

大涵道比涡扇发动机总压进气畸变数值模拟

郭晋^{1,2}, 胡骏^{1,2}, 屠宝锋^{1,2}, 王学高¹, 王志强^{1,2}

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 基于数值缩放理念,以一台大涵道比涡扇发动机为研究载体,将三维彻体力模型与二维多子平行发动机模型进行有机结合,初步搭建了适用于分析复杂进气畸变对航空发动机整机流场特性影响的多维耦合计算模型。利用该多维耦合模型定量分析了稳态周向总压畸变及插板式总压畸变进气下发动机内部的流场特性。计算结果表明即便是进口单纯的方波周向总压畸变进气,在经过大涵道比风扇转子作用后在下游内外涵进口的畸变流场特征也将具有显著差异;在内涵进口形成的总压/总温复合畸变在四级增压级中均得到不同程度的衰减;插板式总压畸变进气下风扇转子进口近轮毂处受周向静压梯度驱动将产生一定程度旋流,并导致风扇转子出口轮毂处形成低压区。

关 键 词: 大涵道比涡扇发动机; 总压畸变; 多维耦合; 三维彻体力模型; 多子平行发动机模型

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Numerical simulation of high bypass ratio turbofan engine with total pressure inlet distortion

GUO Jin^{1,2}, HU Jun^{1,2}, TU Baofeng^{1,2},
WANG Xuegao¹, WANG Zhiqiang^{1,2}

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on the concept of numerical zooming and taking a high bypass ratio turbofan engine as the research carrier, a mixed-dimension computational model to investigate the effect of complex inlet distortion on the characteristics of flow field in aero engines was preliminarily established by integrating a three-dimensional body force model and a two-dimensional multiple segment parallel engine model. The mixed-dimension model was utilized to analyze the characteristics of flow field in the engine under different forms of total pressure distortion, including steady circumferential total pressure distortion and flat baffle total pressure distortion. Results revealed that even if the total circumferential pressure distortion of the square wave at the inlet was simple, there were significant differences in the distortion

收稿日期: 2019-11-16
基金项目: 国家科技重大专项(2017-II-0004-0017)
作者简介: 郭晋(1991—),男,博士后,主要从事叶轮机气动热力学研究。

引用格式: 郭晋,胡骏,屠宝锋,等. 大涵道比涡扇发动机总压进气畸变数值模拟[J]. 航空动力学报,2020,35(5):1029-1041. GUO Jin, HU Jun, TU Baofeng, et al. Numerical simulation of high bypass ratio turbofan engine with total pressure inlet distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(5): 1029-1041.

flow field characteristics at the core and bypass inlet after the action of the fan rotor with high bypass ratio. The combined total pressure/total temperature distortion formed at the core inlet was attenuated under different degrees in the four-stage booster compressor. A certain degree of swirl was induced by the circumferential static pressure gradient near the hub region of the fan rotor inlet under the flat baffle total pressure distortion. Thus, the low pressure area was formed near the hub of the fan rotor outlet.

Key words: high bypass ratio turbofan engine; total pressure distortion; mixed-dimension; three-dimensional body force model; multiple segment parallel engine model

20 世纪 80 年代以来,西方航空强国相继实施了航空发动机整机高精度数值仿真技术专项研究计划,如美国的 NPSS (numerical propulsion system simulation) 计划^[1-3]及欧盟的 VIVACE (value improvement through a virtual aeronautical collaborative enterprise) 计划^[4]等,推动了航空发动机研制模式从“传统设计”到“预测设计”的变革^[5],航空发动机整机数值模拟技术在其设计过程中发挥着愈来愈重要的作用。

数值仿真策略的工程实用性的优劣取决于其能否在计算保真度与计算效率之间寻求最佳折衷,考虑到航空发动机整机全三维 CFD 数值模拟^[6]所需的计算资源及时间成本,显然其现阶段还无法满足工程设计的需求。因此,完善与发展高效的整机进气畸变影响工程计算模型具有重要的现实意义。

南京航空航天大学胡骏课题组基于平行压气机理论构建了多子平行发动机模型,开发了一套二维计算程序 GasTurb-Dist^[7],可用于分析周向畸变对航空发动机气动性能及稳定性的影响。但是,随着附面层摄入型发动机布局、大曲率 S 弯进气道及升力风扇等新技术在现代先进推进系统上的逐步应用,使得航空发动机进口流场畸变的三维特征日益凸显。另一方面,对于大涵道比涡扇发动机而言,其风扇转子内外径尺寸差异明显,即便是进口单纯的周向畸变在风扇转子不同叶高位置处也将表现出不同的传递特征,此时若仍采用二维模型分析周向畸变对大涵道比涡扇发动机气动稳定性的影响,其所捕获的发动机内、外涵进口流场畸变特征势必会与实际情况有所偏差,由此可能存在不能充分、准确评定发动机稳定性的问题。因此,基于二维理论的计算模型并不能满足空间分布特征更为复杂的进气畸变问题(如径向/周向组合畸变)研究的需求,必须发展更高维度的整机进气畸变分析方法。

三维彻体力模型是目前航空叶轮机机械内流数值模拟研究的一个有力分析工具。其基于时间推进求解思路,将叶片固壁边界效应转化为流动控制方程中以场的形式分布的源项,从而避免因直接考虑叶片三维几何造型导致的复杂网格划分工作,进而允许以相对规整的粗网格快速捕获叶轮机机械内三维流动的大尺度特征。与现阶段的其他技术方法相比,三维彻体力模型可以更好地兼顾计算成本与计算保真度。近年来,三维彻体力模型被广泛应用于风扇/压气机部件各类工程设计问题,Peters 等^[8]依托彻体力模型为分析工具,针对下一代民用大涵道比涡扇发动机提出了风扇及吊舱一体化设计框架;Cao 等^[9]采用三维彻体力模型探讨了大涵道比风扇单转子与进气道唇口气流分离引起的流场畸变之间的相互作用机制。而彻体力模型在整机上的应用则大多聚焦于均匀进气下发动机整机准三维通流数值模拟研究,曹志鹏等^[10]、金东海等^[11]、杨晨等^[12]及刘晓恒等^[13]在基于时间推进技术的整机准三维通流程序的应用开发方面开展了系列研究,完成了若干型发动机 S2 流面流场数值模拟,为整机部件匹配提供性能参数依据。

数值缩放技术作为 NPSS、VIVACE 等计划的关键技术成果之一,其基本理念是将更高维度、更高精度的部件仿真模型与低维整机计算模型进行有机结合,从而实现在更高精度层次对发动机整机特性进行分析,同时使得部件设计(包括总体特性、流场细节等)在整机环境下可以得到全面快速评估^[14]。目前,数值缩放技术已广泛应用于航空发动机整机均匀进气下设计/非设计点的性能计算与分析^[15-17]。该技术理念在发动机进气畸变数值模拟方面的应用研究却鲜有公开报道,除了 Cranfield 大学的 Pachidis 等曾将压缩部件二维流线曲率法与发动机零维仿真模型相耦合,分析

了径向总压畸变对整机性能的影响^[18]。

本文受数值缩放技术理念的启发,以一台大涵道比涡扇发动机为研究载体,将文献[19-20]构建的多级轴流压气机三维彻体力模型与文献[7]开发的二维多子平行发动机模型进行有机结合,初步搭建了适用于分析复杂进气畸变对航空发动机整机特性影响的多维耦合数值计算模型。该模型可从更高维度分析复杂进气畸变对航空发动机压缩系统流场特性的影响,同时可兼顾一定的计算效率以满足工程应用的需要。本文利用该模型定量分析了进口稳态周向总压畸变及插板式总压畸变进气对大涵道比涡扇发动机流场特性的影响,深入揭示了整机环境下风扇/增压级内外涵压缩系统内部的三维畸变流场特征。

1 理论方法

1.1 多级轴流压气机三维彻体力模型

文献[19-20]所构建的多级轴流压气机三维彻体力模型 MACAM(multistage axial compressor analysis model)将基元叶栅法的思想与三维彻体力模型直接结合,融入 Koch 最大静压升系数法^[21]作为主要判稳手段,建立了现代先进 CFD 技术与压气机研究领域已有的半经验理论模型之间的桥梁纽带,将压气机均匀进气非设计点特性预测与进气畸变影响分析统一在一个理论框架下,从而构成了一个相对完整的多级轴流压气机非设计状态性能及稳定性分析系统。

MACAM 在无叶区内采用绝对圆柱坐标系下的三维流动控制方程进行求解,在有叶区内以彻体力源项的形式加载压气机各叶排对气流产生的作用,无叶区及有叶区主控方程分别如式(1)和式(2):

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{E} - \mathbf{E}_v)}{\partial z} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v)}{\partial \theta} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial r(\mathbf{G} - \mathbf{G}_v)}{\partial r} = \mathbf{S} \quad (1)$$

$$\left(\frac{\partial}{\partial t} + \Omega \frac{\partial}{\partial \theta} \right) b \mathbf{U} + \frac{\partial b(\mathbf{E} - \mathbf{E}_v)}{\partial z} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial r b(\mathbf{G} - \mathbf{G}_v)}{\partial r} = b \mathbf{S} + \mathbf{S}_b + b \mathbf{S}_t \quad (2)$$

其中

$$b = \frac{N |\theta_b - \theta_s|}{2\pi}$$

$$\mathbf{U} = [\rho \quad \rho v_z \quad \rho v_\theta \quad \rho v_r \quad \rho e]^\top$$

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\frac{\rho v_\theta v_r + \tau_{\theta r}}{r} & \frac{\rho v_\theta^2 + p - \tau_{\theta\theta}}{r} & 0 \end{bmatrix}^\top$$

$$\mathbf{S}_b = \begin{bmatrix} 0 & p \frac{\partial b}{\partial z} & 0 & p \frac{\partial b}{\partial r} & 0 \end{bmatrix}^\top$$

$$\mathbf{S}_t = [0 \quad F_z \quad F_\theta \quad F_r \quad F_\theta \Omega r]^\top$$

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} \rho v_z \\ \rho v_z^2 + p \\ \rho v_\theta v_z \\ \rho v_r v_z \\ v_z (\rho e + p) \end{bmatrix} \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho v_\theta \\ \rho v_z v_\theta \\ \rho v_\theta^2 + p \\ \rho v_r v_\theta \\ v_\theta (\rho e + p) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \rho v_r \\ \rho v_z v_r \\ \rho v_\theta v_r \\ \rho v_r^2 + p \\ v_r (\rho e + p) \end{bmatrix} \quad \mathbf{E}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{zz} \\ \tau_{z\theta} \\ \tau_{zr} \\ \tau_{zi} v_i - q_z \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{\theta z} \\ \tau_{\theta\theta} \\ \tau_{\theta r} \\ \tau_{\theta i} v_i - q_\theta \end{bmatrix} \quad \mathbf{G}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{rz} \\ \tau_{r\theta} \\ \tau_{rr} \\ \tau_{ri} v_i - q_r \end{bmatrix}$$

其中 t 为时间, z 、 θ 及 r 分别表示轴向、周向及径向坐标, N 为叶片数目, θ_b 及 θ_s 分别为基元叶型压力面及吸力面的周向几何坐标, ρ 为气体密度, v 为气流速度, p 为静压, F 为单位体积气体受到的叶片力, Ω 为转子叶片旋转角速度, τ 为黏性应力, q 为热流密度, e 为单位质量流体的总能量, 下标 z 、 θ 及 r 分别表示轴向、周向及径向。

显然, 表征叶片效应的源项 $\mathbf{S}_t$ 的模化是本模型理论的关键所在。模型基于 Marble^[22] 的思想, 将叶片彻体力分解为两部分, 一部分为垂直于相对速度 $\mathbf{w}$ 的无黏力 $\boldsymbol{\varphi}$, 另一部分为反向且平行于相对速度 $\mathbf{w}$ 的黏性力 $\mathbf{f}$, 如式(3)~式(5)所示:

$$\begin{bmatrix} F_z \\ F_\theta \\ F_r \end{bmatrix} = \boldsymbol{\varphi} + \mathbf{f} = \begin{bmatrix} \varphi_z \\ \varphi_\theta \\ \varphi_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} f_z \\ f_\theta \\ f_r \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \boldsymbol{\varphi} \perp \mathbf{w} \\ \varphi_z v_z + \varphi_\theta (v_\theta - \Omega r) + \varphi_r v_r = 0 \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} \mathbf{f} \parallel \mathbf{w} \\ \begin{bmatrix} f_z \\ f_\theta \\ f_r \end{bmatrix} = -\frac{f}{w} \begin{bmatrix} v_z \\ v_\theta - \Omega r \\ v_r \end{bmatrix} \end{cases} \quad (5)$$

黏性叶片力主要用于模拟叶片通道中的流动损失, 其所做功全部用于产生气流的熵^[23]。本模型假设叶排各基元叶栅内熵沿子午面流线呈线性分布, 并通过给定叶排各基元叶栅损失系数 $\bar{\omega}$ 来计算对应叶高位置的熵增 Δs , 如式(6)~式(7)

所示:

$$f = \rho T \frac{v_m}{\omega} \cdot \frac{\Delta s}{\Delta m} \quad (6)$$

$$\Delta s = -R \ln \left[1 - \frac{\bar{\omega} \left[1 - \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{r,1}^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right]}{\left(\frac{T_{r,2}^*}{T_{r,1}^*} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right] \quad (7)$$

其中 R 为气体常数, T 为静温, v_m 为子午速度, Δm 表示叶排进出口子午面流线长度, γ 为比热比, $Ma_{r,1}$ 表示转子叶排进口相对马赫数, $T_{r,1}^*$ 及 $T_{r,2}^*$ 分别表示转子叶排进、出口相对总温。对于静子叶排而言, 上述各变量均为绝对量。

无黏叶片力主要用于模拟叶片对气流的转折作用, 即气流在叶片区内的流动方向将由无黏叶片力控制。首先由引入目标周向速度 v_θ^{target} 的稳态、局部轴对称周向动量方程获取叶片的总周向力 F_θ , 如式(8)所示:

$$F_\theta = \varphi_\theta + f_\theta = \frac{1}{b} \cdot \frac{\partial b(\rho v_z v_\theta^{\text{target}} - \tau_{z\theta})}{\partial z} + \frac{1}{br} \cdot \frac{\partial rb(\rho v_\theta^{\text{target}} v_r - \tau_{r\theta})}{\partial r} - \left(\frac{-\rho v_\theta^{\text{target}} v_r}{r} + \frac{\tau_{r\theta}}{r} \right) \quad (8)$$

其中, 目标周向速度 v_θ^{target} 由当地叶型角及基元流道落后角 δ 结合瞬时子午速度 v_m 确定。同时, 将无黏径向力 φ_r 及无黏周向力 φ_θ 与叶型中弧面形状相联系, 即 $\varphi_r = \varphi_\theta n_r / n_\theta$, 其中 n_r 及 n_θ 表示叶型中弧面沿径向及周向的法向量。并结合式(4)即可确定无黏叶片力沿三个坐标方向的分量。

至此, 只要确定了叶排损失系数 $\bar{\omega}$ 及落后角 δ , 再结合当地瞬时流动参数, 就可以联立相关等式确定叶片力。因此只要将 $\bar{\omega}$ 及 δ 与叶片基元流道进口流动参数相关联, 就可以间接建立彻体力源项与上游流动参数之间的联系。该三维彻体力模型借鉴基元叶栅法思想, 采用通流理论中基于经验关联式的落后角及损失模型, 建立不同周向位置、不同叶高基元流道落后角及损失系数与其进口攻角及马赫数之间的关系, 从而有效地考虑进气方向及进口马赫数对叶片力的影响。有关 MACAM 的更多技术细节可参见文献[19]。

1.2 二维多子平行发动机模型

二维计算程序 GasTurb-Dist^[7] 忽略气流沿径向的分布梯度, 在平行压气机模型的基础上进一步构建了多子平行发动机模型, 即将整台发动机沿周向划分为若干个平行子发动机, 并将周向

各个子发动机按部件功能特性沿轴向分解为一系列计算单元, 主要包括: 管路单元、压气机单元、燃烧单元、涡轮单元、损失单元、导向器单元及引气单元等。

GasTurb-Dist 通过在二维无黏 Euler 方程中添加源项来实现不同功能单元对气流的作用, 对于体积为 Vol 的计算单元所建立的积分形式的控制方程如式(9)所示

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial t} \int_{\text{Vol}} \rho dV + \int \rho(\mathbf{v} \cdot d\mathbf{A}) = g \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_{\text{Vol}} \rho v_z dV + \int \rho v_z (\mathbf{v} \cdot d\mathbf{A}) + \int p dA_z = F_z + v_{z,g} g \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_{\text{Vol}} \rho v_\theta dV + \int \rho v_\theta (\mathbf{v} \cdot d\mathbf{A}) + \int p dA_\theta = F_\theta + v_{\theta,g} g \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_{\text{Vol}} \rho e dV + \int \rho h^* (\mathbf{v} \cdot d\mathbf{A}) = W + Q + h_g^* g \end{cases} \quad (9)$$

其中 $\mathbf{v}$ 和 $\mathbf{A}$ 分别表示气流速度矢量及计算单元表面微元面积矢量; F 表示计算单元固壁对气流的作用力; W 和 Q 分别表示计算单元内气流在单位时间内与外界交换的功和热; h^* 表示气流总焓; g 表示在计算单元内引出或注入的换气量, 下标 g 则表示引气或注气相关的流动参数。在管路单元中, 轴向力源项 F_z 用于表征流道通流面积的收敛与扩张对气体流速的影响; 在压气机和涡轮单元中, 模型基于叶轮机械部件均匀进气特性计算源项 F_z 、 F_θ 及 W , 用于表征叶轮机械与气流间的相互作用, 该模型在叶轮机械部件的建模方法从某种程度上来讲可以视作一个简化的低维彻体力模型; 在燃烧单元中, 热源项 Q 用于考虑燃烧室对气流的加热作用。另外, 当计算单元内含叶片或支板时, 模型引入周向掺混系数控制不同扇区之间气流的周向掺混程度。GasTurb-Dist 以双轴涡喷发动机为例构建的模型理论示意图如图 1 所示, 关于该模型理论方法更为详尽的阐述可参见文献[7]。

1.3 多维耦合计算模型

本文在数值缩放技术的理论框架下, 将三维彻体力模型与二维多子平行发动机模型进行有机结合, 初步搭建了适用于分析复杂进气畸变对航空发动机整机特性影响的多维耦合数值计算模型。

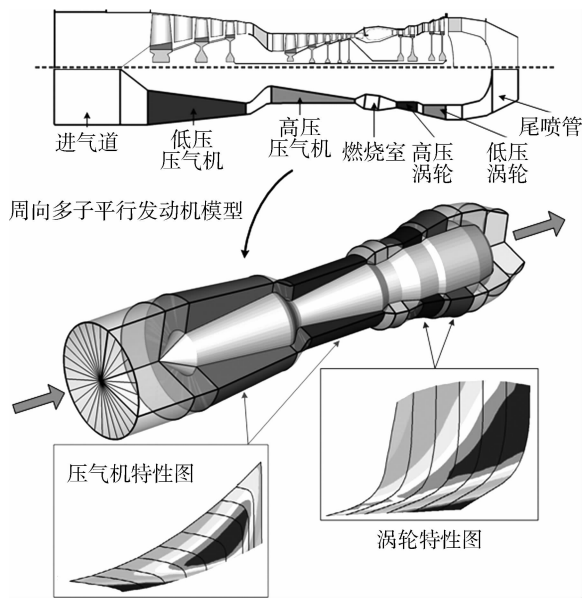


图 1 GasTurb-Dist 理论示意图

Fig. 1 Schematic diagram of GasTurb-Dist

在该多维耦合计算模型中,采用多级轴流压气机三维彻体力模型 MACAM 模拟发动机进气道及压缩系统部件,采用二维多子平行发动机模型 GasTurb-Dist 描述压缩系统下游部件内的流动情况,包含燃烧室、涡轮及尾喷管。在 MACAM 三维计算域与 GasTurb-Dist 二维计算域之间设置交接面,进行三维计算和二维计算之间的转换。为满足交接面上总压及总温的守恒性,现阶段选取总压、总温、周向速度及静压作为传递变量,忽略交接面上的径向分速度。在具体计算的每一时间步中,MACAM 将交接面上的每一周向位置的总压、总温及周向速度进行径向平均后沿流向传递给 GasTurb-Dist 作为其进口边界条件;与此同时, GasTurb-Dist 将交接面上计算获得的各周向扇区的静压沿相反方向传递给 MACAM 作为其出口边界,考虑到交接面上周向速度大小有限,因此认为静压沿半径方向呈均匀分布。

此外,涡轮与压气机之间的功平衡是整机计算的关键内容之一,这涉及到发动机具体的控制规律。模型在控制方程中补充了转子动力学方程,如式(10)所示:

$$I \frac{d\Omega}{dt} = M_t - M_c \quad (10)$$

其中 I 为转子转动惯量, M_t 和 M_c 分别表示涡轮和压气机转子的扭矩。式(10)可进一步改写为

$$I \frac{dN}{dt} = \frac{L_t - L_c}{N} \left(\frac{30}{\pi} \right)^2 \quad (11)$$

其中 N 为转子物理转速, L_t 和 L_c 分别表示涡轮转子输出的功和压气机转子所需的功。当涡轮输出功与压气机所需功不相等时,压气机/涡轮共同转速将发生改变。GasTurb-Dist^[7] 中提供了高、低压转子转速恒定以及 $\dot{m}_f/p_h$ 恒定等几种控制规律,其中 $\dot{m}_f$ 为燃油流量, p_h 为高压压气机出口压力。由于目前本研究重点在于发动机多维气动耦合计算方法数值框架的搭建,因此为简化整机多维耦合气动计算过程,现阶段暂且采用简单的等转速控制规律,即在时间推进过程中涡轮功与压气机功始终保持相等。显然,更复杂、合理的发动机控制规律势必会影响整机压缩系统三维畸变流场的气动计算结果,这需要在后期进行更加深入的研究。

2 计算对象及网格划分

本文以一台大涵道比涡扇发动机为研究载体,利用该多维耦合计算模型定量分析进口周向总压畸变及插板式总压畸变进气对发动机流场特性的影响,深入揭示整机环境下风扇/增压级内外涵压缩系统内部的三维畸变流场特征。该涡扇发动机为双转子结构,涵道比设计值为 6;其低压压缩系统由风扇单转子、外涵静子以及四级增压级构成,风扇单转子进、出口轮毂比分别为 0.3 和 0.47。

鉴于计算对象已知叶型几何数据的限制,同时考虑到高压压气机相比于低压压缩系统具有更大的轮毂比,因此在该多维耦合计算模型中,采用多级轴流压气机三维彻体力模型 MACAM 模拟风扇/增压级构成的低压压缩系统,采用二维多子平行发动机模型 GasTurb-Dist 描述高压压气机、燃烧室、涡轮及尾喷管等部件流动。在增压级出口与高压压气机进口之间设置交接面,进行 MACAM 三维计算和 GasTurb-Dist 二维计算之间的转换。

最终,针对该发动机所搭建的数值计算框架及所划分计算域网格如图 2 所示。模型在风扇单转子内沿轴向布置 35 个网格单元,沿径向布置 80 个网格单元;在外涵静子内沿轴向布置 35 个网格单元,沿径向布置 60 个网格单元;在内涵四级增压级转/静子叶排内沿轴向布置 24 个网格单元,沿径向布置 20 个网格单元;对剩余部件沿轴向按功能特性划分为 19 个计算单元;在周向维度上共划分 36 个网格单元。

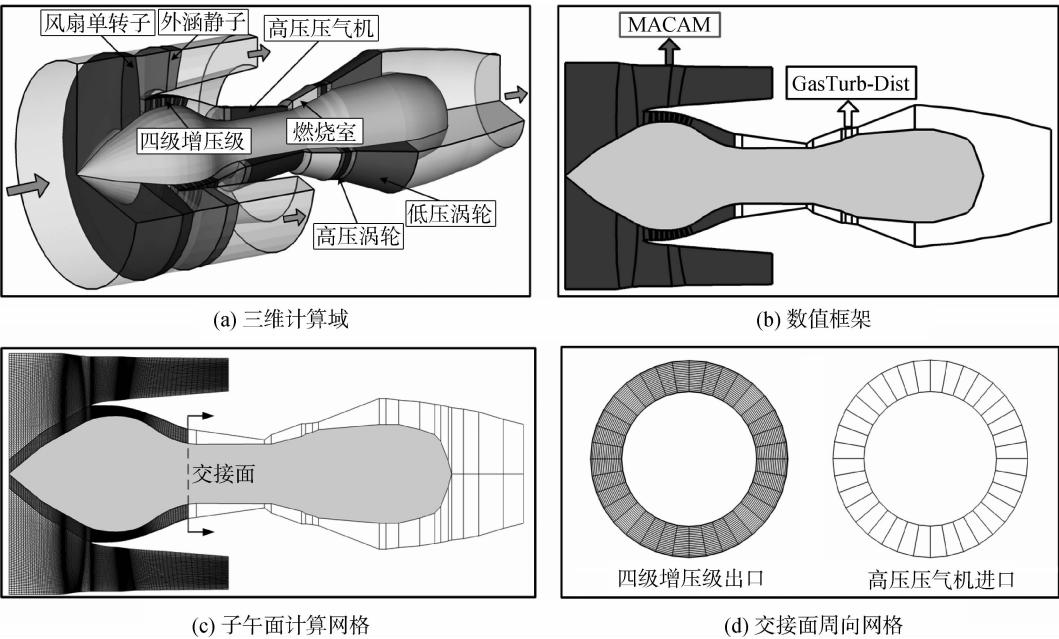


图 2 大涵道比涡扇发动机多维耦合数值计算框架

Fig. 2 Multi-dimensional coupled numerical calculation framework of high bypass ratio turbofan engine

3 计算结果与讨论

3.1 周向总压畸变

首先利用该多维耦合计算模型分析该大涵道比涡扇发动机地面静止状态下进口存在稳态周向总压畸变时压缩系统内部的三维流场特征。在发动机进口给定 120° 稳态周向总压畸变, 畸变区总压较未畸变区下降 12%。进口总压分布如图 3 所示, 图中 p^* 为气流总压, p_{0c}^* 为发动机进口未畸变区总压。

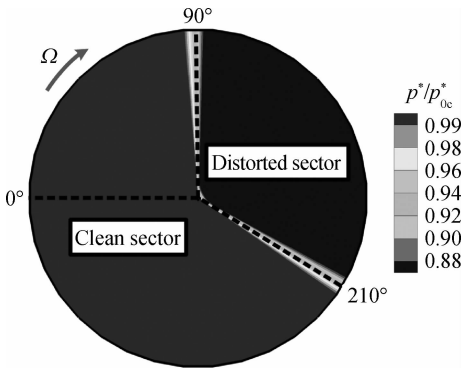


Fig. 3 Contour of inlet total pressure at engine

图 4 给出了风扇转子进口绝对周向气流角的具体分布。可以发现, 近轮毂处气流在转子进口低压区两侧形成的旋流强度远高于叶尖区域。NASA Lewis 研究中心的 Soeder 和 Bobula 于 20

世纪 80 年代在一台大涵道比涡扇发动机上开展了 180° 稳态周向总压畸变实验, 详细测量了压缩系统各特征截面的流场参数分布^[24]。该涡扇发

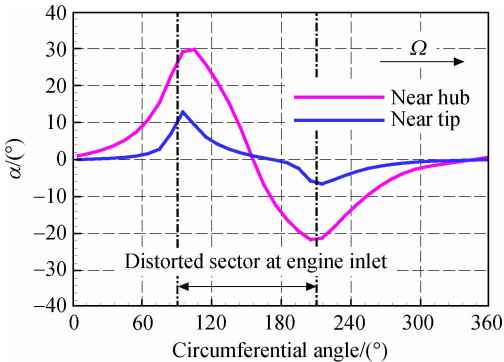
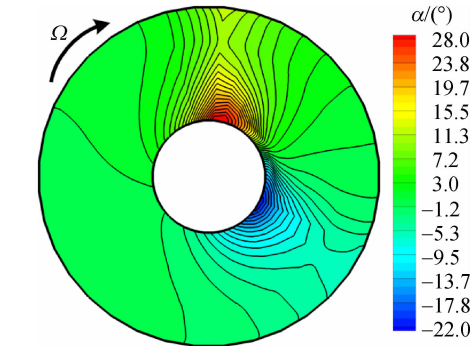


图 4 风扇转子进口绝对周向气流角分布

Fig. 4 Distribution of absolute circumferential flow angle at fan rotor inlet

动机为双转子结构,设计涵道比为 6.23,其低压压缩系统由单级风扇以及四级增压级构成,因此其基本结构与本文计算对象相近。图 5 给出了 Soeder 和 Bobula 在该发动机风扇转子进口不同叶高位置测得的周向气流角分布,可以发现其实实验获得的气流角分布特征与本文模型所揭示的风扇转子进口流场特征一致,均表现为:处在转子进入低压畸变区一侧的气流存在正预旋流动,而处在转子离开低压畸变区一侧气流具有负预旋(图 4 中 $90^{\circ}\sim 210^{\circ}$ 为低压畸变区,图 5 中 $0^{\circ}\sim 180^{\circ}$ 为低压畸变区);同时,周向总压畸变在大涵道比风扇转子进口近轮毂处形成的旋流强度最大。

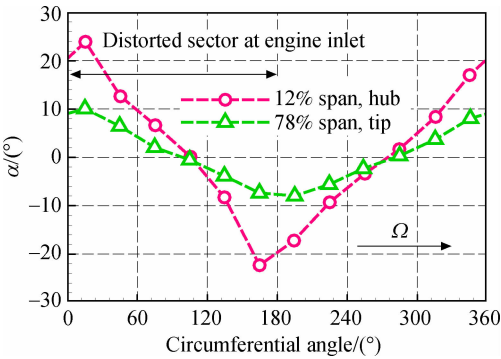


图 5 某型发动机风扇转子进口绝对周向气流角分布实验测量结果^[24]

Fig. 5 Experimental results of absolute circumferential flow angle distribution at the fan rotor inlet of an engine^[22]

图 6 给出了风扇转子进口静压云图。可以发现,上游进口总压畸变在向风扇转子进口传递过程中导致了畸变区的静压下降,从而在畸变区两侧形成一定的压力差,并且近轮毂处形成的压差最大。在该压差驱动下迫使畸变区两侧附近的未畸变区气流不断涌入畸变区,由此在风扇转子进口近轮毂处畸变区两侧分别形成了强度可观的正、负预旋。

图 7 给出了风扇转子出口总压及总温云图,其中 T^* 为气流总温, T_0^* 表示发动机进口总温。整体而言,风扇转子出口在进入畸变区一侧轮毂附近气流总压及总温偏低,而在远离畸变区一侧近叶尖区域气流总压及总温偏高。这表明即便是进口单纯的方波周向总压畸变,在经过大涵道比风扇转子作用后在下游内外涵进口的畸变流场特征也将具有显著差异,因此必须从三维层面分析大涵道比涡扇发动机内部的畸变流场特征。

图 8 给出了四级增压级各级转子进口中径处

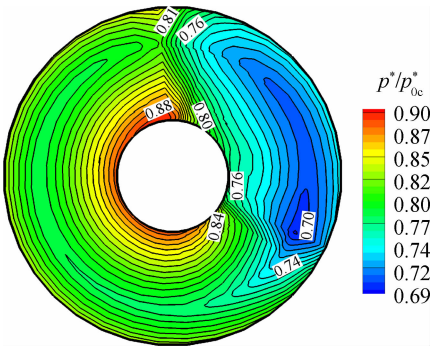
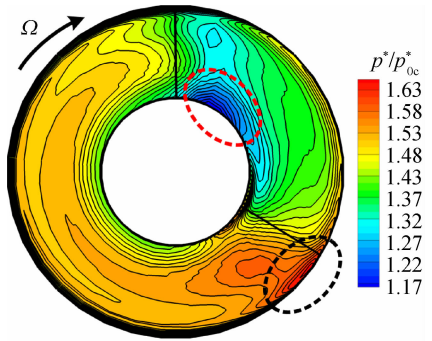
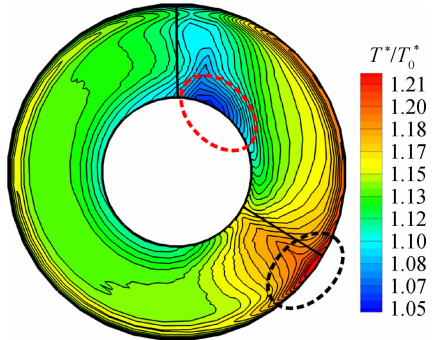


图 6 风扇转子进口静压云图

Fig. 6 Contours of static pressure at fan rotor inlet



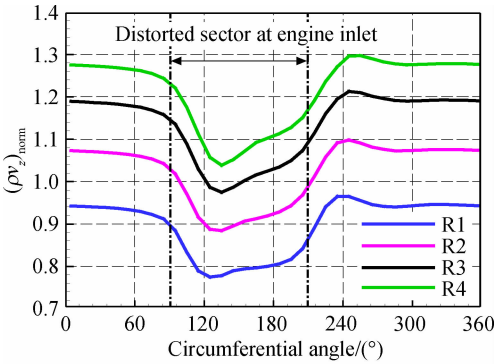
(a) 总压云图



(b) 总温云图

图 7 风扇转子出口总压及总温云图

Fig. 7 Contours of total pressure and total temperature at fan rotor outlet



(a) 无量纲密流

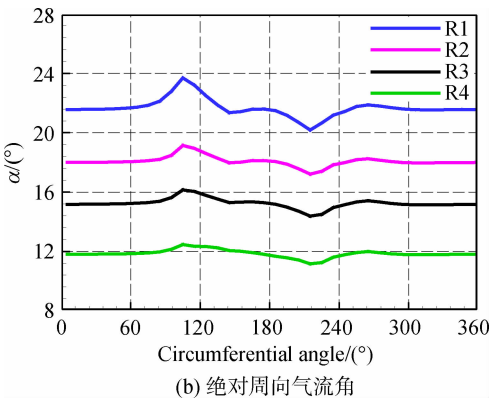


图 8 内涵增压级各级转子进口中径处气流参数分布
Fig. 8 Distributions of flow parameters at midspan of each stage rotor inlet in core booster stage

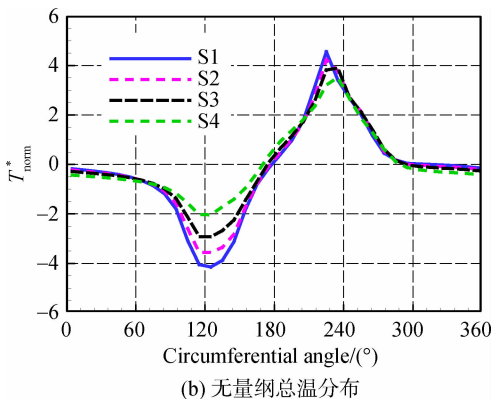


图 9 内涵增压级各级静子出口中径处气流参数分布
Fig. 9 Distributions of flow parameters at midspan of each stage stator outlet in core booster stage

无量纲密流和绝对周向气流角 α 的分布,图中 R1~R4 分别为第一级到第四级转子进口。图 9 则进一步显示了四级增压级各级静子出口无量纲总压及总温分布,图中 S1~S4 分别为第一级到第四级静子出口。密流、总压和总温的无量纲方程分别为

$$(\rho v_z)_{\text{norm}} = \frac{\rho v_z}{\rho_i U_m} \quad (12)$$

$$p_{\text{norm}}^* = \frac{p^* - \overline{p^*}}{\overline{p^*}} \times 100\% \quad (13)$$

$$T_{\text{norm}}^* = \frac{T^* - \overline{T^*}}{\overline{T^*}} \times 100\% \quad (14)$$

其中 ρ_i 为内涵进口气流平均密度, U_m 为内涵进口中径处轮缘速度, $\overline{p^*}$ 和 $\overline{T^*}$ 分别为相应截面平均总压和总温。

四级增压级各级转子进口畸变区内密流均显著低于未畸变区;同时由于不同各级转子进口周向位置旋流强度相近,此时进口密流及进口总温成为影响叶片通道加功扩压能力的主要因素。而各级转子进口气流在 $90^\circ \sim 210^\circ$ 范围内处于低总温、低密流状态,相应使得该区域内叶片通道的加功扩压能力增强,进一步导致各级出口在该区域

内的气流总压及总温上升幅度更大。另一方面,在 $210^\circ \sim 300^\circ$ 范围内的进口气流密流较大、总温较高,使得该区域内叶片通道的加功扩压能力下降,因此导致各级出口在该区域内的气流总压及总温上升幅度有限。上述流动过程最终导致内涵进口总压/总温复合畸变在四级增压级均呈现衰减趋势,但相比总压畸变在内涵四级增压级中的大幅衰减,总温畸变的衰减程度则十分有限。

图 10 给出了增压级出口截面(即多维耦合计算模型交接面)的静压分布,其中静压无量纲化方程为 $p_{\text{norm}} = \frac{p - p_c}{p_c} \times 100\%$, p_c 为均匀进气条件下该发动机增压级出口静压。图 11 则显示了文献[24]中的涡扇发动机在进口存在 180° 周向总压畸变时测得的增压级出口静压沿周向分布,图中 $\overline{p}$ 表示增压级出口平均静压。模型计算和实验研究均表明:当发动机进口存在周向总压畸变时,增压级出口静压在整机环境下受下游部件的影响沿周向存在较强的不均匀性,在对应发动机进口畸

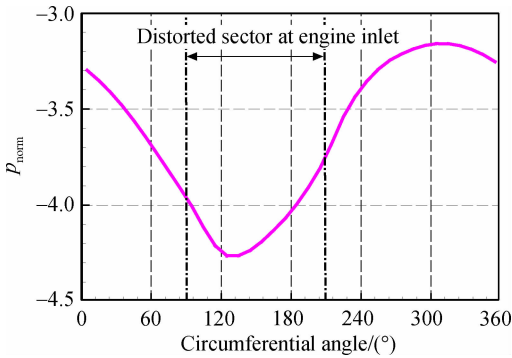
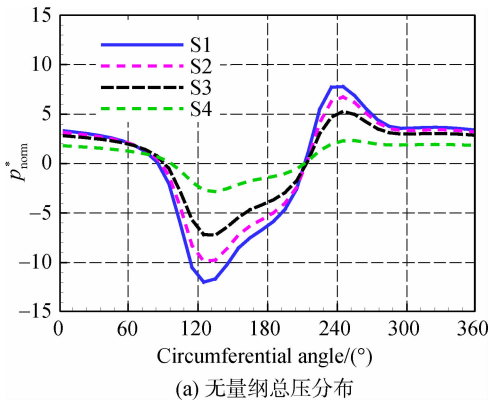


图 10 增压级出口截面静压分布
Fig. 10 Distribution of static pressure at booster stage outlet

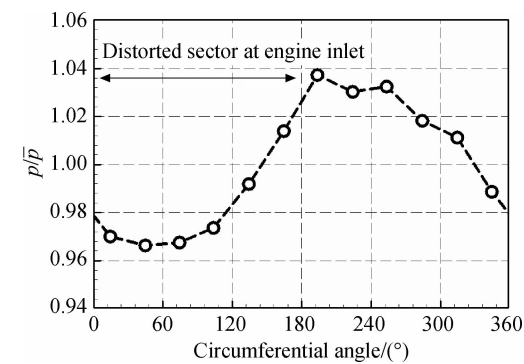


图 11 某型发动机增压级出口静压分布实验测量结果^[24]

Fig. 11 Experimental results of static pressure distribution at the booster stage outlet of an engine^[24]

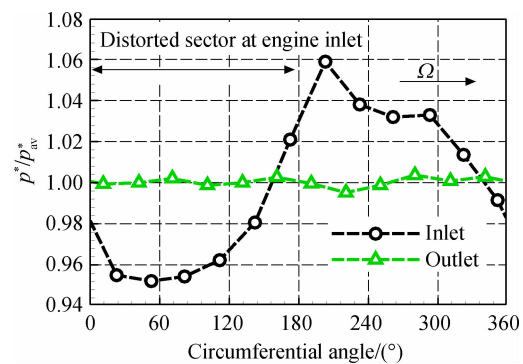


图 13 某型发动机高压压气机进出口总压分布实验测量结果^[24]

Fig. 13 Experimental results of total pressure distributions at the inlet and outlet of high pressure compressor in an engine^[24]

变区相位范围内的气流静压值偏低(图 9 中 $90^{\circ}\sim 210^{\circ}$ 为发动机进口低压畸变区,图 10 中 $0^{\circ}\sim 180^{\circ}$ 为发动机进口低压畸变区)。这与孤立部件进气畸变流场计算分析时常采用的出口背压均匀分布的假设有所不同,进一步体现了本文建立该多维耦合计算模型的意义之所在。

图 12 给出了高压压气机进出口无量纲总压分布,图 13 则给出了文献[24]测得的涡扇发动机高压压气机进出口总压分布。对比可以发现,多维耦合计算模型捕获到的高压压气机进口总压畸变分布特征与文献[24]中的测量结果一致:气流总压在转子进入畸变区一侧达到最小值,在远离畸变区一侧达到最大值。并且,多维耦合模型中的多子平行发动机模型 GasTurb-Dist 也准确反映了总压畸变在多级高压压气机中的大幅衰减现象。

本文构建的整机多维耦合计算模型以有限的计算资源从三维层面揭示了风扇/增压级内外涵

压缩系统在整机环境下与进口周向总压畸变之间的相互作用过程,模型所预测的相关结果均与以往实验研究中获得的主要认识相一致,初步证明了该模型理论方法的有效性及其合理性。

3.2 插板式总压畸变

利用该多维耦合模型进一步探究大涵道比涡扇发动机在地面静止状态工作时对稳态插板式总压畸变进气的响应特征,旨在展现该模型对发动机进口空间分布特征更为复杂的畸变流动的模拟能力。通过对插板深度不同的单个弦月形扰流板后流场进行 CFD 定常数值模拟后获得发动机进口稳态插板总压畸变图谱,有关扰流板模型及其流场计算方法的详细介绍可参见文献[25]。图 14 显示了在发动机进口给定的三种插板深度的总压畸变分布,其中 h 为插板深度, r 为进口管道半径, p^* 表示均匀进气条件下的发动机进口总压。可以发现,三种总压图谱的低压畸变区范围随插板深度的增加而逐步扩大。其中,A 型总压图谱具有鲜明的径向/周向空间组合畸变特征,低压区占据在近叶尖区域周向一定范围内;而 C 型总压图谱则类似于 180° 周向总压畸变形式,低压区占据了整个叶高范围;B 型总压畸变图谱特征分布特征则介于 A 型、C 型两者之间。另外为重点关注低压畸变区分布范围对发动机流场特性的影响,保证了三种图谱畸变区内气流总压最小值均比均匀进气情况下降约 6% 左右。

下面重点分析插板式总压畸变与风扇单转子的相互作用。图 15 给出了三种插板式总压畸变进气下风扇转子进口总压及绝对周向气流角云图,图 16 给出了 A 型插板总压畸变进气下风扇

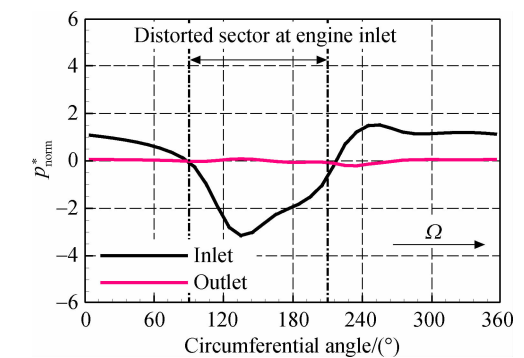


图 12 高压压气机进出口总压分布

Fig. 12 Distributions of total pressure at the inlet and outlet of high pressure compressor

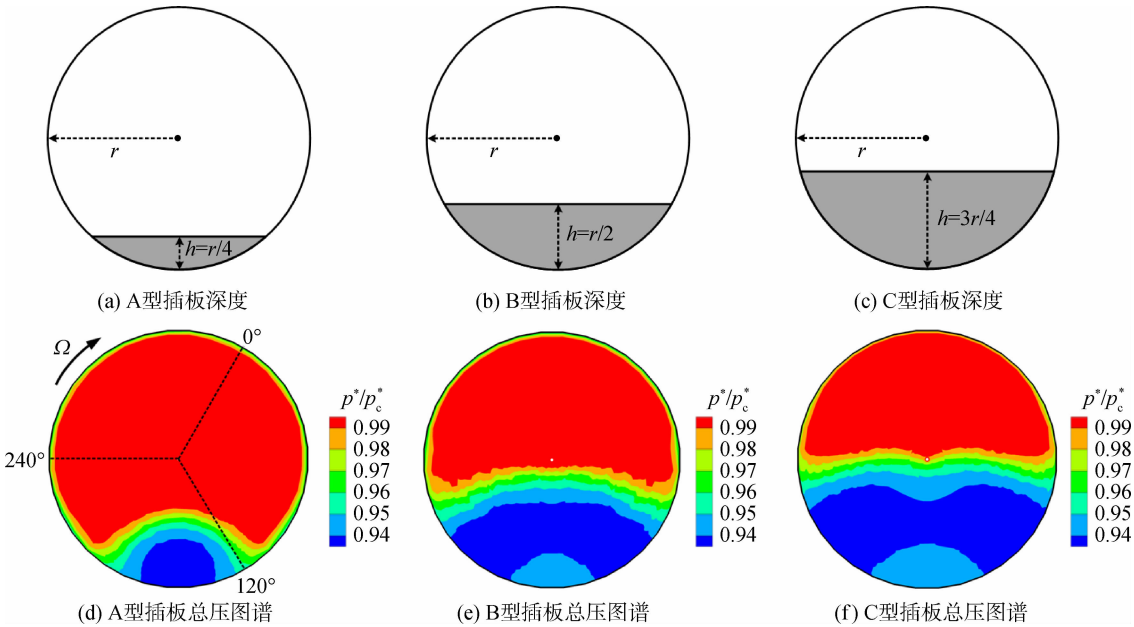


图 14 发动机进口三种插板式总压畸变

Fig. 14 Three types of flat baffle total pressure distortion at engine inlet

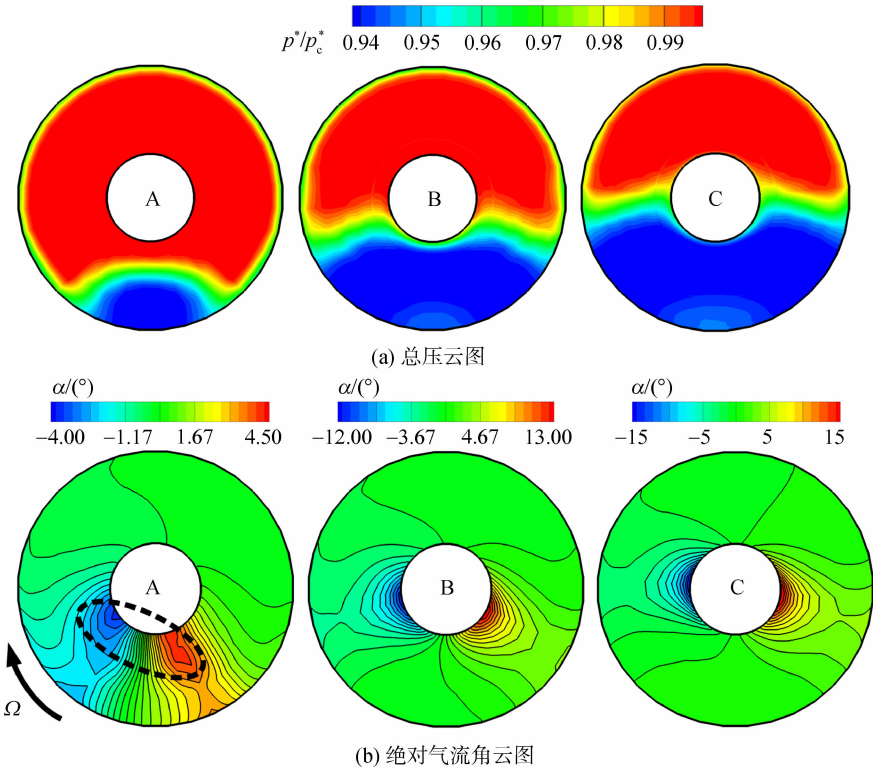


图 15 三种插板式总压畸变下风扇转子进口气流参数云图

Fig. 15 Contours of flow parameters at fan rotor inlet under the three types of flat baffle total pressure distortion

转子进口静压分布。可以看出,远上游插板总压畸变图谱经风扇转子进口整流锥作用后到达风扇转子进口时发生一定变化:受转子进口根部流道的收缩影响,低压区在风扇转子进口都受到了挤压变形。对于 B 型、C 型插板畸变由于低压畸变

区已基本占据整个叶高,在近轮毂处压差驱动下,畸变区两侧形成了明显的旋流;而对于 A 型插板畸变而言,尽管风扇转子进口近轮毂处气流总压处于均匀状态,但该处气流静压却受到近叶尖处低压区的扰动影响产生了畸变(图 16),在周向压

力梯度作用下,A 型插板畸变在转子进口近轮毂处也诱导出了一定程度的旋流,但其整体强度要明显低于 B 型、C 两型插板畸变;此外,随着插板深度增加,进口低压畸变区范围扩大,风扇转子进口负预旋区域沿转子旋转方向逐步偏移,而正预旋区域则向相反方向偏移。

图 17 则给出了三种插板式总压畸变进气下风扇转子出口总压及总温云图,其中 p_c^* 和 T_c^* 分别表示均匀进气条件下的发动机进口总压及总温。三种插板式总压畸变下风扇转子出口总压及总温分布的一个共同特征是高总压/总温区集中

在转子近叶尖区域,而低总压/总温区集中在转子近叶根区域。整体而言,进口对应负预旋区域的叶片通道出口的气流总压及总温值均较高,而进口对应正预旋的叶片通道出口气流总压及总温均较低。

尤其对于 A 型插板总压畸变进气,尽管其低压区仅占据在转子进口近叶尖区域,但由于其在进口近轮毂处诱导出了 4° 左右的正负旋流,改变了近轮毂处不同周向位置叶片通道的加功扩压能力,因此使得进口近叶尖处的低压区在其出口沿径向迁移至叶根,并且气流总温在该处也达到最

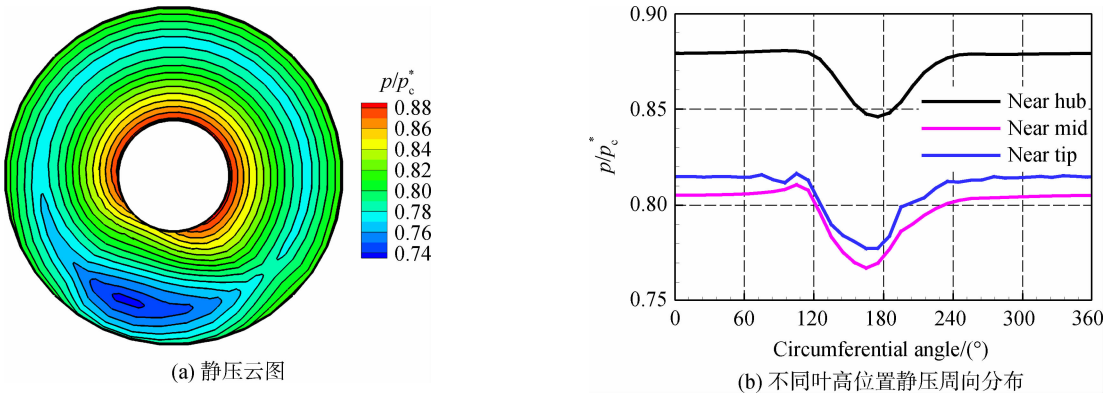


图 16 A 型插板总压畸变下风扇转子进口静压分布

Fig. 16 Distribution of static pressure at fan rotor inlet under the type A of flat baffle total pressure distortion

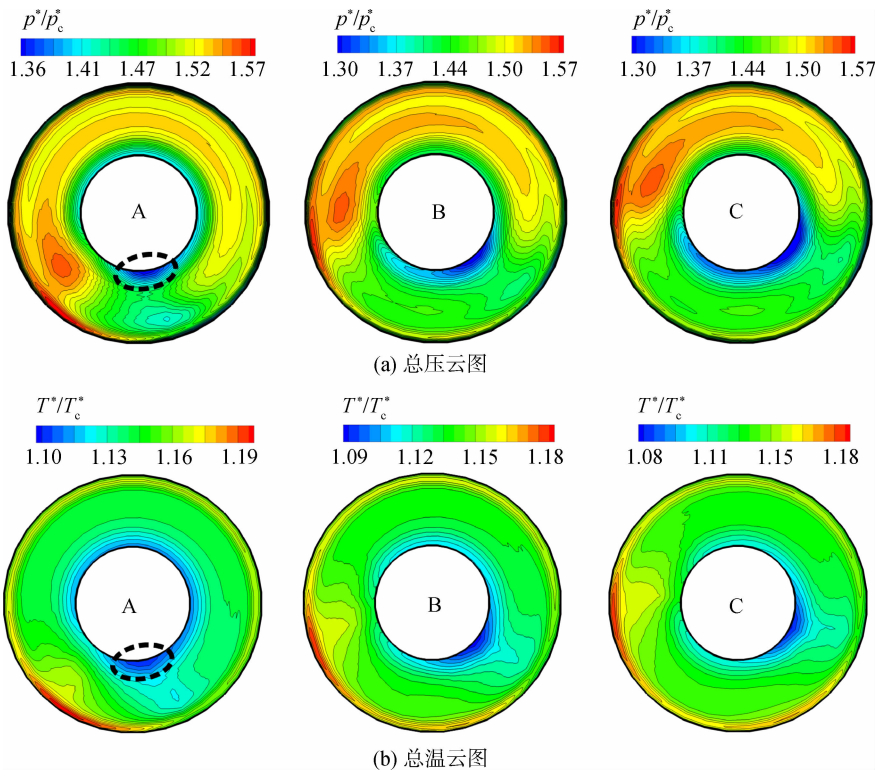
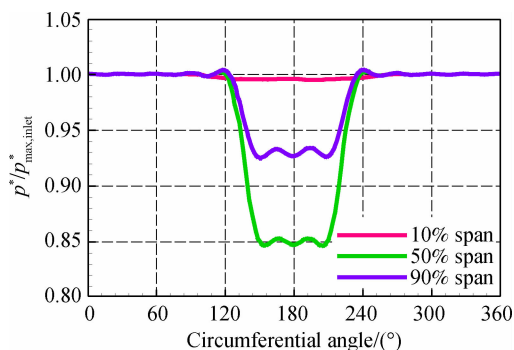


图 17 三种插板式总压畸变下风扇转子出口气流参数云图

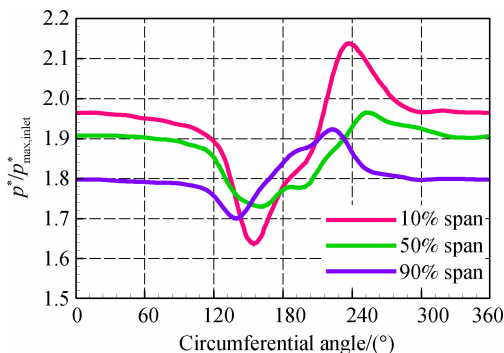
Fig. 17 Contours of flow parameters at fan rotor outlet under the three types of flat baffle total pressure distortion

小值。因此,这相应导致了内涵压缩系统进口也将面临一定程度的进气畸变。

Soderquist 等^[26]基于一台高负荷单级风扇的三维畸变流场借助全环非定常 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)数值模拟并结合傅里叶分析方法专门讨论了空间组合总压畸变沿叶高迁移的流动现象,并将其归结为由压力畸变诱导出的旋流造成的。图 18 给出了文献^[26]计算获得的单级风扇转子进、出口不同叶高处周向总压分布。类似于本文计算结果,尽管该风扇进口近轮毂处总压处于均匀状态,但其出口相应叶高位置的总压却产生了显著畸变。可以发现,本文构建的多维耦合计算模型凭借 MACAM 较为完备的理论方法以更小的计算代价全面合理地揭示了径向/周向空间组合畸变在整机环境下的风扇单转子中的主要传递特征。



(a) 转子进口



(b) 转子出口

图 18 某单级风扇转子进出口不同叶高处总压周向分布^[26]

Fig. 18 Circumferential distribution of total pressure at different span of the inlet and outlet of a single-stage fan rotor^[26]

4 结 论

1) 即便是进口单纯的方波周向总压畸变,在经过大涵道比风扇转子作用后在下游内外涵进口

的畸变流场特征也将具有显著差异。因此,传统的二维进气畸变工程计算模型难以满足大涵道比涡扇发动机的研制需求。同时计算结果表明,在内涵进口形成的总压/总温复合畸变经过四级增压级作用后均得到了不同程度的衰减,但相比总压畸变在内涵四级增压级中的大幅衰减,总温畸变的衰减程度则十分有限。

2) 对于 A 型插板式总压畸变进气,尽管其低总压区仅占据在转子进口近叶尖区域,但进口近轮毂处仍产生低静压区,受该周向压力梯度驱动在轮毂附近诱导出了 4° 左右的正负旋流,改变了近轮毂处不同周向位置叶片通道的加功扩压能力,因此使得进口近叶尖处的低总压区在其出口沿径向迁移至叶根,并且气流总温在该处也达到最小值,进一步导致了内涵压缩系统进口也将面临一定程度的进气畸变。

3) 所构建的整机多维耦合计算模型以有限的计算资源从三维层面揭示了风扇/增压级内外涵压缩系统在整机环境下与进口总压畸变之间的相互作用过程。该多维耦合计算模型所预测的相关结果均与以往实验研究及高精度非定常 RANS 数值模拟研究中获得的主要认识相一致,初步证明了该模型理论方法的有效性及其合理性。

参考文献:

- [1] NICHOLS L D, CHAMIS C C. Numerical propulsion system simulation: an interdisciplinary approach[R]. AIAA 91-3554, 1991.
- [2] CLAUS R W, EVANS A L, LYLTE J K, et al. Numerical propulsion system simulation[J]. Computing Systems in Engineering, 1991, 2(4): 357-364.
- [3] LYLTE J, FOLLEN G, NAIMAN C, et al. 2000 numerical propulsion system simulation review[R]. NASA/CP-2001-210673, 2001.
- [4] BALA A. Poly-dimensional gas turbine system modeling and simulation[D]. Bedfordshire, England: Cranfield University, 2007.
- [5] 曹建国. 航空发动机仿真技术研究现状、挑战和展望[J]. 推进技术, 2018, 39(5): 961-970.
CAO Jianguo. Status, challenges and perspectives of aero-engine simulation technology[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(5): 961-970. (in Chinese)
- [6] MEDIC G, KALITZIN G, YOU D, et al. Integrated RANS/LES computations of an entire gas turbine jet engine[R]. AIAA 2007-1117, 2007.
- [7] 严伟. 航空发动机气动稳定性分析数学模型研究与应用[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
YAN Wei. Research and application of mathematic model for aerodynamic stability analysis on aviation engine[D].

Nanjing; Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)

[8] PETERS A, SPAKOVSKY Z S, LORD W K, et al. Ultra-short nacelles for low fan pressure ratio propulsors[J]. Journal of Turbomachinery, 2015, 137 (2): 021001. 1-021001. 14.

[9] CAO T, VADLAMANI N R, TUCKER P G, et al. Fan-in-take interaction under high incidence[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2017, 139 (4): 041204. 1-041204. 10.

[10] 曹志鹏, 刘大响, 桂幸民, 等. 某小型涡喷发动机二维数值仿真[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 439-444.

CAO Zhipeng, LIU Daxiang, GUI Xingmin, et al. Two dimensional numerical simulation of small turbojet engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24 (2): 439-444. (in Chinese)

[11] 金东海, 桂幸民. 某涡扇发动机考虑级间引气的二维数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1346-1351.

JIN Donghai, GUI Xingmin. Two-dimensional numerical simulation of a turbofan engine with air bleeding in compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26 (6): 1346-1351. (in Chinese)

[12] 杨晨, 吴虎, 杨金广, 等. 基于时间推进的涡扇发动机整机通流数值模拟[J]. 推进技术, 2019, 40(10): 2190-2197.

YANG Chen, WU Hu, YANG Jinguang, et al. Numerical investigation of turbofan engine based on time-marching throughflow method[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(10): 2190-2197. (in Chinese)

[13] 刘晓恒, 周成华, 宋满祥, 等. 基于通流方法的某涡喷发动机整机数值仿真[J]. 航空学报, 2020, 41 (1): 123199. 1-123199. 11.

LIU Xiaoheng, ZHOU Chenghua, SONG Manxiang, et al. Overall simulation of a turbojet engine based on through-flow method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(1): 123199. 1-123199. 11. (in Chinese)

[14] 王占学, 宋甫, 周莉, 等. 航空发动机数值缩放技术的研究进展[J]. 推进技术, 2018, 39(7): 1441-1454.

WANG Zhanxue, SONG Fu, ZHOU Li, et al. Research progress in numerical zooming technology of aero-engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(7): 1441-1454. (in Chinese)

[15] TURNER M, REED J, RYDER R, et al. Multi-fidelity simulation of a turbofan engine with results zoomed into mini-maps for a zero-d cycle simulation[R]. ASME Paper GT2004-53956, 2004.

[16] PACHIDIS V, PILIDIS P, GUINDEUIL G, et al. A partially integrated approach to component zooming using computational fluid dynamics[R]. ASME Paper GT2005-68457, 2005.

[17] PACHIDIS V, PILIDIS P, TALHOUARN F, et al. A fully integrated approach to component zooming using computational fluid dynamics[R]. ASME Paper GT2005-68458, 2005.

[18] PACHIDIS V, PILIDIS P, TEMPLALEXIS I, et al. Prediction of engine performance under compressor inlet flow distortion using streamline curvature[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2007, 129 (1): 97-103.

[19] 郭晋, 胡骏, 屠宝锋. 多级轴流压气机彻体力模型: 理论方法及简化应用[J]. 航空动力学报, 2018, 33 (8): 1954-1963.

GUO Jin, HU Jun, TU Baofeng. Body force model for multistage axial compressor-theoretical method and simplified application[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(8): 1954-1963. (in Chinese)

[20] 郭晋, 胡骏, 屠宝锋. 多级轴流压气机彻体力模型: 三维应用[J]. 航空动力学报, 2018, 33(9): 2161-2169.

GUO Jin, HU Jun, TU Baofeng. Body force model for multistage axial compressor-three-dimensional application[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33 (9): 2161-2169. (in Chinese)

[21] KOCH C C. Stalling pressure rise capability of axial flow compressor stages[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1981, 103(4): 645-656.

[22] MARBLE F E. Three-dimensional flow in turbomachines, aerodynamics of turbines and compressors[M]. Princeton, US: Princeton University Press, 1964.

[23] BOSMAN C, MARSH H. An improved method for calculating the flow in turbo-machines, including a consistent loss model[J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 1974, 16(1): 25-31.

[24] SOEDER R H, BOBULA G A. Effect of steady-state pressure distortion on inlet flow to a high-bypass-ratio turbofan engine[R]. NASA-TM-82964, 1982.

[25] 丁宁. 大涵道比涡扇发动机进气总压畸变模拟及稳定性计算分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.

DING Ning. Inlet total pressure distortion modeling and stability analysis of high bypass ratio turbofan engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)

[26] SODERQUIST D R, GORRELL S E, LIST M G. Radial variation in distortion transfer and generation through a highly loaded fan stage[R]. ASME Paper GT2018-77221, 2018.

(编辑: 张 雪)