放量降低 2%,耗油率降低 1%^[13]。美国 NASA 的超高效率发动机技术(UDET)把研究紧凑的大径向落差过渡段(aggressive transition duct, ATD)作为提高发动机经济性的手段之一^[14]。本文对某大负荷过渡段进行了设计探索,并试图通过设计过程和对设计结果的分析获得一些过渡段设计规律。

1 设计要求

过渡段几何设计约束见表 1。如图 1 所示,图中 h_1 表示进口环面高度, h_2 表示出口环面高度, L 表示长度, L_x 表示轴向长度, θ 表示中位角, ϕ_1 表示进口面倾角, ϕ_2 表示出口面倾角, ΔR 表示径向高度差, R_1 表示进口中径, R_2 表示出口中径。在不考虑轮毂和机匣型线曲率情况下用于描述过渡段的几何参数一共有 7 个。3 个无量纲参数 $A, L/h_1, \theta$ 是过渡段设计中最为重要的 3 个特征参数;出口与进口面积比 A 表征过渡段的扩压程度;长高比 L/h_1 表征过渡段总体上沿流向的逆压梯度,在 A 一定的情况下 L/h_1 越小逆压梯度越大;中位角 θ 表征气流的径向折转程度。图 2 是 Sovran 和 Klomp^[15]选取 $A=1.0, L/h_1$ 两组变量根据实验结果作出的过渡段性能图谱。图中 C_p^* 是压力系数 C_p 等值线中 L/h_1 最小的点, C_p^{**} 是 C_p 等值线中 A 值最小的点。在 C_p^* 左侧,对应大负荷扩压段,很容易产生分离,设计难度大,但有

助于减小尺寸和质量,在 C_p^* 右侧,性能上有保证,但尺寸和质量较大,属于保守的设计。表 2 是本文过渡段的特征参数,图 2 中所指示的圆点是在其 Sovran 和 Klomp 图中所处的位置,可以看出本文所要设计的过渡段已经进入高风险区,属于大负荷过渡段。该过渡段还要求有 8 个支板(均布),支板相对厚度较大,按照允许的最小厚度和最大弦长计算,相对厚度为 0.3125。

表 1 ITD 设计几何约束

Table 1 ITD design geometric constraint			
参数	数值	参数	数值
进口内径/mm	334	轴向长度/mm	≤125
进口外径/mm	387	支板数量	8
出口内径/mm	387	支板厚度/mm	≥25
出口外径/mm	459	支板轴向弦长/mm	≤80

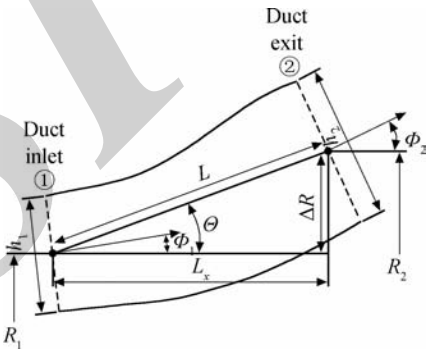


图 1 过渡段几何参数

Fig. 1 Geometric parameters of ITD

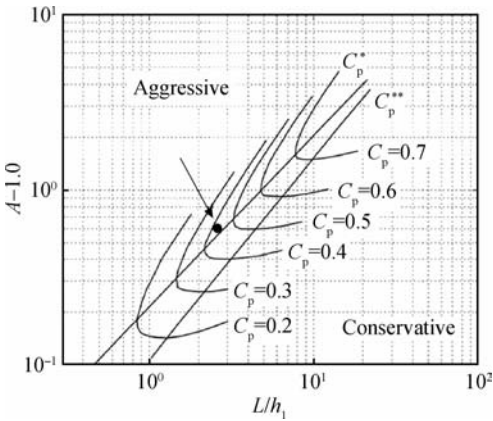


图 2 过渡段性能图

Fig. 2 ITD performance map

表 2 ITD 特征参数

Table 2 ITD characteristic parameters		
A	L/h_1	$\theta/(^\circ)$
1.60	2.64	28

过渡段设计的气动边界如图 3~图 5, T_1^* , p_1^* 分别表示总温和总压, α_1 表示气流角, 图 3 为进口总温径向分布, 图 4 为进口总压径向分布, 图 5 为进口气流角(与轴向夹角)径向分布。进口平均马赫数为 0.44, 平均总温 $\bar{T}_1^* = 1075\text{ K}$, 平均总压 $\bar{p}_1^* = 235\,700\text{ Pa}$, 平均气流角 $\bar{\alpha}_1 = 4.6^\circ$ 。

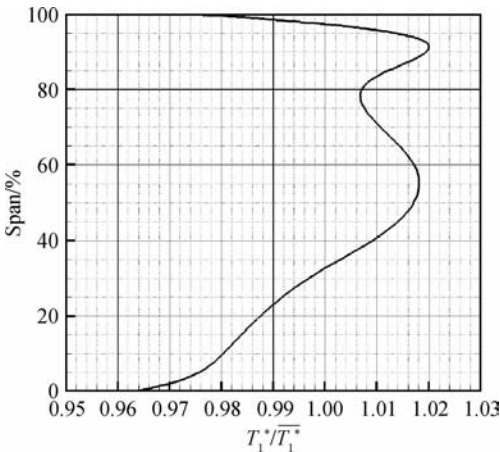


图 3 进口总温分布

Fig. 3 Inlet total temperature distribution

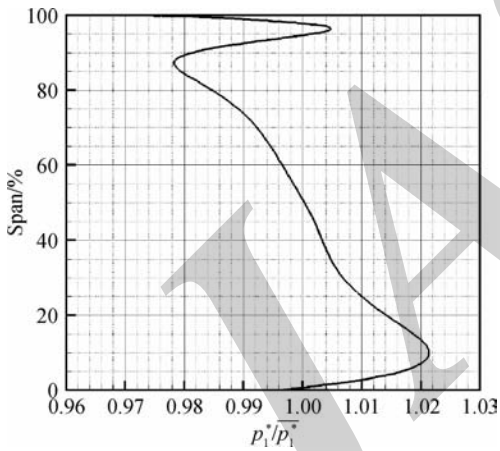


图 4 进口总压分布

Fig. 4 Inlet total pressure distribution

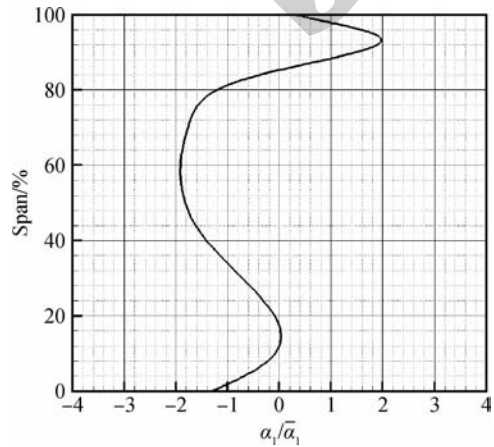


图 5 进口气流角分布

Fig. 5 Inlet flow angle distribution

2 设计软件和计算方法

2.1 设计软件

过渡段子午流道型线设计软件和支板设计软件均为自编软件。子午流道设计包括轮毂、机匣型线设计, 型线为 Bezier 曲线, 设计中保证曲线与高压涡轮出口和低压涡轮进口平滑连接, 设计中实时显示流道宽度和轮毂/机匣曲率分布情况, 方便型线设计调整。支板叶片由 3 个截面叶型积叠而成, 每个截面叶型由前、尾缘圆弧和压力面、吸力面两条 Bezier 曲线组成。支板的主要功能是: 整流、支撑和包络, 支板最大厚度及最大厚度位置、叶型曲率对此有主要影响, 设计中重点关注和控制这 3 个方面。

2.2 计算方法

如图 6 所示, 计算所用网格为 6 面体结构化网格, S_1 流面网格为 O-H 网格, 叶片周围为 O 网格, 其余为 H 网格, 周向周期性匹配。对影响数值计算精度的壁面底层网格尺度、壁面附近网格延展比、网格总量和网格质量进行了严格控制, 壁面底层网格 y^+ 不大于 5, 壁面附近局部加密, 网格延展比小于 1.2, 所有网格节点空间两条边的夹角在 $40^\circ \sim 140^\circ$ 之间, 单通道网格节点数为 730 000 左右, 达到计算模型的网格无关性要求。

计算采用商用软件 Fluent 14.5, 有限体积法求解 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes), 2 阶迎风格式离散, 湍流模型选用 realizable $k-\epsilon$ 模型, 该模型对过渡段性能及各参数的影响规律有较高的预测精度^[16], 近壁面采用标准壁面函数。计算中考虑变物性的影响, 黏度采用 3 系数 Sutherland 法则计算。

图 7 是某过渡段及其试验件的示意图, 图 8 是支板 10%, 50%, 90% 相对叶高表面压力分布

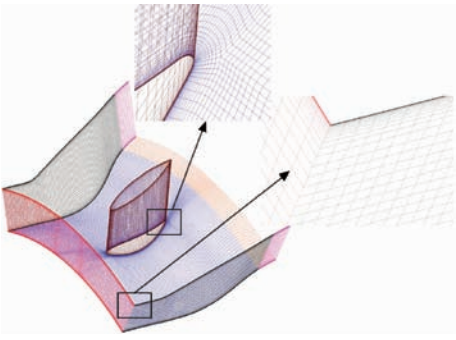


图 6 计算网格

Fig. 6 Computational mesh

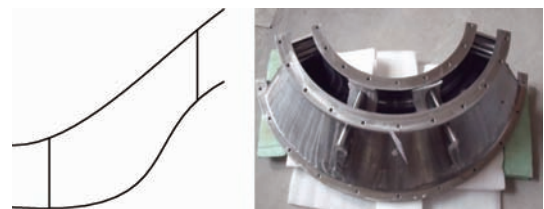


图 7 某过渡段图示及其试验件
Fig. 7 A ITD and the test piece

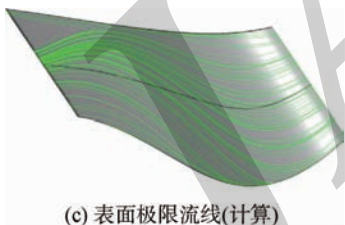
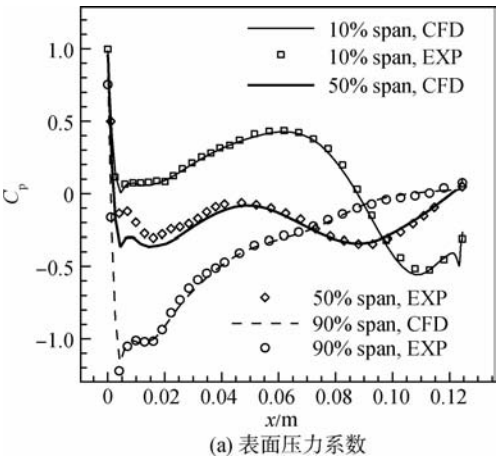


图 8 试验结果与计算结果对比

Fig. 8 Comparison between calculation result and experimental result

试验值(EXP)与用本文计算方法获得的计算值(CFD)的对比,以及支板表面的油流显示图像与计算获得的支板表面极限流线的对比。试验测量的总压恢复系数 σ 为 0.9888,计算值为 0.9892。可以看出本文所采用的计算方法具有较高精度。

3 设计分析

过渡段中存在 3 个曲面,轮毂曲面、机匣曲面和支板曲面,它们共同组成气流通道,过渡段设计就是通过设计 3 个曲面来组织内部流动,控制壁面分离,减小流动损失,本文就是对这 3 个曲面进

行设计分析。如图 9 所示,在分析中用到的几个特征位置有:两个支板之间轮毂和机匣的中间位置,该位置用以观察通道主流区的流动特征;支板与轮毂和机匣的交线(即 0%和 100%叶高的叶型线),用以观察支板和端壁的流动干涉。本文用到的性能参数定义如下:

总压恢复系数

$$\sigma = \bar{p}_2^* / \bar{p}_1^* \tag{1}$$

总压损失系数

$$\xi = (\bar{p}_1^* - \bar{p}_2^*) / (\bar{p}_1^* - \bar{p}_1) \tag{2}$$

压力系数

$$C_p = (p - \bar{p}_1) / (\bar{p}_1^* - \bar{p}_1) \tag{3}$$

其中 p 为静压, $\bar{p}_1$ 为进口平均静压, $\bar{p}_1^*$ 和 $\bar{p}_2^*$ 分别为进出口平均总压。

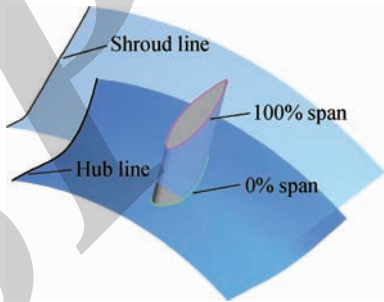


图 9 特征位置示意图
Fig. 9 Schematic of feature position

3.1 支板厚度分布的影响

从文中第 1 节的设计边界可以看出在高度方向上过渡段进口气流角最大为 9° ,平均气流角接近轴向,因此先把支板设计为 0° 安装角的对称直叶片,计算时进口给定平均总温总压,轴向进气,待支板和流道设计完成后再按照实际的进口参数分布进行验算,视情进行必要的调整。

相关研究^[17-18]认为壁面的凹凸型(相对于流动区域而言,见图 10)和曲率大小对逆压梯度下的流动分离有重要影响。因此支板的存在除了会因摩擦带来损失外,还会通过壁面类型和曲率大小影响流动分离和损失。本文的支板厚度较大,按照设计要求允许的最小厚度和最大弦长计算,相对厚度值为 0.3125,这决定了支板曲率在总体上处于比较大的水平。最大厚度位置(厚度分布是反映支板表面曲率分布的特征参数,最大厚度靠前则支板前半段曲率较大,最大厚度靠后则支板后半段曲率较大。这里在子午流道不变的情况下给出了 3 个支板方案,如图 11 所示。最大厚度相对位置 $\bar{e}$ 对比见表 3。

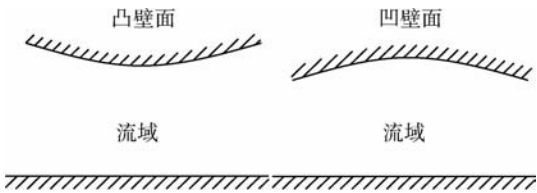


图 10 两种壁面
Fig. 10 Two kinds of wall

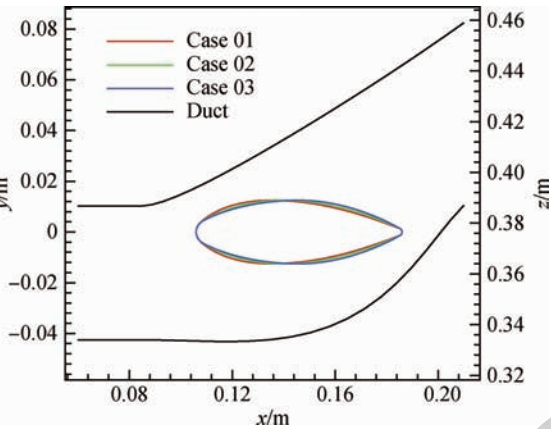


图 11 支板方案对比
Fig. 11 Comparison of SV schemes

表 3 支板最大厚度位置和总压损失对比

Table 3 Comparison of maximum thickness position and total pressure loss

参数	方案名称		
	Case 01	Case 02	Case 03
$\bar{e}/\%$	31.25	37.50	43.75
ξ	0.04916	0.04671	0.04805

从图 12 可以看出,对于本文这样支板数较少的过渡段,尽管支板厚度较大,但由于支板数量少,因此对气流的约束能力很弱,在周向方向上,支板在流道中的处境与外流类似,对主流区的流动影响非常有限,因此 3 个支板方案主流区域的端壁静压完全重合,支板厚度的分布只影响支板附近的局部区域。从图 13~图 15 可以看出,不同方案支板表面的压力分布规律类似,先在前缘附近经过一段加速减压过程,而后减速增压。最大厚度位置影响支板前缘加速程度和后半段逆压梯度:最大位置靠前,前缘加速程度越大,支板表面最小压力越小,后半段逆压梯度越大。图 16 和图 17 是支板表面和机匣壁面剪切力轴向分量分布图,红色表示剪切力轴向分量大于零,即没有发生分离;蓝色表示轴向分量小于零,即发生了分离。从图中可以看出最大厚度位置越靠前,由于逆压梯度更大,流动分离起始得越早,在轴向方向上所占范围越大。有趣的是尽管最大厚度越靠

前,后半段的逆压梯度更大,但流动分离在叶高和周向方向上沿下游扩展更慢。图 16 表明 case 03 流动分离在支板叶尖尾缘附近占据的高度范围最大,case 01 最小,这除了压力梯度的关系,可能还与支板表面的曲率有关,因为最大厚度越靠前,叶型后半段的曲率越小,对逆压梯度的抵抗力越强。从图 16 还可以看出,支板厚度分布除了影响叶尖流动外,还影响到叶中尾缘附近的流动,支板厚度越靠后,叶中尾缘附近越容易发生流动分离,从表 3 的总压损失系数看,case 02 的损失最小,最大厚度略微靠后对控制流动分离最有利。

可以看出支板最大厚度位置的变化通过影响叶型曲率分布来影响叶片前半段加速程度和后半段的逆压梯度,在后半段逆压梯度和后半段曲率的共同作用下影响叶尖分离的起始位置和分离的扩展速度,以及尾缘附近的流动分离情况。支板最大厚度越靠前,叶尖分离越早,因此在轴向分离范围越大,但在径向上扩展越慢,因此径向分离范围越小。

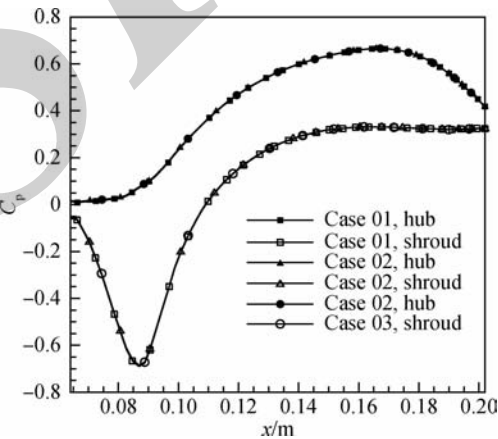


图 12 不同支板厚度下端壁中间位置压力分布
Fig. 12 Pressure distribution of end wall middle position with different SV's thicknesses

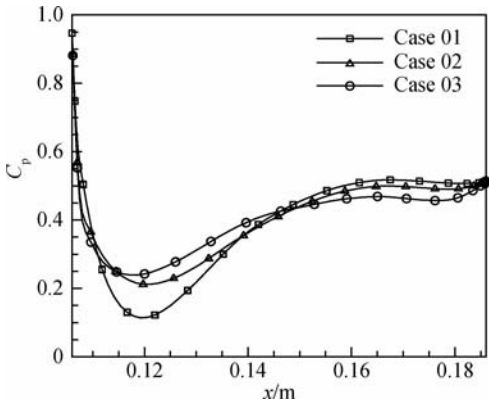


图 13 支板不同厚度下支板 0% 叶高表面压力分布
Fig. 13 Pressure distribution of SV 0% span surface with different SV's thicknesses

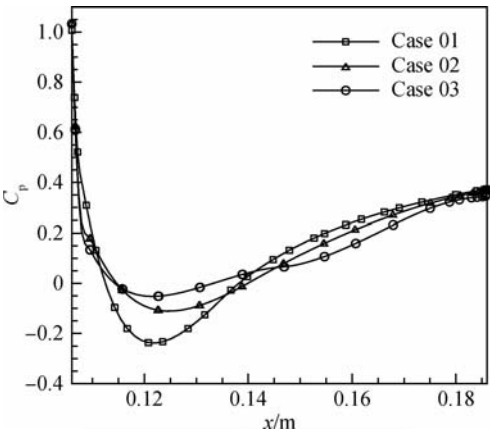


图 14 不同支板厚度下支板 50%叶高表面压力
Fig. 14 Pressure distribution of SV 50% span surface with different SV's thicknesses

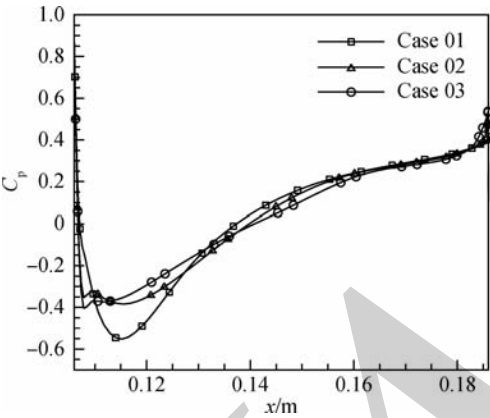


图 15 不同支板厚度下支板 100%叶高表面压力
Fig. 15 Pressure distribution of SV 100% span surface with different SV's thicknesses

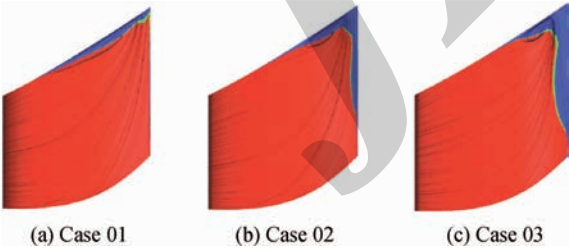


图 16 不同支板厚度分布下支板表面分离情况对比
Fig. 16 Comparison of separation on SV surface with different SV's thicknesses

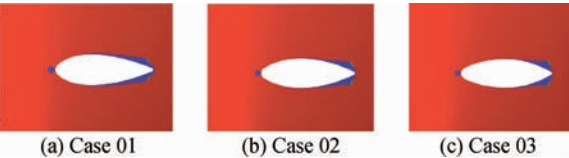


图 17 不同支板厚度分布下的机匣表面分离情况对比
Fig. 17 Comparison of separation on shroud surface with different SV's thicknesses

3.2 轮毂型线的影响

图 18 是不同轮毂型线方案子午流道图,图 19 是对应的轮毂型线曲率,通俗的讲各方案的区别是下凹程度不同。4 个方案中 case 05 的损失最小(表 4),图 20 和图 21 显示,随着轮毂不断下凹,支板叶尖附近区域的分离范围和损失值越来越小,但当轮毂下凹到一定程度后(case 06),轮毂会发生流动分离,导致损失增大。因此轮毂型线有一个最佳下凹范围,在该范围内既能使支板叶尖附近区域流动分离最小,又能保证轮毂不发生分离。下面对导致这一规律的原因进行探讨。

通常认为流道型线的改变会有两个方面的影响:第一是通过改变通道的流动面积影响主流的逆压梯度和流动状态,第二是曲率的变化引起流道壁面附近的局部流动变化。图 22 是主流区轮毂和机匣的压力分布,就机匣压力分布而言,除了 case 04 其余 3 个方案的差别很小;就轮毂压力分布而言也是 case 04 与其他 3 个方案的差别最大(case 06 在后半段的压力变化主要是流动分离引起的),这说明轮毂下压到一定程度后(case 03 以后)通道面积的改变对通道主流的影响减弱,轮毂型线的主要影响在于改变支板和轮毂壁面附近的流动,这可以从图 22~图 25 中可以看出。图 23~图 25 显示,轮毂型线的变化改变了支板表面的逆压梯度。随着轮毂下凹,支板叶尖的逆压梯度减小,虽然变化程度不大,但由于支板壁面为凸壁面,再加上叶尖的逆压梯度最大,因此很敏感地感受到了叶尖逆压梯度的变化,叶尖流动受到较大影响:随着轮毂下凹,叶尖流动分离起始位置后移,分离范围减小(图 20、图 21)。图 26 显示轮毂下凹程度越大,底层气流速度越小,对逆压梯度的抵抗力越小,更容易发生流动分离,这就是在 case 03, case 05 和 case 06(分离前)轮毂逆压梯度几乎相同的情况下(图 22),只有 case 06 发生了分离,因为 case 06 底层速度最小。由于随着轮毂下凹,底层速度减小且低速底层增厚,因此有效流通面积变化不大,这是轮毂下凹到 case 03 以后,对主流区流动和机匣压力分布影响不大(图 22)的原因。仔细观察图 21(e)还可以发现,case 06 方案轮毂流动分离只发生在主流区,支板附近却没有发生分离。从图 27 发现这是由于支板的凸曲率使支板附近流体加速,提高了底层气流速度及其对分离的抵抗能力,这样看来,支板的存在对抑制过渡段轮毂附近的流动分离是有利的。

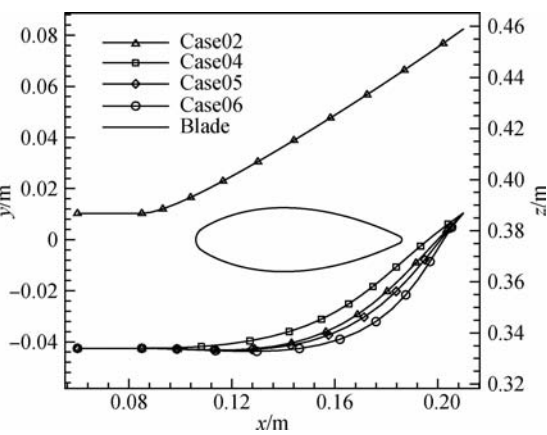


图 18 轮毂型线对比

Fig. 18 Comparison of hub lines

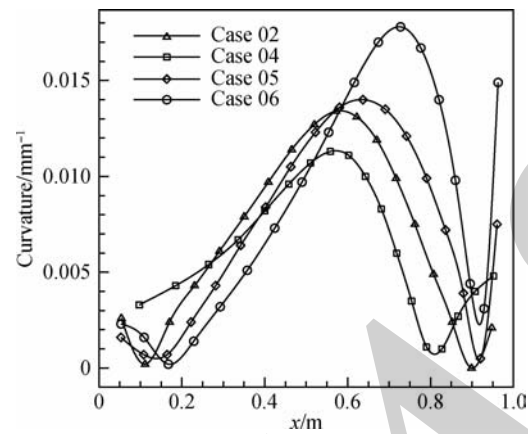


图 19 轮毂曲率对比

Fig. 19 Comparison of hub curvatures

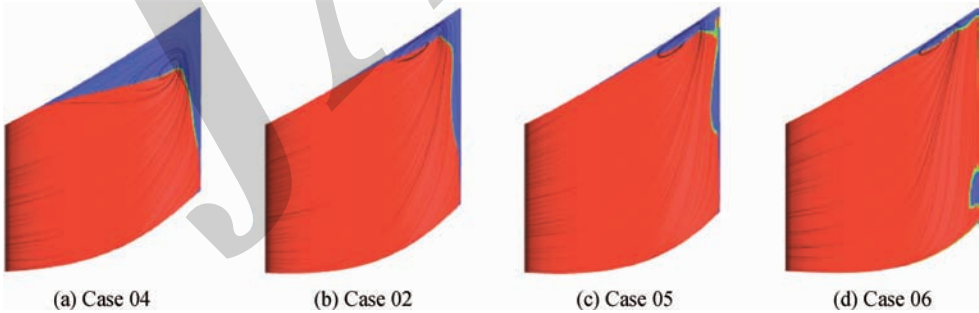


图 20 不同轮毂型线下的支板表面分离情况对比

Fig. 20 Comparison of separation on SV surface with different hub lines

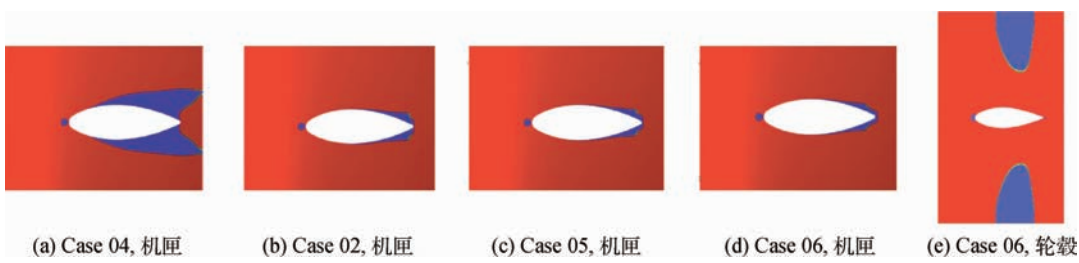


图 21 不同轮毂型线下的端壁表面分离情况

Fig. 21 Comparison of separation on end wall surface with different hub lines

表 4 不同轮毂方案总压损失对比

Table 4 Comparison of total pressure loss under different hub schemes

参数	方案名称			
	Case 02	Case 04	Case 05	Case 06
ξ	0.04671	0.05571	0.04587	0.04869

3.3 机匣型线的影响

图 28 是机匣型线方案的子午流道对比图,各方案的区分主要有两个方面:第一是型线的曲率分布,如图 29 所示,case 07 在进口段曲率最大,转折最急促,case 10 的曲率变化最平缓,进口段转折最缓慢;第二是型线中间段的曲线类型,case 07 和 case 08 中间段是凹曲线,case 05,case 09 和 case 10 中间段是凸曲线,在机匣上表现为凹壁面和凸壁面的差别。

从图 30 和图 31 中可以看出随着外流道不断下压,支板叶尖和叶尖附近机匣的分离起始位置逐渐提前,范围逐渐增大。表 5 显示除去 case 07 外,随着外流道下压总压损失逐渐增大,case 08 的损失最小,case 07 的损失较大的原因是主流区机匣发生了大面积分离。图 32 是各方案主流区轮毂和机匣表面的压力分布:首先通过与文中第 3.2 节对比可以发现机匣型线对轮毂压力的影响比轮毂型线对机匣压力的影响要大得多;其次,除去 case07 外,随着机匣型线下压,由于型线在进

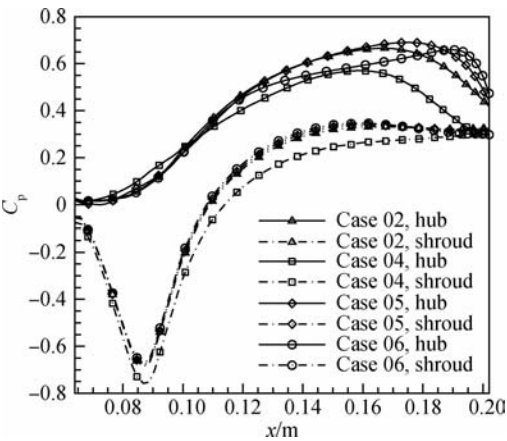


图 22 不同轮毂型线下的端壁中间位置压力分布
Fig. 22 Pressure distribution of end wall middle position with different hubs

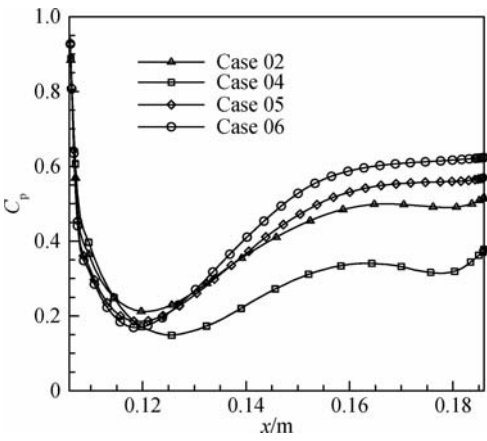


图 23 不同轮毂型线下的 0% 叶高表面压力分布
Fig. 23 Pressure distribution of SV 0% span surface with different hub line lines

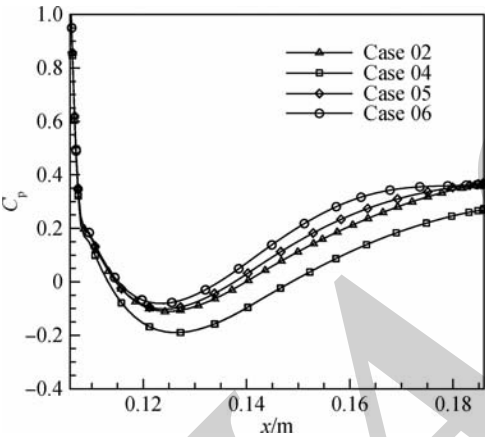


图 24 不同轮毂型线下的 50% 叶高表面压力分布
Fig. 24 Pressure distribution of SV 50% span surface with different hub lines

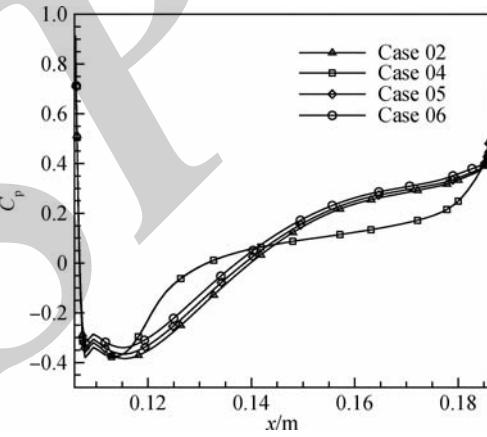


图 25 不同轮毂型线下的 100% 叶高表面压力分布
Fig. 25 Pressure distribution of SV 100% span surface with different hub lines

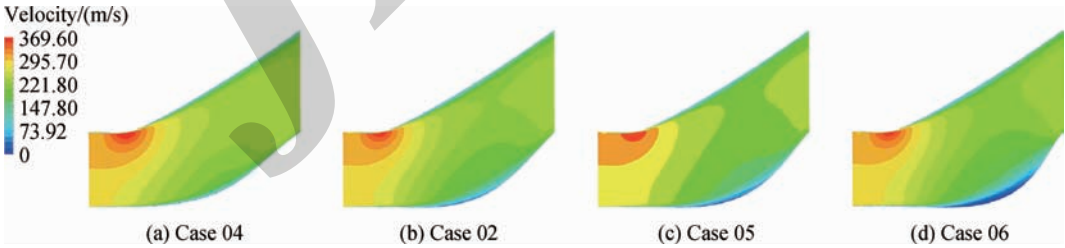


图 26 不同轮毂型线下的子午面速度云图
Fig. 26 Velocity contour of meridional plane with different hub lines

口段的曲率减小(图 29),进口段的加速降压程度越弱,紧接其后的逆压梯度越小;其三,机匣型线的变化会改变轮毂的压力,但对轮毂的压力梯度几乎没有影响(case 07 除外)。图 33~图 35 显示除去 case 07 外,支板表面压力分布随着机匣型线的改变具有很好的规律性:随着型线下压,支板前缘的加速减压程度越强,紧接其后的逆压梯度越大,这就是随着机匣型线下压支板叶尖分离发生

得更早、分离范围更大的原因。但是为什么主流机匣的逆压梯度随着型线下压减小,而支板附近机匣(支板 100% 叶高)的逆压梯度增大,两者规律完全相反。以 case 05 为例,从图 36 可以看出由于支板的阻塞作用,支板前缘附近气流减速增压,在支板前缘滞止,而后才开始加速减压,但主流区气流从进口一开始就加速减压。因此主流区机匣逆压梯度取决于机匣进口段的曲率和加速程

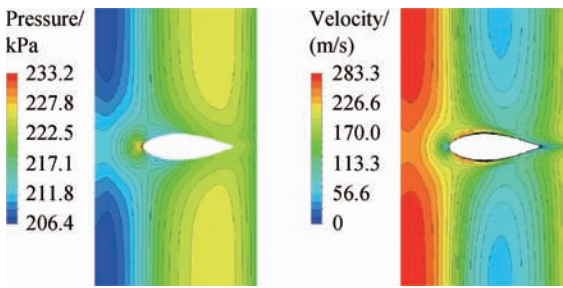


图 27 2%叶高 blade-to-blade 面内的速度和压力云图(case 05)

Fig. 27 Velocity and pressure contour of blade-to-blade plane of 2% span (case 05)

度;支板表面的逆压梯度取决于支板前半段的加速程度。支板前半段的加速程度又受支板曲率和支板所在范围内机匣曲率的共同作用,在支板曲率不变的情况下,支板所在范围内的机匣曲率越大,支板表面加速程度越大。所以从图 28 和图 29 可以看出,随着机匣型线下压,机匣进口段曲率越小,这导致主流区机匣进口段加速程度越小,逆压梯度越小(图 32);同样从图 28 和图 29 可以看出随着机匣型线下压,支板所在范围的机匣曲率越大,导致支板叶尖前缘附近的加速程度越大,逆压梯度越大(图 35)。需要说明的是,case 07 和 case 08 在支板前缘以后的机匣是凹曲线,case 05,case 09 和 case 10 在支板前缘以后的机匣是凸曲线,由于支板表面是凸曲率,机匣的凹曲率可以削弱支板凸曲率的加速作用,凹曲率越大,削弱作用越大,相反 case 05、case 09 和 case 10 支板前缘以后的机匣凸曲率会助长支板凸曲率的加速作用,曲率越大,助长作用越大。因此,如果认为曲率有正负的话,定义凹曲率为负曲率,凸曲率为正曲率,那么机匣型线对支板叶尖分离的规律就比较容易描述:支板前缘以后机匣曲率越小,则支板叶尖分离的起始位置越靠后,分离范围越小。

在前面的分析中,总是把 case 07 除外,那是因为 case 07 主流区的大部分机匣发生了流动分离,图 37 给出了 case 05、case 07 和 case 08 的域内速度对比图,可以看出 case 07 由于机匣发生分离形成了较大的低速区,较大地改变了过渡段沿流向的有效流通面积,因此 case 07 方案的流动状态相对于其他方案有比较大的跃变,成为规律的终结者,轮毂、机匣以及支板的表面压力分布体现出了这一点(图 32~图 35)。还有一个情况是图 31 所示 case 07 方案主流区机匣发生了分离,而支板附近的机匣没有分离,这是因为如图 37 所示,随

着机匣上凹,主流区机匣逆压梯度越大(图 32),因此更容易发生分离,而支板附近由于支板凸曲率削弱了机匣凹曲率的作用,因此没有发生分离。

通过对比分析可以看出,机匣曲率和支板曲率的组合对控制支板叶尖的流动分离很重要,应该尽可能避免机匣在支板所在范围有大的凸曲率,建议机匣在进口段大曲率快速折转,而后在支板所在范围保持较小的曲率。在保证主流区机匣不发生分离的条件下,机匣适当的凹曲率设计对控制分离是有利的。

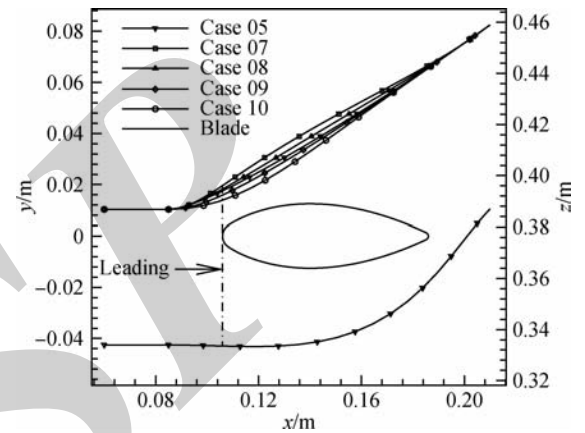


图 28 机匣型线对比

Fig. 28 Comparison of shroud lines

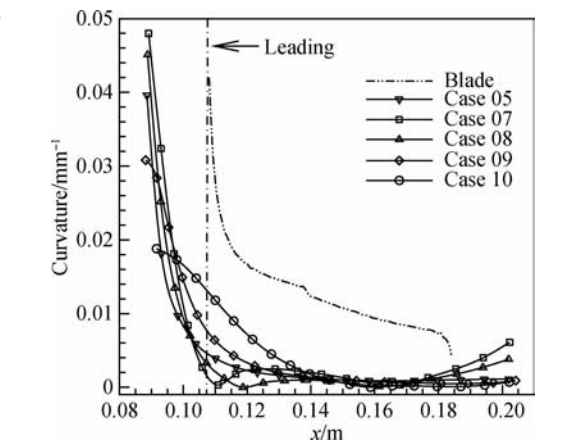


图 29 机匣曲率对比

Fig. 29 Comparison of shroud curvatures

3.4 验算和调整

通过支板、轮毂、机匣曲面的调整,case 08 方案基本消除了均匀进气条件下的流动分离,按照第 1 节的非均匀进气条对该方案进行了验算,为了与均匀进气条件下的计算结果相区别,以 case 11 标识 case 08 方案在非均匀进气条件下的计算结果,验算后发现分离加剧。随后在结构允许

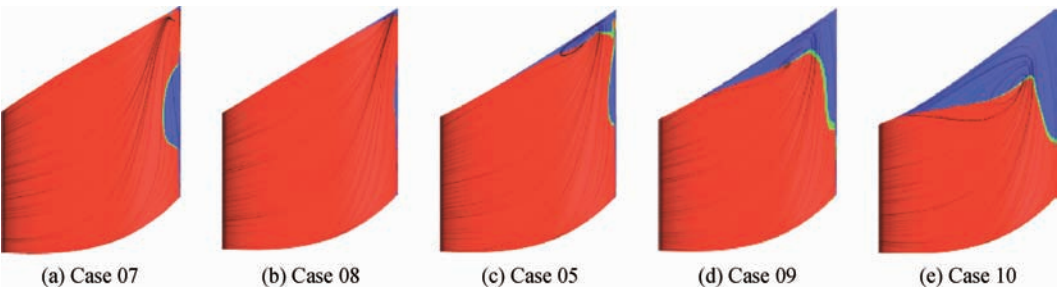


图 30 不同机匣型线下的支板表面分离情况对比

Fig. 30 Comparison of separation on SV surface with different shroud lines

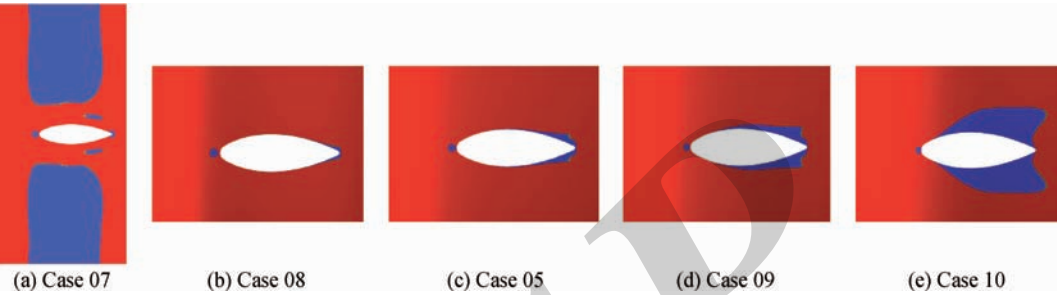


图 31 不同机匣型线下机匣表面分离情况对比

Fig. 31 Comparison of separation on shroud surface with different shroud lines

表 5 不同机匣方案总压损失对比

Table 5 Comparison of total pressure loss under different

shroud schemes

参数	方案名称				
	Case 05	Case 07	Case 08	Case 09	Case 10
ξ	0.04587	0.06278	0.04376	0.04882	0.05891

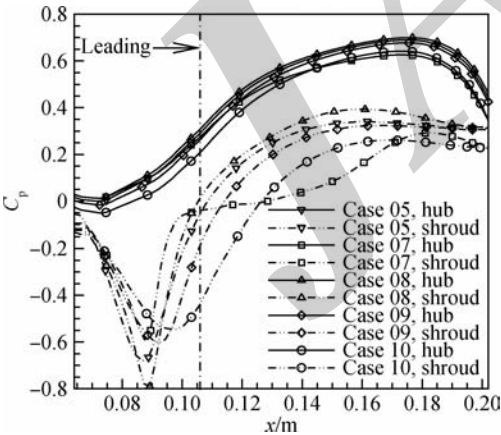


图 32 不同机匣型线下的端壁中间位置压力分布

Fig. 32 Pressure distribution of end wall middle position with different shroud lines

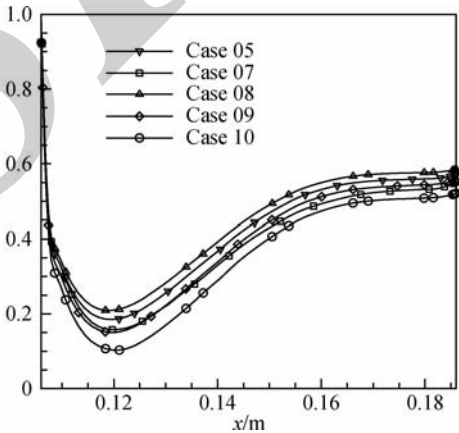


图 33 不同机匣型线下 0% 叶高表面压力分布

Fig. 33 Pressure distribution of SV 0% span surface with different shroud lines

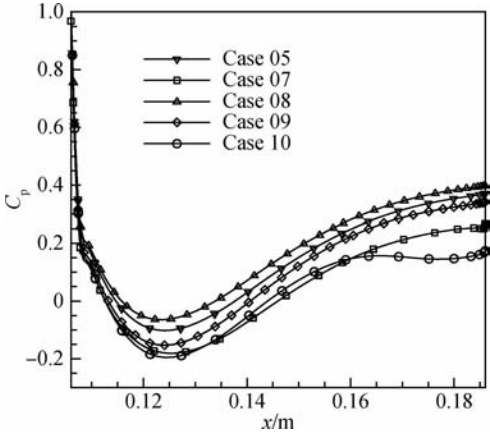


图 34 不同机匣型线下 50% 叶高表面压力分布

Fig. 34 Pressure distribution of SV 50% span surface with different shroud lines

的条件下对支板进行了两种调整,一是在 case 11 的基础上支板周向倾斜 4° (如图 38),以 case 12 标识;二是在 case 12 的基础上轴向倾斜 6° (如图 39),以 case 13 标识。从图 40~图 42 可以看出,两种调整方式有效地减小了分离,其原因是支板的调整减小了支板表面的逆压梯度(图 43~图 45),从

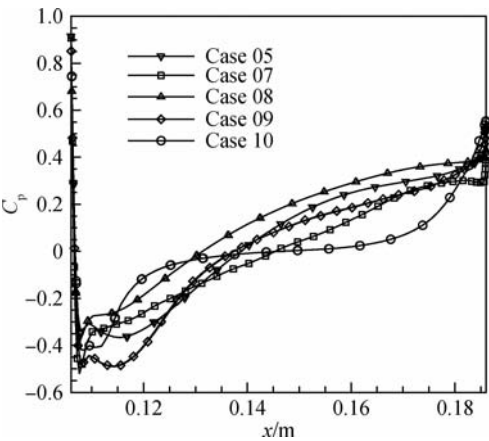


图 35 不同机匣型线下 100%叶高表面压力分布
Fig. 35 Pressure distribution of SV 100% span surface with different shroud lines

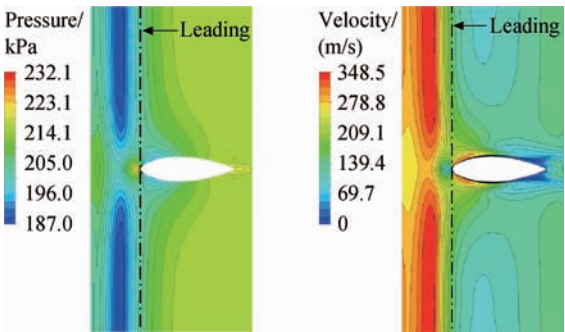


图 36 98%叶高 blade-to-blade 面内的压力和速度云图(case 05)

Fig. 36 Pressure and velocity contour of blade-to-blade plane of 98% span (case 05)

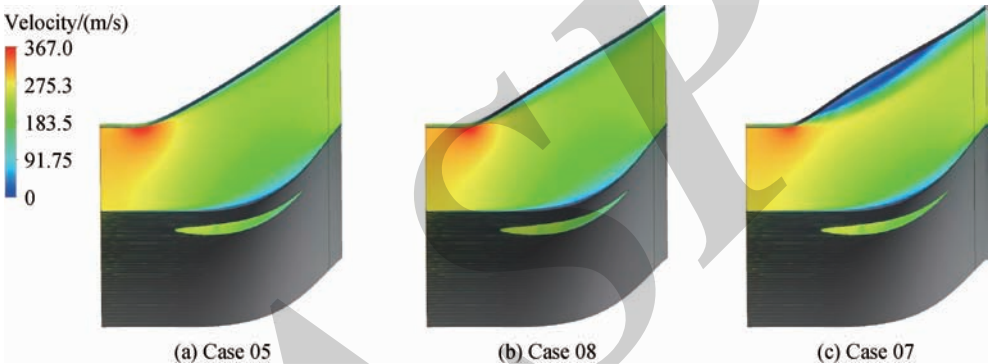


图 37 域内速度云图
Fig. 37 Intra-domain velocity contour

而控制了流动分离,但两种方式改变支板表面压力的方式不同。

从图 43 可以看出 case 11 支板两侧的压力分布在非均匀进气下不再对称,支板吸力面压力梯度增大,压力面压力梯度减小,导致支板叶尖压力面分离消失、吸力面大面积分离(图 40~图 41)。从图 42 可以看出,虽然 case 12 的支板在周向方向上统一倾斜了 4° ,但由于过渡段进出口半径不一样,因此在周向方向上偏移的距离不同,进口偏离少,出口偏离多,导致 case 12 实际上改变了 S_1 流面上的叶型安装角,从而改善了前缘对攻角的适应性,使支板吸力面逆压梯度降低。如图 46 所

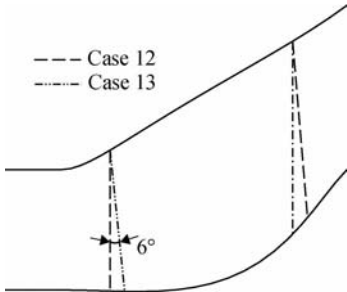


图 39 轴向倾斜示意图
Fig. 39 Schematic diagram of axial lean

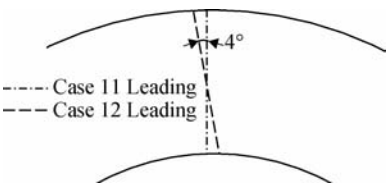


图 38 周向倾斜示意图
Fig. 38 Schematic diagram of circumferential lean

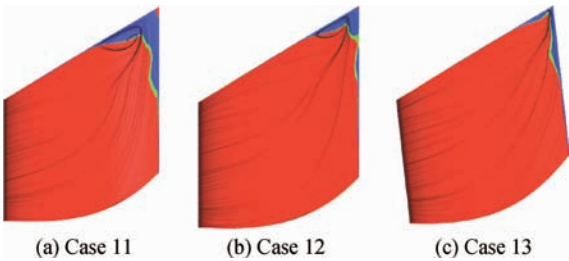


图 40 吸力面分离情况(调整支板)
Fig. 40 Separation on suction side (adjusting SV)

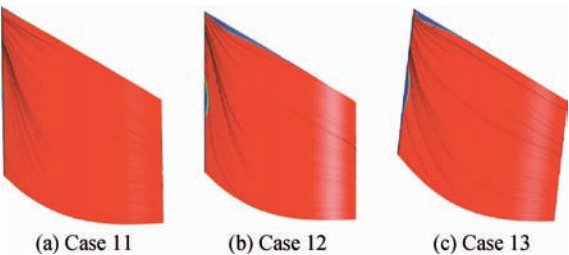


图 41 压力面分离情况(调整支板)

Fig. 41 Separation on pressure side (adjusting SV)

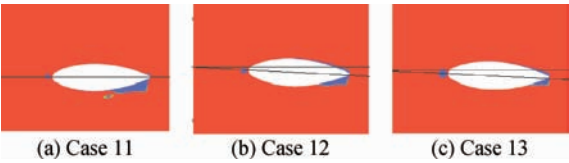


图 42 机匣分离情况(调整支板)

Fig. 42 Separation on shroud (adjusting SV)

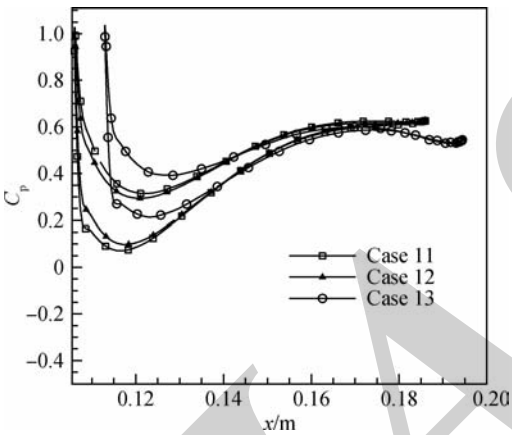


图 43 0%叶高表面压力分布(调整支板)

Fig. 43 Pressure distribution of SV 0% span surface (adjusting SV)

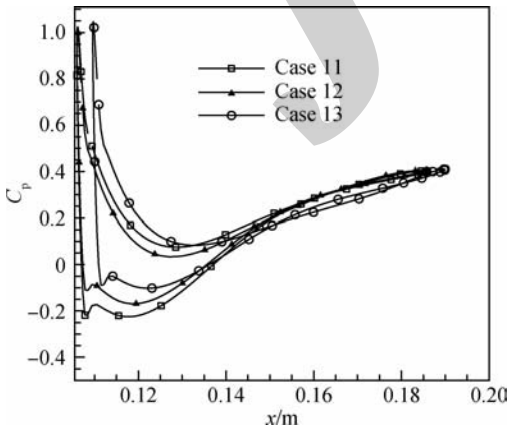


图 44 50%叶高表面压力分布

Fig. 44 Pressure distribution of SV 50% span surface (adjusting SV)

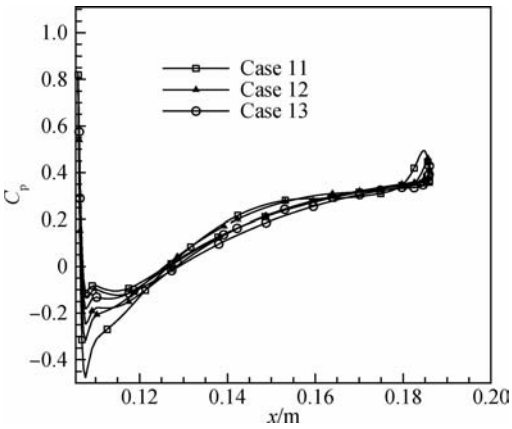


图 45 100%叶高表面压力分布(确认支板)

Fig. 45 Pressure distribution of SV 100% span surface (adjusting SV)

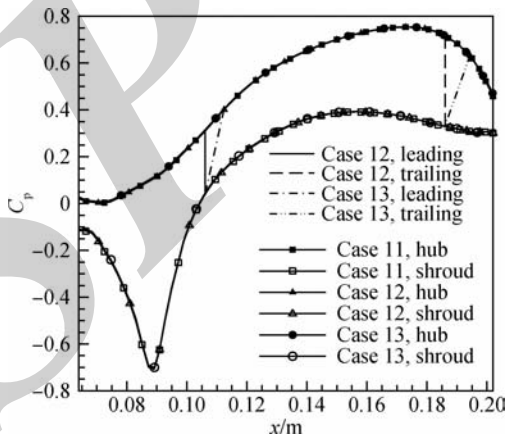


图 46 端壁中间位置压力分布(调整支板)

Fig. 46 Pressure distribution of end wall middle position (adjusting SV)

斜后,支板所处轴向范围的主流逆压梯度和逆压范围减小,即支板所处的大环境逆压梯度减小,这使得支板表面的逆压梯度(图 43~图 45)和叶尖分离面积(图 40~图 41)也随之减小。

从表 6 可以看出通过两种方式对支板进行调整后,最终设计方案 case 13 在非均匀进气条件下流动分离得到控制,流动损失较小。

表 6 支板调整前后总压损失对比
Table 6 Comparison of total pressure before after adjusting SV

参数	方案名称		
	Case 11	Case 12	Case 13
ξ	0.04977	0.04885	0.04836

4 结 论

本文对某大负荷过渡段进行了设计探索,从

示,图中表示出了 case 12 和 case 13 支板前缘线和缘线所在位置,可以看出,case 13 支板轴向倾

逆压梯度着手就流道和支板设计对过渡段流动分离和损失的影响机理做了研究和揭示,在壁面曲率配合等方面提出了一些见解。主要结论如下:

1) 在支板数很少的情况下,支板厚度分布对主流区的速度和压力分布影响很小,对流动的影响局限于支板附近,主要是通过改变叶型曲率分布来影响支板表面气流加速程度和逆压梯度,从而影响流动分离的发生和发展,支板最大厚度适当靠后有利于控制流动分离。

2) 轮毂型线下凹可以改变机匣和支板叶尖的逆压梯度,控制流动分离,但同时会减小小轮毂底层流动速度,增加低速层厚度,下凹到一定程度后轮毂会发生流动分离。

3) 过渡段支板叶尖容易发生流动分离,减小支板所在范围的机匣曲率可以控制叶尖分离,在保证机匣不发生分离的情况下建议机匣采用适当的凹曲率。

4) 凹曲率和凸曲率搭配可以有效控制曲率过大引起的流动分离,例如支板凸曲率可以削弱轮毂下凹过大或机匣上凹过大引起的流动分离,适当的机匣凹曲率可以削弱支板(凸曲率)叶尖分离。

5) 支板周向倾斜是一种比较简单有效的调节支板叶型在 S_1 流面安装角的方法,从而起到改善攻角适应性和控制流动分离的作用。

6) 在条件允许的情况下应尽可能将支板部分或全部地置于主流逆压梯度较小的区域以减小支板表面逆压梯度和分离风险。

致谢:

本文得到了北京航空航天大学刘火星教授团队的试验数据支持,在此表示衷心感谢。

参考文献:

[1] 曹玉璋,陶智,徐国强.航空发动机传热学[M].北京:北京航空航天大学出版社,2005.

[2] DAVID J,NICHOLAS C. Diffuser design technology[M]. Norwich,Vermont:Concepts ETI Incorporation,1998.

[3] DOMINY R G,KIRKHAM D A. The influence of blade wakes on the performance of inter-turbine diffusers[J]. Journal of Turbomachinery,1996,118(2):347-352.

[4] SANZ W M,KELTERER R,PECNIK I A,et al. Numerical investigation of the effect of tip leakage flow on an aggressive S-shaped intermediate turbine duct[R]. ASME Paper GT2009-59535,2009.

[5] DOMINY R G,KIRKHAM D A,SMITH A D. Flow de-

velopment through inter-turbine diffusers[R]. ASME Paper 96-GT-139,1996.

[6] WALLIN F,ERIKSSON L E. Response surface-based transition duct shape optimization [R]. ASME Paper GT2006-90978,2006.

[7] SERGIO L. Aerodynamic analysis of an innovative low pressure Turbine vane placed in a S-shaped duct[J]. Journal of Turbomachinery,2012,134(4):632-640.

[8] WALLIN F,ERIKSSON L E. Design of an aggressive flow-controlled turbine duct[R]. ASME Paper GT2008-51202,2008.

[9] MARN A,GÖTTLICH E,PECNIK R,et al. The influence of blade tip gap variation on the flow through an aggressive S-shaped intermediate turbine duct downstream of a transonic turbine stage:Part I time-averaged results[R]. ASME Paper GT2007-27405,2007.

[10] AXELSSON L U,JOHANSSON T G. Experimental investigation of the time-averaged flow in an intermediate turbine duct[R]. ASME Paper GT2008-50829,2008.

[11] WALLIN F. Experimental and numerical investigation of an aggressive intermediate turbine duct:Part I flowfield at design inlet conditions[R]. AIAA-2008-7055,2008.

[12] MILLER R J,MOSS R W,AINSWORTH R W,et al. The development of turbine exit flow in a swan-necked inter-stage diffuser[R]. ASME Paper GT2003-38174,2003.

[13] GÖTTLICH E. Research on the aerodynamics of intermediate turbine diffusers[J]. Progress in Aerospace Sciences,2011,47(4):249-279.

[14] GIEL P W. Fundamental aeronautics subsonic fixed wing project aerothermodynamics discipline (NASA/GE highly-loaded turbine research program) [R]. Cleveland, Ohio: AIAA TETWoG Meeting,2008.

[15] SOVRAN G,KLOMP E D. Experimentally determined optimum geometries for rectilinear diffusers with rectangular,conical or annular cross-section,fluid mechanics of internal flow[M]. Amsterdam,Holland:Elsevier,1967.

[16] 邹正平,王松涛,刘火星,等. 航空燃气轮机涡轮气体动力学[M]. 上海:上海交通大学出版社,2012.

[17] 李兆瑞,叶剑,陆利蓬. 变逆压梯度湍流边界层条纹结构的流动显示[J]. 工程热物理学报,2001,22(5):563-565.

LI Zhaorui, YE Jian, LU Lipeng. The visual display of coherent structure in the turbulence with variational adverse pressure gradients [J]. Journal of Engineering Thermophysics,2001,22(5):563-565. (in Chinese)

[18] 袁湘江,周桓. 考虑流向曲率和压力梯度的可压缩边界层稳定性分析[J]. 空气动力学学报,1998,16(3):276-281.

YUAN Xiangjiang, ZHOU Heng. Stability analysis for compressible boundry layers with streamwise curvature and pressure gradient[J]. Acta Aerodynamica Sinica,1988,16(3):276-281. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)