

# 大涵道比涡扇发动机中介机匣气动性能数值模拟研究

朱伟<sup>1</sup>, 曹传军<sup>1</sup>, 刘建<sup>2</sup>

(1. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241;

2. 中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

**摘要:**以民用大涵道比涡扇发动机中介机匣为对象,采用数值模拟方法对其中的基本流场特征及流动机理进行细致分析,同时考虑发动机运行的实际工况,针对不同来流马赫数和进气节流比的情况,对中介机匣流动损失开展了对比研究。结果表明:大径向落差中介机匣主要的流动损失来自于端壁型线曲率及由此带来的压力梯度;支板的下壁面高损失区的影响范围明显大于上壁面损失区,下壁面型线曲率是影响中介机匣性能的关键因素;相同的来流马赫数情况下,中介机匣总压损失系数均随着进气节流比的降低呈递增趋势;相同进气节流比情况下,当来流马赫数低于0.3时,中介机匣损失水平相对较低;随着出口马赫数的增大,中介机匣总压损失随来流马赫数的增加呈现先降低后增加的趋势。

**关键词:**大涵道比;涡扇发动机;中介机匣;气动性能;数值模拟

中图分类号:V231.3

文献标识码:A

DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2024.10.007

[引用本文格式]朱伟,曹传军,刘建.大涵道比涡扇发动机中介机匣气动性能数值模拟研究[J].热能动力工程,2024,39(10):56-65. ZHU Wei, CAO Chuanjun, LIU Jian. Numerical simulation research on aerodynamic performance of intermediate compressor duct of high bypass ratio turbofan engine[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(10): 56-65.

## Numerical Simulation Research on Aerodynamic Performance of Intermediate Compressor Duct of High Bypass Ratio Turbofan Engine

ZHU Wei<sup>1</sup>, CAO Chuanjun<sup>1</sup>, LIU Jian<sup>2</sup>

(1. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai, China, Post Code: 200241; 2. High Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang, China, Post Code: 621000)

**Abstract:** Taking the intermediate compressor duct of a civil high bypass ratio turbofan engine as an object, the basic flow field characteristics and flow mechanism of the intermediate compressor duct were analyzed in detail by means of numerical simulation. Furthermore, considering the actual operational conditions of the engine, a comparative study was carried out on the influence of different incoming Mach numbers and intake throttle ratios on the flow loss of the intermediate compressor duct. The results show that the main flow loss of the intermediate compressor duct with large radial drop comes from the curvature of the endwall contour and the resulting pressure gradient. The impact region of high losses on the lower surface of the support plates is markedly larger than that on the upper surface, with the curvature of the lower surface contour being a key factor affecting the performance of the intermediate compressor duct. Under the same incoming Mach number condition, the total pressure loss coefficient of the intermediate compressor duct exhibits an increasing trend with decreasing inlet throttle ratios. For identical intake throttle ratio, when the incoming Mach number is below 0.3, the level of losses in the intermediate compressor duct remains relatively low. As the incoming Mach number increases, the total pressure loss in the inter-

收稿日期:2024-02-01; 修订日期:2024-03-15

作者简介:朱伟(1993-),男,中国航发商用航空发动机有限责任公司高级工程师.

通信作者:曹传军(1982-),男,中国航发商用航空发动机有限责任公司研究员.

mediate compressor duct shows a tendency of initial decrease followed by an increase with rising incoming Mach numbers.

**Key words:** high bypass ratio, turbofan engine, intermediate compressor duct (ICD), aerodynamic performance, numerical simulation

## 引 言

中介机匣是航空发动机中连接低压压气机与高压压气机的过渡通道。先进大涵道比航空发动机高压比、高推重比的设计指标要求中介机匣需在更短的轴向尺寸和更大的径向落差内实现流道的合理过渡。民用大涵道比涡扇发动机为了适应风扇/增压级与高压压气机较大的子午流道径向落差,中介机匣通常设计成“S”形流道,流道的剧烈偏转会带来较大的径向和流向压力梯度以及气流流动损失<sup>[1-2]</sup>。中介机匣流道通常在周向布置若干承力支板,支板的钝体扰流特征会带来很强的诱导损失,而造成下游流场的恶化<sup>[3]</sup>。“S”形流道和支板两者结合下极易诱发端壁附面层分离、支板角区分离等二次流现象,进而影响整机性能<sup>[4]</sup>。因此,探究中介机匣内部流动机理,分析中介机匣内部的流动损失来源,掌握运行工况参数对其流场和性能的影响规律具有重要的工程意义。

国内外研究人员针对中介机匣设计及流动机理进行了诸多探索。在中介机匣流道设计方面,Wallin 等人<sup>[5]</sup>和 Ghisu 等人<sup>[6]</sup>使用参数化方法建立了有效的中介机匣几何流道控制模型,并采用响应面法等数值优化方法对多个几何控制参数寻优,优化后中介机匣流动损失降低了 10% ~ 24%。吴思宇等人<sup>[7]</sup>采用 DFFD 参数化方法和多岛遗传算法对某型九级轴流压气机进口过渡段开展优化,优化后的高压压气机整体效率提高 0.94%。阙晓斌等人<sup>[8]</sup>建立了基于壁面压力梯度控制的“S”形过渡段参数化方法,提出采用半程落差比和控制点面积比两个特征几何函数描述流道几何形状,研究表明,半程落差比约 0.55 ~ 0.65 和控制点面积比约 1.1 时,中介机匣的总压损失最小。高丽敏等人<sup>[9-10]</sup>采用非均匀有理 B 样条曲线来控制中介机匣轮毂和机匣型线,建立了中介机匣二维、三维计算评估方法,将气动评估与优化算法相结合,全局寻优与局部寻优相结合,完成中介机匣从初步设计到优化设计的参数化设计,用较少的几何控制参数较为快速、高效地实现了

中介机匣的构型设计。Jin 等人<sup>[11]</sup>采用非轴对称端壁轮廓设计抑制流动分离来减少“S”形中介机匣的总压损失,研究发现,轮毂端壁的曲率对总压损失有很大影响,可以通过修改轮毂端壁的曲率来减少支板对流场产生的不利影响,非轴对称端壁可以完全消除角区分离。

在中介机匣试验研究和流动机理研究方面,Bailey 等人<sup>[12-13]</sup>对带支板的中介机匣过渡段进行了详细流场测量分析,指出中介机匣流线曲率和压力梯度是致使流动损失产生的主要因素,通过增加支板的个数,可以消除叶根端壁角区分离。为了削弱支板和“S”型端壁之间的角区分离流动, Dueñas 等人<sup>[14]</sup>对 3 个不同轴向长度全尺寸的压气机过渡段进行了数值模拟研究和试验测试,研究发现,压气机过渡段轴向长度减小的幅度不同,由附面层分离造成的流动损失程度也不同。辛亚楠等人<sup>[15]</sup>采用数值模拟的方法研究了一典型大径向落差长度比中介机匣的流动分离特征及主要漩涡结构的发展变化。庄皓琬等人<sup>[16]</sup>利用插板扰流器模拟进气畸变,对 1 台大涵道比涡扇发动机的压气机中介机匣开展了畸变影响的实验研究,结果表明,中介机匣对总压畸变的径向分布有明显改善作用。

航空发动机运行工况多变,不同飞行高度和飞行速度条件下,由于进口流场的改变中介机匣的性能可能恶化<sup>[17-18]</sup>。中介机匣作为连接高、低压压气机的过渡通道,其性能的恶化影响高压压气机的进口条件,从而进一步改变高压压气机的气动性能。此外,航空发动机设计过程中,准确确定中介机匣流动损失系数对各部件性能匹配是十分必要的<sup>[19]</sup>。

本文以民用大涵道比涡扇发动机中介机匣为对象,采用数值模拟的方法对中介机匣的基本流场特征及流动机理开展研究,细致分析了中介机匣通道内的涡系结构,确定了流动损失的分布情况及产生机理。针对来流马赫数和进气节流比对中介机匣流动损失的影响开展了对比研究,得到总压损失系数随马赫数、进气节流比变化的曲线,为高压压气机性能评定提供了数据支撑。

## 1 计算模型及研究方法

### 1.1 研究对象

本文研究对象为民用大涵道比涡扇发动机中介机匣,其位置如图 1 所示,无量纲参数定义示意图如图 2 所示。通道的径向落差长度比  $\Delta R/L$  约为 0.68,  $\Delta R$  为中介机匣支板进出口中径落差,  $L$  为支板轴向长度。通道内沿周向均布 8 个支板,支板的进出口面积比  $A_{out}/A_{in}$  约为 0.83。

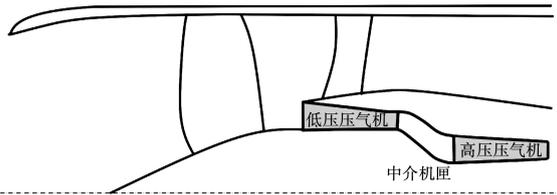


图 1 中介机匣位置示意图

Fig. 1 Schematic diagram of intermediate compressor duct location

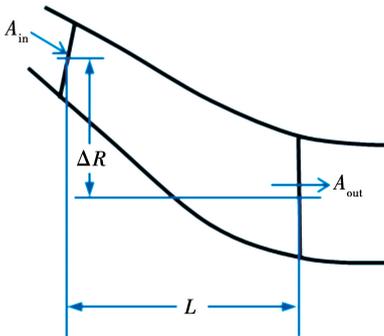


图 2 无量纲参数定义示意图

Fig. 2 Schematic diagram of dimensionless parameter definition

### 1.2 性能参数定义

为量化分析中介机匣的气动损失特性,引入总压恢复系数、总压损失系数和压力系数 3 个无量纲参数表征流场特征,分别定义为:

总压恢复系数:

$$\sigma = \frac{p_{t2}}{p_{t1}} \quad (1)$$

总压损失系数:

$$\omega = \frac{p_{t1} - p_t}{p_{t1} - p_{s1}} \quad (2)$$

压力系数:

$$C_p = \frac{p_{t1} - p_s}{p_{t1} - p_{s1}} \quad (3)$$

式中:  $p_{t1}$ —一流道进口截面平均总压, kPa;  $p_{t2}$ —一流道出口截面平均总压, kPa;  $p_t$ —一流道各截面平均总压, kPa;  $p_{s1}$ —一流道进口截面平均静压, kPa;  $p_s$ —一流道各截面平均静压, kPa。

当计算某一截面总压损失系数展向分布情况时,  $p_t$  表示不同叶高位置的周向平均总压。

对于中介机匣内部亚声速流动,温度的影响基本可以忽略,其流动过程可认为是绝热过程。因此,本文分析中均用总压损失近似表示流动损失。

### 1.3 数值方法

本研究中选取单通道中介机匣进行计算。数值模拟采用 ANSYS CFX 流体求解器,参照文献[20]采用 SST  $k-\omega$  湍流模型求解三维雷诺时均 N-S 方程组。网格采用 HOH 拓扑结构,叶片周围采用 O 网格,控制上下端壁和支板壁面的  $y^+ < 1$ 。

图 3 为不同网格数下中介机匣总压恢复系数对比。图中纵坐标仅表示参数的相对变化量不是绝对值。由于 137 万网格数可同时保证计算的准确性和较小的计算量,因此本文选取 137 万网格的计算结果进行分析。考虑到附面层需要充分发展,数值计算模型在几何模型的基础上进行了进、出口的延长。计算域进、出口分别位于几何模型进、出口向上、下游延伸 1.5 倍流道长度处。计算域的进口处为均匀来流,轴向进气。进口边界给定总温、总压、湍流度及气流方向。出口边界条件给定流量边界,固体壁面采用绝热无滑移边界条件。本文选取不同的进口马赫数和进气节流比,研究进口条件对性能的影响。进气节流比指的是中介机匣进口总压与标准大气压之比,通过改变进口来流总压实现不同的进气节流比。

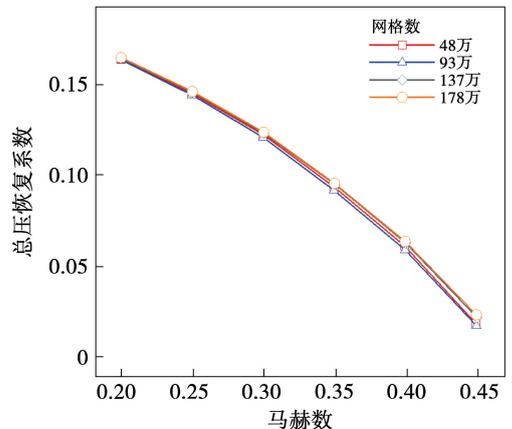


图 3 不同网格计算结果对比

Fig. 3 Comparison of calculation results with different grid levels

## 2 中介机匣基本流场分析

大径向落差、短轴向长度的压气机中介机匣一般被设计成“S”弯形式,加之中介机匣内部存在支板叶片(提供强度支撑以及内通管路),这些结构都是造成中介机匣流动损失的主要来源。本节以进口节流比 1.0、来流马赫数 0.3 工况为例,对中介机匣的基本流场特征及流动机理进行分析。

图 4 为中介机匣进口到出口的面积变化,图中纵坐标表示各流向位置处面积与进口面积的比值,横坐标表示无量纲化的支板轴向弦长,支板前缘和尾缘位置横坐标值分别为 0 和 1,并使用“前缘”和“尾缘”进行了标注。可以看到,支板前的流道面积基本呈现先收缩后扩张的趋势,到达支板前缘位置处继续扩张至最大流通面积处,随后迅速收缩至出口区域,出口处面积收缩比约为 83%。

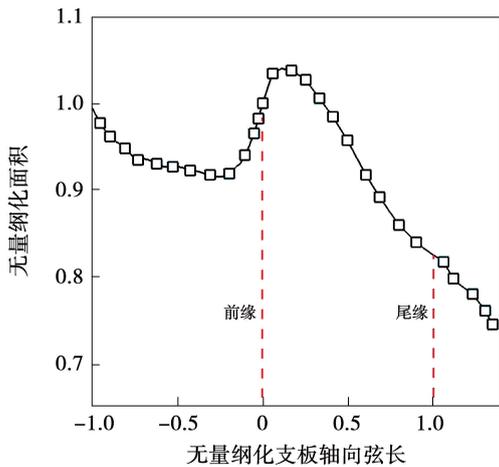


图 4 中介机匣流道沿程面积变化

Fig. 4 Variation of area along flow path of intermediate compressor duct

图 5 为中介机匣上、下壁面的周向平均的压力系数的沿程分布情况。计算壁面压力系数所选取的参考截面为支板入口截面。由图 5 可知,在进口至前缘前部的第一个弯曲处由于流道的收缩,气流不断加速,上、下壁面的静压下降,由于下壁面曲率更大,因此气流膨胀加速的程度更大。

图 6 给出了总压损失系数、马赫数沿流向截面分布。图中沿流向给出了 6 个截面位置的分布,由前至后分别为支板前缘截面,20%,40%,60% 和 80% 弦长截面,尾缘截面。

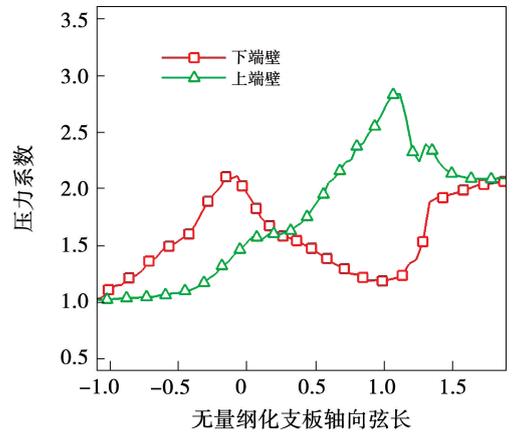


图 5 上下壁面周向平均压力系数分布

Fig. 5 Distribution of average circumferential pressure coefficients on upper and lower wall surfaces

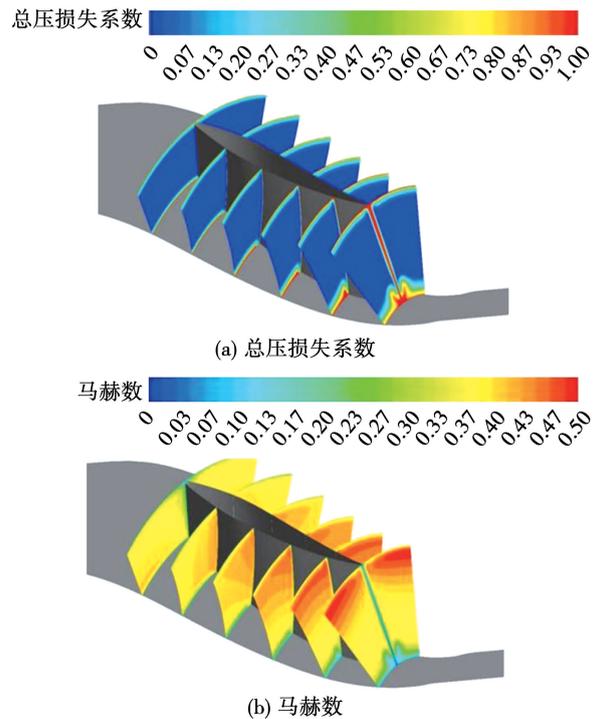


图 6 总压损失系数和马赫数沿流向截面分布

Fig. 6 Distributions of total pressure loss coefficient and Mach number of each section along flow direction

由图 6(a)可知,主流区域内的总压损失系数均在零附近,说明主流区域的流动性能较好,损失很低;靠近上壁面和下壁面周向区域损失均较为明显,且下壁面高损失区的影响范围明显高于上壁面损失区,说明下壁面型线曲率的剧烈变化对出口流场造成的影响更为明显,下壁面型线曲率是影响中介机匣性能的关键因素;支板尾迹在叶高方向上均产生

高损失区,且在近壁面处与上、下壁面发生作用,角区损失加剧。与此同时,由于上下端壁处加减速度差异产生的由下端壁指向上端壁的压力梯度,也会使得下端壁的高总压损失区域范围向通道内扩散发展。

由图 6(b) 可知,受各截面通流面积减小的影响,流动主要以加速为主。40% 轴向截面之后,受下端壁处内凹曲率影响,气流在近下壁面处扩压减速,下游各轴向截面位置均在近下壁面的周向范围开始形成低速区,沿流动方向低速区域的径向尺度逐渐扩大,近壁面处的马赫数也逐渐降低,边界层增厚,损失增加;随流动的发展,下壁面边界层与支板尾迹相互作用,在支板与下壁面角区形成低马赫数区域。

图 7 为 CFD 计算得到的下壁面和支板表面极限流线及压力系数分布示意图。由图可知,自流道入口开始,下壁面曲率开始剧烈变化,在流道下壁面凸曲率加剧的区域,沿周向分布在支板间通流区内出现了周期性分布的低压高速区域,且沿流向下壁面压力系数迅速增加,使下壁面沿流向产生很强的逆压梯度,边界层易于分离,损失增加;在近支板尾缘低径向高度区域,支板表面的极限流线上向上壁面迁移,但迁移幅度很小;在下壁面表面,极限流线在支板中后部区域内的中心通道中产生向支板迁移的周向流动;支板与下壁面角区存在二次流动效应导致分离,但影响范围较小。总体来讲,支板和下壁面的极限流线分布较为均匀,无明显的流动分离,除支板尾缘后及角区位置外,其他近壁面区域均有较好的流动特性。

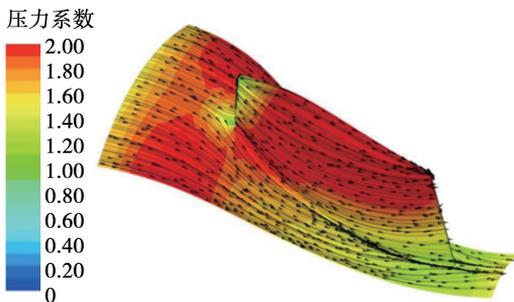


图 7 下壁面和支板表面极限流线及压力系数分布

Fig. 7 Distribution of limiting streamlines and pressure coefficients on lower wall and support plate surfaces

理,图 8 将 7 个截面进行周向平均,比较各截面平均总压损失系数沿展向分布,了解中介机匣内部流场沿流动方向损失发展情况。由图可知,沿流向各截面的总压损失系数在各径向位置均有不同幅度增加,其中主流区总压损失在进入支板区域后受到通流面积变化的影响略有增加,但整体上主流区总压损失水平较低。上壁面总压损失主要发生在 90% 径向高度以上,从进口截面至支板前缘截面总压损失变化不明显,支板区域内在近上壁面区域受壁面曲率影响损失增加,但高损失区域影响范围很小。这与上端壁的外凸曲率导致流动加速带来的顺压力梯度有关。而在下壁面,总压损失在各流向位置处的展向分布表现出比较明显的差异。在支板前缘位置,损失主要集中在 10% 叶高以下区域,高损失区域范围相对较小;随着流动向下游发展,下壁面处总压损失区域的径向范围逐渐增加,损失峰值也迅速增加,受下壁面曲率剧烈变化影响,沿流向逆压梯度的迅速增加是导致总压损失剧烈增大的主要原因。在支板尾缘截面,下壁面高总压损失区域的径向范围约为 25% 叶高。

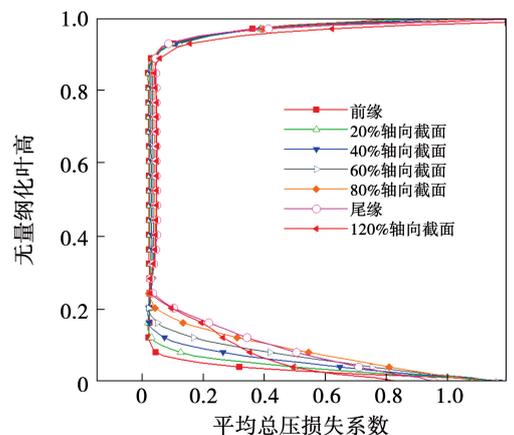


图 8 沿流向各截面平均总压损失系数展向分布

Fig. 8 Spanwise distribution of average total pressure loss coefficient of each section along flow direction

$\lambda_2$  涡识别方法利用当地的压强最低点来判断涡的位置,文献[21]给出了具体的计算公式。图 9 给出了以总压损失系数着色的  $\lambda_2$  准则涡核等值面。可以看到,中介机匣流道中集中涡主要包括壁角涡、角区分离涡、二次涡、壁面涡和出口分离涡。来流附面层由于支板的堵塞在支板前缘形成马蹄涡,马蹄

为了深入分析流动损失沿流线发展的作用机

涡的分支流线受到横向压力梯度的影响,向支板与下端壁角区发展,诱发形成壁角涡并向叶高方向抬升;马蹄涡旁远离支板的轮毂处来流附面层受到轮毂曲率及支板的影响,在综合压力场影响下生成轮毂支板角区分离涡并延伸至出口,在通道内径向压力梯度的作用下,该分离涡向通道内抬升,并且在尾迹区域诱导产生二次涡,与叶轮机械中集中脱落涡形成机理类似;在轮毂边界层内部还存在尺度更小的壁面涡;机匣壁面出口处流体由于受到机匣转弯处凸曲率影响,生成机匣出口分离涡。由于下端壁处内凹曲率导致的流向和径向的压力梯度,下端壁区的集中涡系的尺度及其所产生的气动损失远大于上端壁区。图 10 给出了支板出口截面轴向涡量的分布。

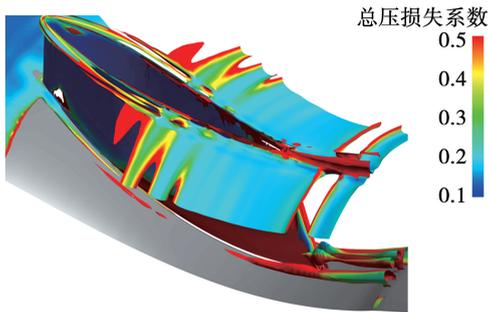


图 9  $\lambda_2$  准则显示的中介机匣通道内涡核等值面图 ( $\lambda_2 = -200\ 000\ \text{s}^{-2}$ )

Fig. 9 Isosurface map of vortex core in the intermediary compressor duct displayed by the  $\lambda_2$  criterion

( $\lambda_2 = -200\ 000\ \text{s}^{-2}$ )

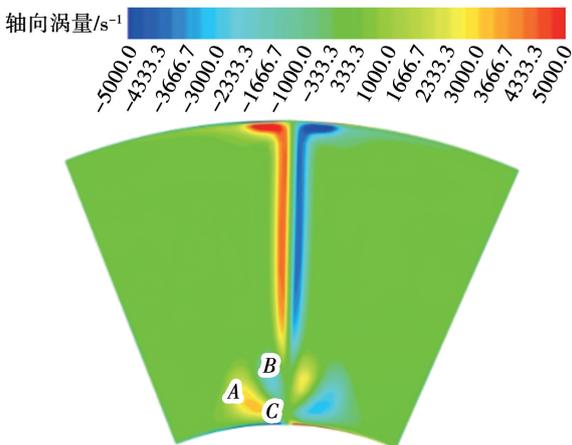


图 10 支板出口截面轴向涡量分布

Fig. 10 Distribution of axial vorticity on support plate outlet section

图 10 中 A 涡量集中区域为角区分离涡, B 涡量集中区域为角区分离涡诱导产生的二次涡,边界层内的 C 区域为 A 区域诱导产生的壁面涡。

综上所述发现,大径向落差中介机匣主要的损失来自于端壁型线曲率及其带来的压力梯度,而支板的下壁面高损失区的影响范围明显大于上壁面损失区,壁面型线曲率的剧烈变化对出口流场造成的影响更为明显,下壁面型线曲率是影响中介机匣性能的关键因素。

### 3 不同运行工况下流场和性能分析

航空发动机运行工况多变,不同飞行高度和飞行速度条件下,中介机匣需要在相应的进气节流比和来流马赫数范围内高效工作。图 11 为不同节流比下总压损失系数随马赫数变化曲线,图中纵坐标仅表示参数的相对变化量,不是绝对值。可以看到,在相同的来流马赫数下,总压损失系数均随着节流比的降低呈递增趋势。以来流马赫数等于 0.3 为例,当节流比从 0.7 增大至 1.0 时,总压损失系数相对降低约 5% (节流比小于 1 是考虑高空工况点)。相同节流比情况下,总压损失随来流马赫数的增加基本呈现先降低后增加的趋势。以节流比等于 0.7 为例,当马赫数从 0.3 增大至 0.45 时,总压损失系数相对增加约 13%。

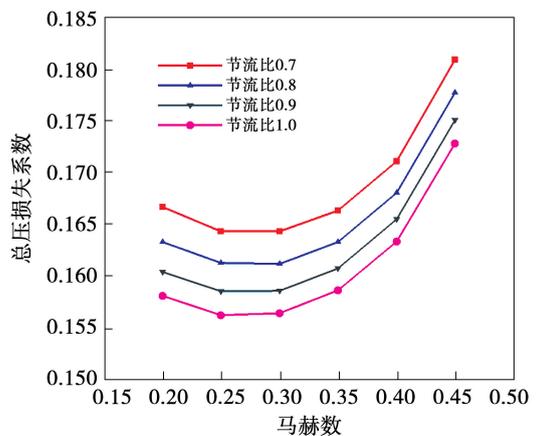


图 11 不同节流比下总压损失系数随马赫数变化曲线

Fig. 11 Variation curve of total pressure loss coefficient with Mach number under different throttle ratios

#### 3.1 来流马赫数的影响

在针对来流马赫数影响的研究中,选择节流比

为 1.0, 来流马赫数分别为 0.2, 0.25, 0.3, 0.35, 0.4 和 0.45 的工况进行研究。由图 11 可以看到, 在来流马赫数较低的情况下, 总压损失水平相对较低, 随着来流马赫数的增大, 总压损失水平呈现先略有降低后迅速增大的趋势。当来流马赫数低于 0.3 时, 中介机匣损失水平相对较低。

为了更加直观地分析产生上述规律的原因, 图 12 和图 13 分别给出了沿展向和流向的总压损失系数随来流马赫数的变化规律。由图 12 可知, 不同工况下主流的损失均维持在较低的水平, 随马赫数增加主流区域的总压损失略有增加, 马赫数对中介机匣损失的影响主要集中在上、下端壁区域。在上、下端壁的边界层区域内, 总压损失均随着马赫数的增加逐渐增大。但是在轮毂端区边界层外侧的低总压区域内(5% ~ 15% 叶高范围), 马赫数为 0.2 时, 总压损失峰值最高, 马赫数为 0.2 ~ 0.3 时, 随着马赫数的增加, 总压损失峰值逐渐降低, 随马赫数继续增加该区域内的总压损失峰值变化相对较小。同时可以发现, 不同的来流马赫数工况下上、下端壁高总压损失在展向的范围基本一致。

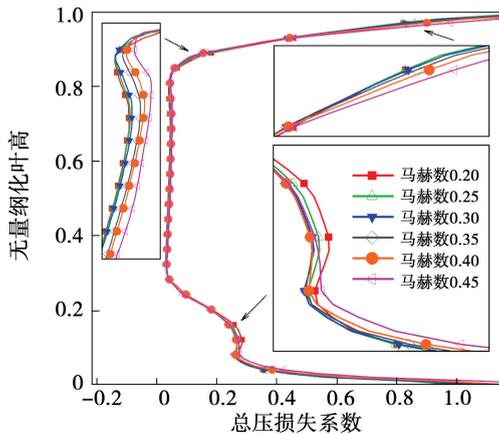


图 12 不同进口马赫数下总压损失系数展向分布  
Fig. 12 Spanwise distribution of total pressure loss coefficient at different inlet Mach numbers

由图 13 可以看出, 不同来流马赫数情况下沿程损失分布情况。来流马赫数对总压损失的影响主要来源于通道中后段区域, 即第二道弯位置处。结合前面总压损失的展向分布可知, 马赫数对总压损失的影响主要来源于下端壁区域通道中后段逆压梯度。

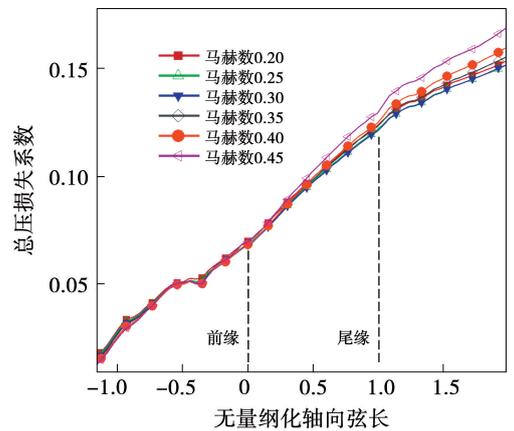


图 13 不同进口马赫数下总压损失系数沿流向分布

Fig. 13 Distribution of total pressure loss coefficient at different inlet Mach numbers along flow direction

由前文分析可见, 在马赫数由 0.2 增加至 0.30 过程中, 通道内总压损失系数呈降低趋势, 尤其在轮毂下端区的总压损失系数降低较为明显。为了更加直观地分析造成这种现象的原因, 图 14 给出了进口马赫数从 0.2 变化到 0.45 时中介机匣轮毂端区支板尾缘附近区域的极限流线图。可以看到, 在来流马赫数为 0.2 时, 由于来流速度较低, 在通道后半段因轮毂区域的逆压梯度较大, 流体所携带的动能无法抵消逆压梯度的影响, 因此在轮毂和支板近尾缘的角区位置出现了较为明显的分离区域 A, 且在向下游发展时, 尾缘脱落涡存在较大范围的分离涡 B。随着来流马赫数的增加, 在来流马赫数为 0.25 时, A 区域的范围明显减小, B 区域后移且范围减小, 角区分离涡尺寸减小, 由此导致轮毂端区的损失系数降低, 这与图 12 的现象一致。来流马赫数继续增大之后, 当马赫数为 0.30 时, A 区域消失, B 区域继续后移至基本消失, 端区的总压损失峰值进一步降低。随着来流马赫数继续增加, A 区域完全消失, 支板尾缘与下端壁角区处流场结构基本保持不变。虽然端区处流动基本不变, 但是由于主流损失及边界层内损失的增加, 中介机匣通道内的总损失仍然随马赫数增加继续增大。

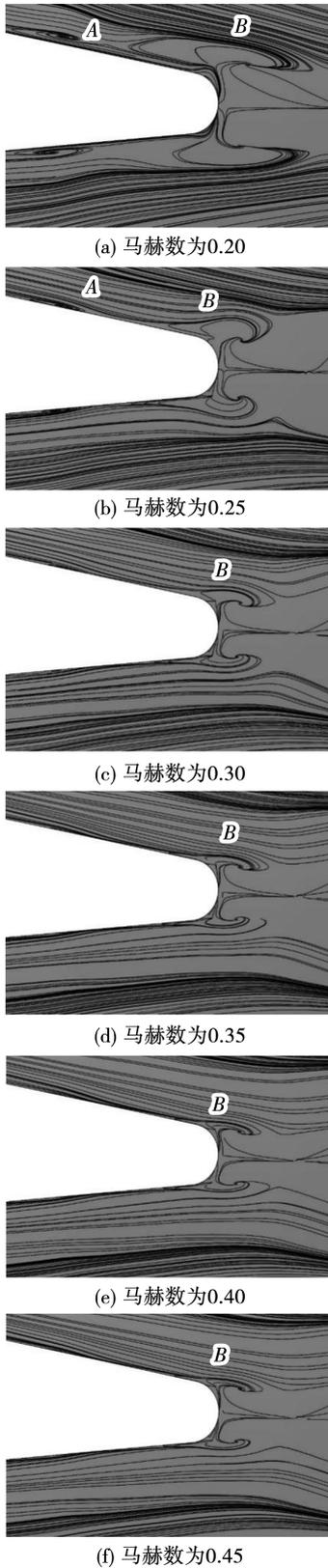


图 14 轮毂尾缘区域极限流线图

Fig. 14 Limiting streamlines in trailing edge area of the hub

### 3.2 进气节流比的影响

在针对进气节流比影响的研究中,选择来流马

赫数为 0.3,进气节流比分别为 0.7,0.8,0.9 和 1.0 4 个工况进行研究。由图 11 可知,在来流马赫数为 0.3 情况下,总压损失系数随着节流比的降低呈递增趋势。同时,在相同的来流马赫数情况下,节流比对损失的影响规律基本上是一致的。

图 15 给出了来流马赫数为 0.3 工况下,不同节流比状态下出口截面总压损失系数的展向分布。可以看到,在半叶高位置节流比对总压损失系数的影响相对较小,影响较大的位置集中于上、下端区,尤其是轮毂端区位置。随着节流程度增加,轮毂端区总压损失系数逐渐增加。

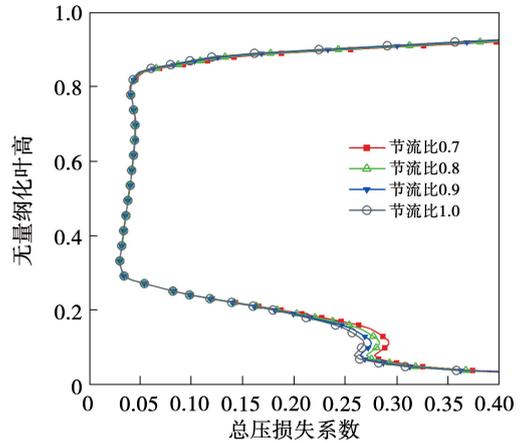


图 15 不同节流比下总压损失系数展向分布

Fig. 15 Spanwise distribution of total pressure loss coefficient at different throttling ratios

图 16 给出了来流马赫数为 0.3 时,不同节流比状态下总压损失系数沿流向的分布。

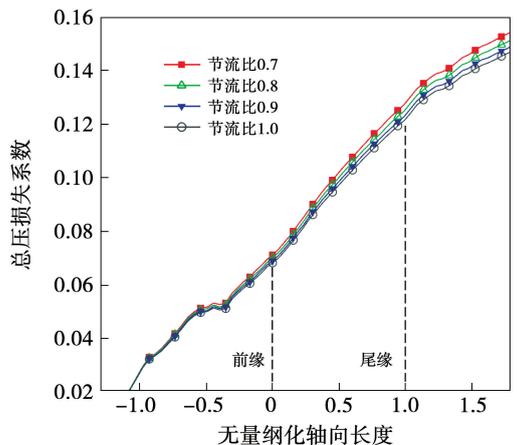


图 16 不同节流比下总压损失系数沿流向分布

Fig. 16 Distribution of total pressure loss coefficient at different throttling ratios along flow direction

可以发现,随着节流比的增大,总压损失逐渐降低,且影响的起始位置位于支板前缘上游。

图 17 给出了不同节流比下轮毂端区后半段壁面极限流线图。由图可知,开始节流时支板/轮毂角区后半段开始出现流动分离,并且随着节流比的降低,分离区域扩大并向上游移动,这也就解释了轮毂端区损失增大的原因。

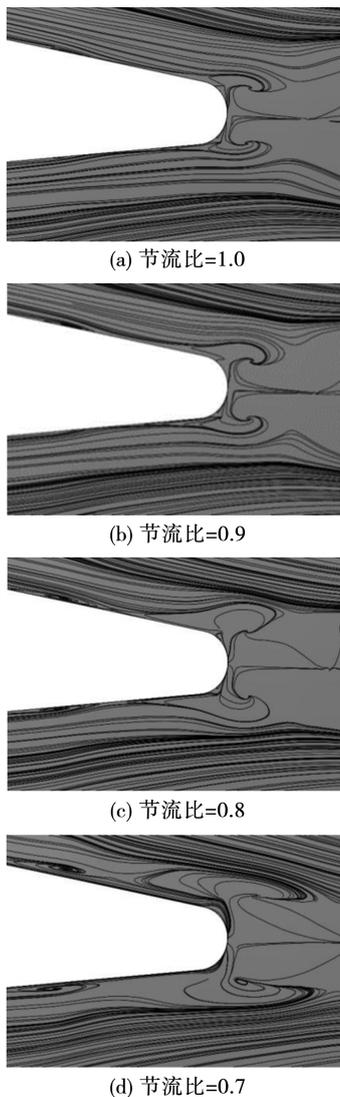


图 17 轮毂尾缘区域极限流线图

Fig. 17 Limiting streamlines in trailing edge area of the hub

## 4 结 论

本文以民用大涵道比涡扇发动机中介机匣为研究对象,采用 CFD 仿真技术针对中介机匣的基本流场和不同进口参数对中介机匣性能影响进行了研

究,主要结论如下:

(1) 大径向落差中介机匣主要的流动损失来自于端壁型线曲率及其带来的压力梯度,而支板的下壁面高损失区的范围明显高于上壁面。壁面型线曲率的剧烈变化对出口流场造成明显影响,下壁面型线曲率是影响中介机匣性能的关键因素。

(2) 在相同的来流马赫数情况下,随着进气节流比的降低,支板/轮毂角区分离区域扩大并向上游移动,总压损失系数随着节流比的降低呈递增趋势。当来流马赫数等于 0.3,节流比从 0.7 增大至 1.0 时,总压损失系数相对降低约 5%。

(3) 在相同的进气节流比情况下,当来流马赫数低于 0.3 时,中介机匣损失相对较小,随着进口马赫数的增大,轮毂端区尾缘角区分离导致总压损失呈现先变小后迅速增大的趋势。当节流比等于 0.7,马赫数从 0.3 增大至 0.45 时,总压损失系数相对增加约 13%。

## 参考文献:

- [1] 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 Paper GT2011-45628, 2011.
- [2] WALKER A D, BARKER A G, MARIAH I, et al. An aggressive s-shaped compressor transition duct with swirling flow and aerodynamically lifting struts [R]. ASME Paper GT2014-25844, 2014.
- [3] WEBER S, HACKENBERG H P. GP7000: MTU aero engine's contribution in a successful partnership [R]. ISABE-2007-1283, 2007.
- [4] TSAKMAKIDOU D, WALKER A D, HALL C. A numerical investigation into secondary flows at the inlet to a low-pressure compressor transition duct [R]. ASME Paper GT2020-16065, 2020.
- [5] WALLIN F, ERIKSSON L E. Response surface-based transition duct shape optimization [R]. ASME GT2006-90978, 2006.
- [6] GHISU T, MOLINARI M, PARKS G T, et al. Axial compressor intermediate duct design and optimization [R]. AIAA-2007-1868, 2007.
- [7] 吴思宇,朱品武,汪作心,等.过渡段部分对某高压压气机性能影响研究[J].热能动力工程,2021,36(9):42-50.  
WU Siyu, ZHU Pinwu, WANG Zuoxin, et al. Research on the effect of transition section on performance of high pressure compressor [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(9): 42-50.
- [8] 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.
- QUE Xiaobin, HOU Anping, ZHOU Sheng. S-shaped compressor transition duct design based on wall pressure gradient control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(3):459-465.
- [9] 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.
- DENG Xiaoming, GAO Limin, FENG Xudong, et al. Three-points NURBS parameterized method for compressor intermediate duct[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014, 35(7):1330-1333.
- [10] 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, 2012, 34(5):1057-1063.
- GAO Limin, FENG Xudong, CHEN Xuan, et al. Exploration about compressor intermediate duct design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(5):1057-1063.
- [11] JIN D, LIU X, ZHAO W, et al. Optimization of endwall contouring in axial compressor S-shaped ducts[R]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(4):1076-1086.
- [12] 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.
- [13] BAILEY D W. The aero dynamic performance of an annular S-shape duct[D]. UK:Loughborough University, 1997.
- [14] DUEÑAS C O, MILLER R J, HODSON H P, et al. Effect of length on compressor inter-stage duct performance[R]. ASME-2007-27752, 2007.
- [15] 辛亚楠, 李家军, 韩 阳, 等. 大径向落差长度比中介机匣气动特性研究[J]. 推进技术, 2017, 38(4):808-814.
- XIN Yanan, LI Jiajun, HAN Yang, et al. Numerical study on aerodynamic characteristics of a large radius change to length ratio intermediate duct[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(4):808-814.
- [16] 庄皓琬, 李 斌, 滕金芳, 等. 进气畸变对大涵道比发动机压气机中介机匣性能的影响[J]. 科学技术与工程, 2020, 20(22):9229-9233.
- ZHUANG Haowan, LI Bin, TENG Jinfang, et al. Effect of inlet distortion on performance of the compressor intermediate casing of a high bypass ratio aero engine[J]. Science Technology and Engineering, 2020, 20(22):9229-9233.
- [17] 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.
- XIANG Honghui, ZHANG Liang, LU Qingfei, et al. Experimental investigation of inlet conditions' effect on compressor intermediate casing flow field[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(4):15-19.
- [18] WALKER A D, MARIAH I, TSAKMAKIDOU D, et al. The influence of fan root flow on the aerodynamic of a low-pressure compressor transition duct[J]. Journal of Turbomachinery, 2019, 142(1):011002.
- [19] 刘宝杰, 陈业辉, 安广丰, 等. 压气机 S 型过渡段的低速模拟方法研究[J]. 工程热物理学报, 2020, 41(6):1341-1349.
- LIU Baojie, CHEN Yehui, AN Guangfeng, et al. Analysis of the low-speed similarity design principle for a compressor S-shaped duct. [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2020, 41(6):1341-1349.
- [20] 黄 旭. 超紧凑双涵道中介机匣设计方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2021.
- HUANG Xu. Research on design method of ultra compact double-channel intermediate casing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021.
- [21] JEONG J, HUSSAIN F. On the identification of a vortex[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1995, 285:69-94.

(姜雪梅 编辑)