

大涵道比风扇/增压级进气畸变数值模拟研究*

郭 晋¹, 胡 骏^{1,2}, 屠宝锋^{1,2}, 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, 江苏 南京 210016;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘要: 为探究进口总压畸变下大涵道比风扇/增压级内部流场的主要特征, 基于三维彻体力模型的思想, 开发了一套能够实现风扇/增压级内外涵联算功能的三维数值计算程序。利用该程序模拟了某大涵道比风扇/增压级在周向总压畸变进气下的三维流场。计算结果表明: 大涵道比风扇单转子不同叶高处的畸变传递特征差异较大, 转子出口总压畸变强度由叶根到叶尖逐渐降低, 在叶尖处衰减为最小值1.5%; 在转子出口相应诱导出的总温畸变强度由叶根到叶尖逐渐升高, 在叶尖处达到最大值1.4%; 进口周向总压畸变导致风扇转子总压比下降0.5%, 而风扇转子出口形成的总压总温复合畸变导致增压级总压比下降2%; 总压畸变在增压级中呈逐级衰减趋势, 而高温畸变区的周向范围在逐级增加。

关键词: 大涵道比风扇/增压级; 周向总压畸变; 三维彻体力模型; 数值模拟

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2019) 11-2498-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.180632

Numerical Study of High Bypass Ratio Fan/Booster Stage with Inlet Distortion

GUO Jin¹, HU Jun^{1,2}, TU Bao-feng^{1,2}, WANG Zhi-qiang^{1,2}

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

Abstract: In order to explore the main characteristics of the internal flow field in a high bypass ratio fan/booster stage with inlet total pressure distortion, a three-dimensional numerical calculation program was developed based on the idea of three-dimensional body force model. This program can realize the synchronous calculation of core and bypass compressors, which was used to simulate the three-dimensional flow field of a high bypass ratio fan/booster stage under circumferential total pressure distortion. The results show that the characteristic of distortion transfer at different blade heights of the fan rotor with large bypass ratio varies greatly. The intensity of total pressure distortion at the rotor outlet decreases gradually from hub to tip, and decreases to a minimum value of 1.5%. Correspondingly, the intensity of total temperature distortion induced at the rotor outlet increases gradually from hub to tip, reaching a maximum value of 1.4%. The total pressure ratio of the fan rotor is reduced by 0.5% due to the inlet circumferential total pressure distortion. Meanwhile, the total pressure ratio of the booster stage is reduced by 2% due to the combined distortion of total pressure and total temperature at the rotor outlet. Besides, the total pressure distortion is attenuated in the booster stage, while the circumferential range of high

* 收稿日期: 2018-10-10; 修订日期: 2018-12-04。

作者简介: 郭 晋, 博士生, 研究领域为压缩系统气动稳定性预测与控制技术。E-mail: guojin_nj@126.com

通讯作者: 胡 骏, 博士, 教授, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: hjape@nuaa.edu.cn

引用格式: 郭 晋, 胡 骏, 屠宝锋, 等. 大涵道比风扇/增压级进气畸变数值模拟研究[J]. 推进技术, 2019, 40(11):2498-2504. (GUO Jin, HU Jun, TU Bao-feng, et al. Numerical Study of High Bypass Ratio Fan/Booster Stage with Inlet Distortion[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(11):2498-2504.)

temperature distortion zones is increasing stage by stage.

Key words: High bypass ratio fan/ booster stage; Circumferential total pressure distortion; Three-dimensional body force model; Numerical simulation

1 引言

大涵道比涡轮风扇发动机由于其良好的经济性、安全性及可靠性,已成为大型军用运输机、干线客机等各类大型飞机的主要动力装置^[1]。建立能够预测大涵道比风扇/增压级在进气畸变下的气动性能及稳定性的三维数值计算模型具有重要意义。

胡骏等^[2]基于平行压气机^[3]原理,假设气流沿径向均匀,建立了一套二维整机计算模型模拟了周向进气畸变对大涵道比涡扇发动机气动稳定性影响,分析了不同进气畸变形式对涡扇发动机压缩系统的气动稳定性影响。王志强等^[4-5]采用三维 CFD (Computational fluid dynamics) 数值模拟技术与胡骏等^[2]发展的二维整机计算模型相结合的方法探究了反推气流再吸入对大涵道比涡扇发动机稳定性的影响。但是,由于大涵道比风扇直径较大,经过风扇转子作用,内外涵进口畸变流场沿叶高可能存在较大差异,因此基于径向均匀假设的二维计算模型捕获的发动机内涵压缩系统进口流场畸变特征会与实际有所偏差。

赵勇等^[6]沿径向人为划分若干个子压气机,并假定径向各子压气机独立工作,不互相影响,同时采用二维流动方程加激盘模型^[7]求解处于不同径向位置的子压气机流场,建立了一套准三维计算模型,并在假定涵道比不变的前提下,利用该模型分析了进气畸变对某大涵道比风扇/增压级内外涵气动性能及稳定性影响。该模型一定程度上反映了内外涵畸变流场的差异,但是由于其流动控制方程仍为二维形式,因此不能全面反映大涵道比风扇/增压级内畸变流场的三维特征。

如果直接采取全环三维 CFD 数值模拟手段,如 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes), LES (Large eddy simulation) 方法,研究风扇/增压级周向进气畸变问题相对来说可能具有更高的保真度,但是其所需的计算网格量十分巨大,对计算机的性能要求较高,并且所耗费的时间成本较大。

近年来,三维彻体力模型的理论得到不断地发展完善,被国内外学者广泛应用于压气机进气畸变类工程问题。其基本原理是在现代 CFD 技术框架下,通过在三维流动方程中添加源项模拟叶片型面

对气流的转向、压升及损失作用,叶片几何造型将不再直接参与流场计算。因此,该类模型可以凭借规整的粗网格,利用时间推进的 CFD 数值计算方法求解带源项的三维非定常流动控制方程来模拟叶轮机械内的流场特征。Peters 等^[8]针对下一代民用大涵道比涡扇发动机,依托彻体力模型为分析工具,提出了风扇及吊舱一体化设计框架。Akaydin 等^[9]为适应未来飞机引擎设计要求,将三维彻体力模型嵌套进 NASA 三维 CFD 程序 Overflow^[10]中形成一套完整的压气机流场分析工具,并用于探索新型 D8 概念飞机^[11]推进装置由于边界层吸入引起的进口流场畸变对其风扇级性能影响。刘永泉等^[12]利用彻体力方法探究了某发动机风扇单转子进口存在稳态总压畸变下的内部流场结构。Li 等^[13]结合彻体力模型与 RANS 方法开展了超声速进气道与某风扇单转子一体化计算研究。就目前公开发表文献来看,从三维层面讨论进气畸变在大涵道比风扇/增压级中传递特征的研究相对较少。

文献[14-15]将三维彻体力模型的概念与基元叶栅法相结合,通过落后角及损失模型实现源项对上游流动变化的响应,基于时间推进技术建立了一套可用于预测大尺度进气畸变对多级轴流压气机流场特性影响的三维数值计算模型。本文在此理论基础,开发了一套能够对风扇/增压级内外涵实现联算的三维计算程序。以某大涵道比风扇/增压级为研究对象,首先利用该程序模拟了其均匀进气下内外涵特性,并与三维 RANS 计算结果展开对比说明模型的可靠性,然后重点分析了该风扇/增压级在进口 180°周向总压畸变下内部流场特征,揭示了总压进气畸变在其内部传递过程。

2 物理模型与计算方法

本文开发的风扇/增压级内外涵联算三维计算程序基于时间推进技术,求解带叶片彻体力源项的三维流动方程组,综合考虑了湍流扩散引起的主流区不同流线之间的能量及动量交换现象,并利用叶型堵塞系数反映了叶型厚度对流动造成的影响。

在有叶区内,彻体力源项被分解为垂直于相对速度的无黏力,和反向平行于相对速度的黏性力两部分。通过稳态周向动量方程,并补充基元流道的

叶型几何角及落后角等信息求得叶片周向力的大小。黏性力则用于表征叶型附面层对气流总压总成的损失,其大小由各基元流道的损失系数确定。这样,可以通过通流理论中的落后角及损失模型将叶片彻体力源项与基元流道进口的攻角及马赫数相关联,使得该方法能够模拟压气机对上游进气畸变的响应,关于彻体力模型理论方法更详细的阐述请参见文献[14]。

本文利用该程序针对某大涵道比风扇/增压级^[16]展开数值计算分析,该压缩系统由风扇单转子、外涵静子及内涵四级增压级构成。在风扇单转子叶排内沿径向划分80个网格单元,沿轴向划分35个网格单元;在外涵静子叶排内沿径向划分60个网格单元,沿轴向划分35个网格单元;在四级增压级内沿径向划分20个网格单元,在各叶排内沿轴向布置24个网格单元。由于不需考虑叶片几何形状,因此首先生成子午面网格,再沿周向旋转36个网格单元形成一套规整的三维计算网格,总网格量约为70万,计算域三维视图以及下文涉及到的相关特征位置编号如图1所示。

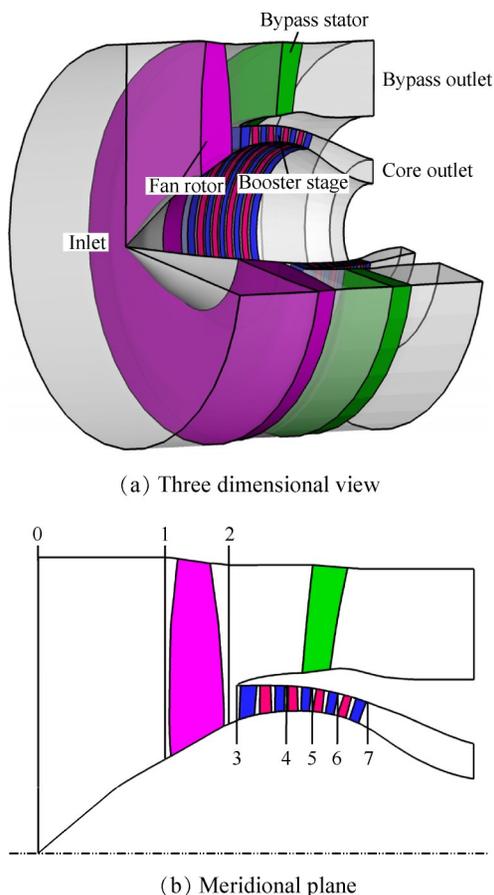


Fig.1 Sketch of computational domain for high bypass ratio fan/ booster stage

具体计算时,在进口给定总压、总温及进气方向,在内外涵出口分别给定静压分布。当进口流动边界沿周向均匀时,程序通过周期性边界条件只求解子午面流场,以快速获得该压缩系统在均匀进气下的流场特性。

3 计算结果与讨论

3.1 均匀进气性能分析

图2,图3为均匀进气下彻体力模型(BFM)获得的不同转速下的内外涵总体特性与三维RANS计算结果对比,三维RANS计算方法相关信息请参见文献[16]。在计算外涵压气机特性时,固定内涵背压不变,调节外涵背压,依据外涵出口流量以及总压、总温与风扇转子上游进口边界条件的比值确定外涵压气机特性,计算内涵压气机特性时同理。彻体力模型与三维RANS计算的稳定边界均通过计算发散确定。由图2可以发现,对内涵压气机而言,除稳定边界差异较大以外,两者总体特性计算结果一致性较高。由图3可知,彻体力模型捕获的外涵压气机非设计转速下的效率峰值点较三维RANS结果相比低3%左右,但压比特性吻合良好。总体而言,计算结果初步说明了本文开发的风扇/增压级内外涵联算程序的准确性与有效性,基于时间推进技术的三维彻体力模型可以自然地考虑风扇/增压级涵道比随下游边界条件的改变而发生的变化。

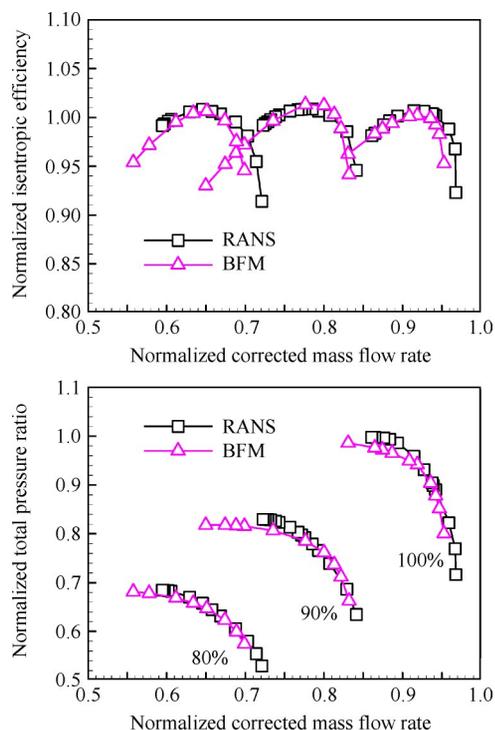


Fig.2 Core compressor performance for clean inlet

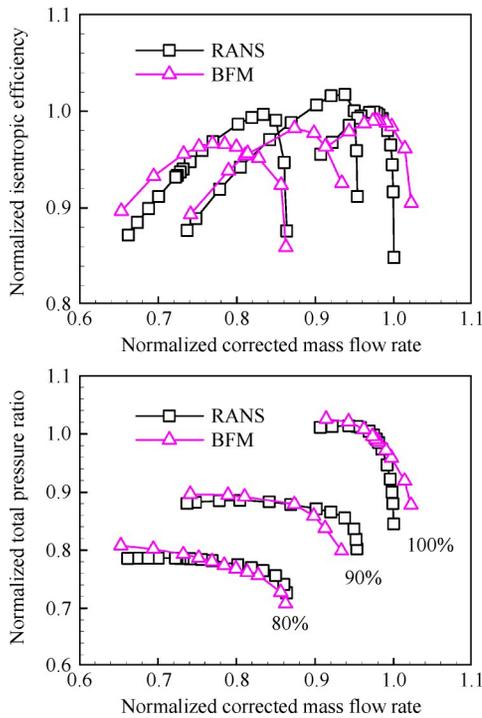


Fig. 3 Bypass compressor performance for clean inlet

由于风扇/增压级具有较复杂的双涵道结构,现阶段程序依靠计算发散来判定其稳定边界,对其准确性暂不作深入讨论,重点探讨程序模拟进气畸变条件下风扇/增压级内主要流动特征的能力。

3.2 周向总压畸变流场分析

在计算域进口0截面给定180°稳态周向总压畸变,并设定其转速为90%设计转速。畸变区总压较未畸变区下降8%,进口总压分布如图4所示,图中 p_0^* 为进口总压, p_{0c}^* 为进口未畸变区总压。本文重点分析该压缩系统在进口稳态周向总压畸变下的定常流场特征。

首先分析总压畸变经过风扇单转子作用后的变化情况。考虑到大涵道比风扇转子轮毂比较小,因此对其进、出口截面(截面1,2)按等面积划分四个环面,分别计算各环面的总压畸变度 D_p 及总温畸变度 D_T ,具体计算方法请参见文献[17]。图5给出了风扇转子进出口不同环面 D_p 及 D_T 随各环面相对平均半径的变化关系。可以发现,风扇转子不同叶高处的畸变传递特征差异较大,转子叶尖处的总压畸变衰减远大于叶根,而由总压畸变诱导出的总温畸变也大于根部。总压畸变强度在转子出口叶尖处衰减为最小值1.5%,相应诱导出的总温畸变强度在叶尖处达到最大值1.4%。造成这一现象的主要原因是,由于大涵道比风扇转子叶片尖、根轮缘速度相差较大,

尖部受强激波影响,其特性较叶根相比十分陡峭,而根部特性线相对来说较平坦。由压气机稳定性相关理论可知,特性的陡峭程度将直接影响进口总压畸变在压气机中的衰减程度^[17],因而该风扇转子不同叶高处的畸变传递特征相差很大。三维彻体力模型的计算结果充分体现了进气总压畸变在大涵道比风扇转子内传递的相关特征。

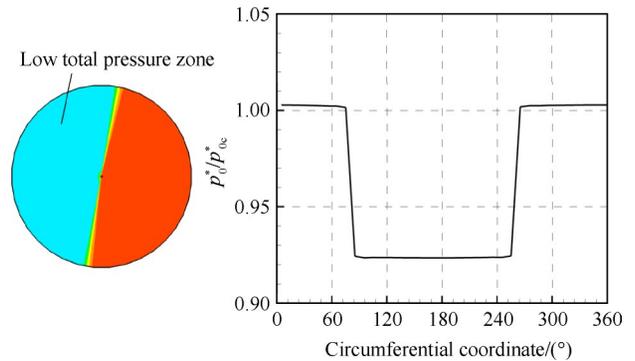


Fig. 4 Distribution of total pressure distortion at inlet (section 0)

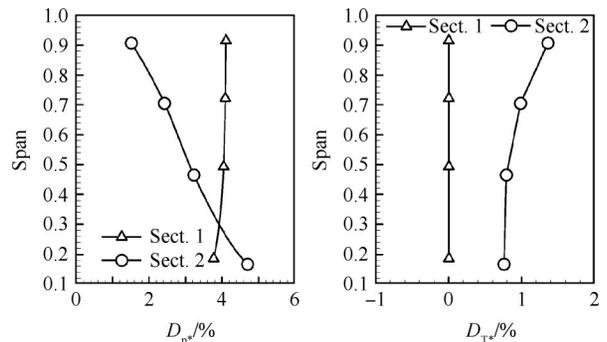


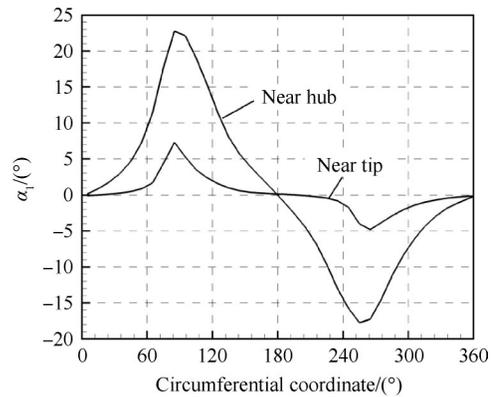
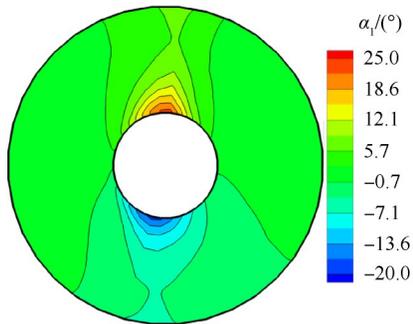
Fig. 5 Total pressure and total temperature distortion intensity of each ring surface at fan rotor inlet (section 1) and outlet (section 2)

由图5进一步可以发现,风扇转子进口近轮毂处总压畸变略低于其他环面,并且经过风扇转子作用后总压畸变强度有所增加。为解释这一特殊现象,图6给出了风扇转子进口截面的绝对周向气流角 α_1 及总压 p_1^* 分布。图7展现了风扇转子出口总压 p_2^* 及总温 T_2^* 云图,图中 T_0^* 为进口总温。可以发现,由于近轮毂处流道收缩剧烈,受整流锥的作用,总压不均匀度将有所下降,但形成了较强的方向不均匀性,因此风扇转子根部进口有着较强的旋流畸变,在该旋流畸变作用下转子根部出口总压畸变强度有所上升。Fidalgo等^[18]采用经过实验验证的全环三维非定常RANS技术方法研究了周向总压进气畸变与单级跨音轴流风扇NASA Stage 67的相互作用,其研究结

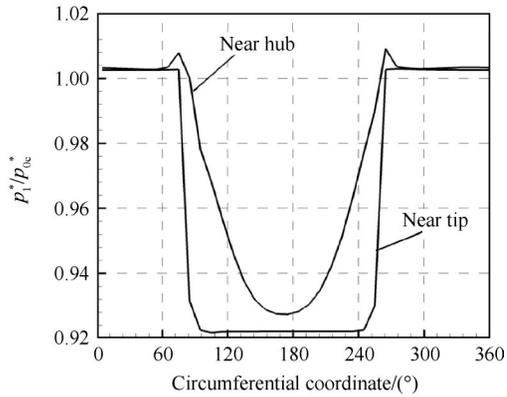
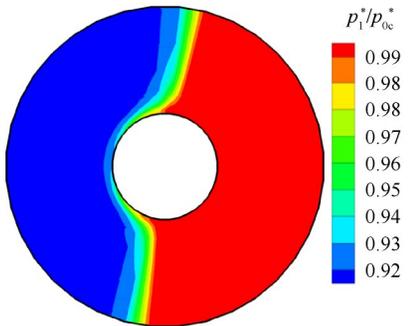
果显示由于总压畸变引起的静压分布的不均匀,会在转子进口近轮毂区域使气流产生明显的周向气流角及径向气流角,总压畸变所诱导出的周向气流角对各个周向位置的转子叶片通道的做功能力有重要影响,继而决定了总压畸变在转子内部的传递过程。而所诱导出的径向气流角则迫使未畸变区的高总压气流在轮毂附近沿径向流向畸变区,使得转子进口近轮毂区域的总压畸变度下降。本文依据三维彻体力模型所捕获的大涵道比风扇转子进口畸变流场也体现了类似特征,初步说明本文采用的三维彻体力

模型的有效性与实用性。

接下来分析经风扇转子作用后的畸变流场在内涵四级增压级中的传递特征。图8,图9分别给出了增压级各级出口总压及总温云图,图中 p_{mean}^* 及 T_{mean}^* 分别表示各级出口面平均总压及总温,各截面位置见图1(b)。由前文分析可知,增压级进口面临着总压及总温组合畸变,由图8,图9可以直观地看出,总压畸变在逐级衰减,同一截面位置最高温度与最低温度之间的差异也在逐级递减。图10进一步给出了增压级各级出口中径处总压及总温的周向分布,可以



(a) Absolute whirl angle distribution



(b) Total pressure distribution

Fig. 6 Distributions of parameters at fan rotor inlet

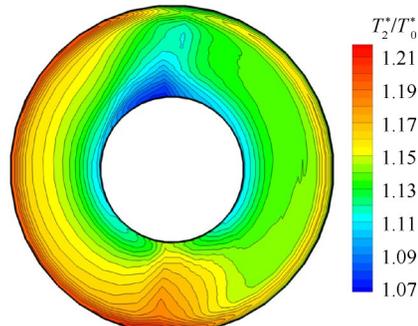
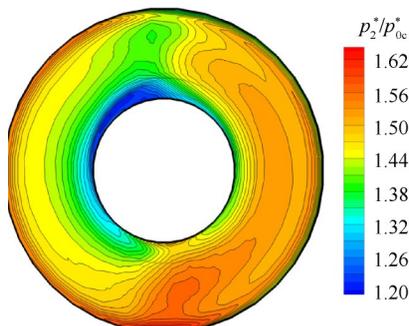


Fig. 7 Total pressure and total temperature contours at fan rotor outlet

发现,虽然总温畸变高低极值差异在逐级递减,但高温畸变区的周向范围在逐级增加。

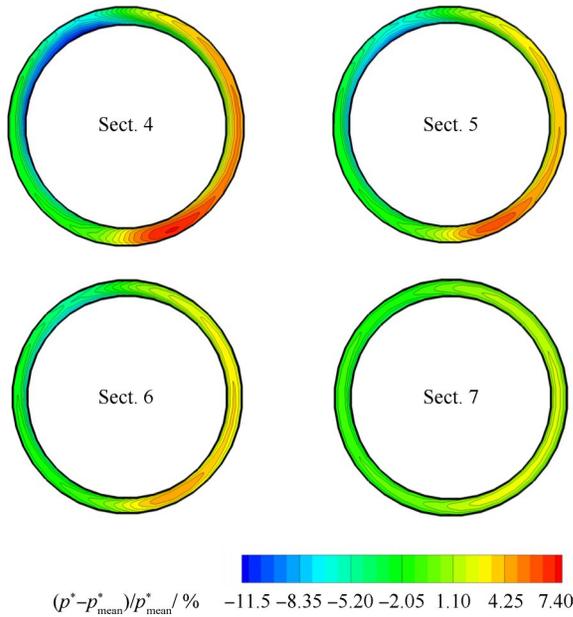


Fig. 8 Total pressure contours at each stage outlet of booster stage

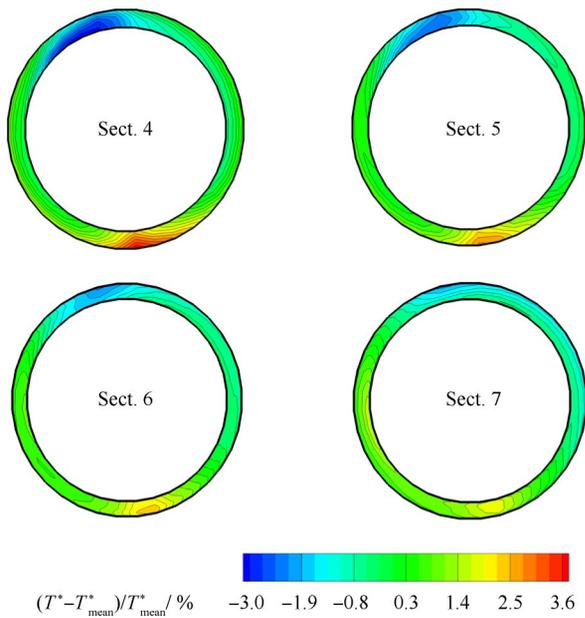


Fig. 9 Total temperature contours at each stage outlet of booster stage

在该压缩系统内部畸变流场主要特征进行具体分析之后,图 11 给出了该工况点风扇转子及增压级各部件的总压比特性点在其均匀进气特性图上的位置。计算结果显示,在本文所模拟的进口周向畸变进气下,风扇转子的平均工作点相比均匀进气特性线下下降 0.5%,其影响幅度有限。而四级增压级在

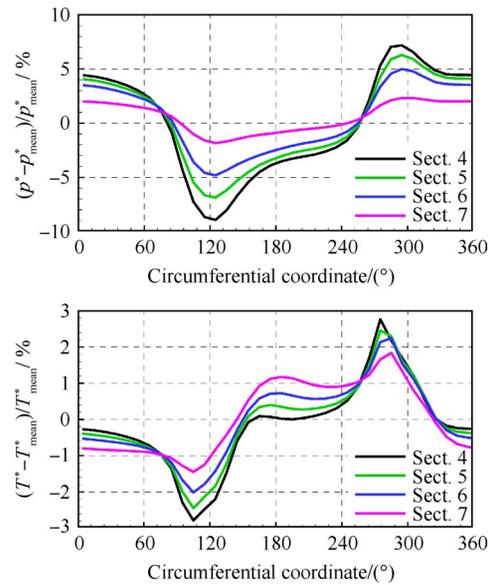
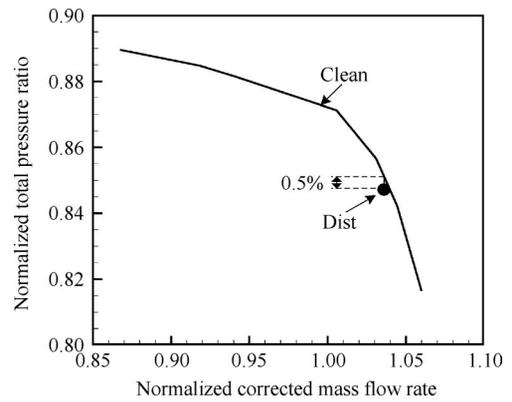
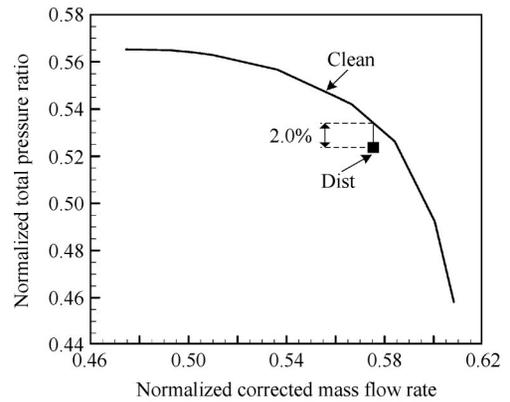


Fig. 10 Circumferential distributions of total pressure and total temperature for each stage outlet at midspan of booster stage

风扇转子后的周向总压、总温复合畸变流场的作用下,其总压比相比于均匀进气特性下降 2%,其影响显著。



(a) Fan rotor



(b) Booster stage

Fig. 11 Positions of characteristic point with inlet distortion of fan rotor and booster stage

4 结 论

通过本文研究,得到如下结论:

(1)大涵道比风扇转子不同叶高处表现出的畸变传递特征差异较大,转子叶尖处的总压畸变衰减远大于叶根,而由总压畸变诱导出的总温畸变也大于根部。总压畸变强度在转子出口叶尖处衰减为最小值 1.5%,相应诱导出的总温畸变强度在叶尖处达到最大值 1.4%。

(2)风扇转子根部进口流道收缩剧烈,受整流锥的作用,上游来流总压畸变在转子根部进口有所下降,但会产生 20°左右的旋流角,诱导出强度可观的旋流畸变,在该旋流畸变作用下转子根部出口总压畸变强度将有所上升。

(3)四级增压级进口面临着总压及总温组合畸变,该组合畸变对其气动性能的恶化影响显著,导致其总压比下降 2%。总压畸变经过增压级逐级作用不断衰减,总温畸变高温区最高温度偏离平均值的程度也在逐级下降,但高温畸变区的周向范围在逐级增加。

参考文献:

- [1] 刘大响,金捷,彭友梅,等. 大型飞机发动机的发展现状和关键技术分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 976-980.
- [2] 胡骏,赵运生,丁宁,等. 进气畸变对大涵道比涡扇发动机稳定性的影响[J]. 航空发动机, 2013, 39(6): 6-12.
- [3] Pearson H, McKenzie A B. Wakes in Axial Compressors [J]. *Journal of the Royal Aeronautical Society*, 1959, 63(7): 415-416.
- [4] 王志强,沈锡钢,胡骏,等. 反推气流对发动机进口流场影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 918-926.
- [5] 王志强,沈锡钢,胡骏. 反推状态下大涵道比涡扇发动机气动稳定性预测与评估[J]. 航空学报, 2017, 38(2).
- [6] 赵勇,胡骏. 某风扇/增压级非设计点性能计算及进气畸变影响分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1087-1092.
- [7] 胡骏. 均匀与非均匀进气条件下多级轴流压气机性能计算——周向畸变的影响[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3): 229-232.
- [8] Peters A, Spakovszky Z S, Lord W K, et al. Ultrashort Nacelles for Low Fan Pressure Ratio Propulsors[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2015, 137(2).
- [9] Akaydin H D, Pandya S A. Implementation of a Body Force Model in Overflow for Propulsor Simulations [R]. AIAA 2017-3572.
- [10] Guruswamy G P. Performance of the Widely- Used CFD Code Overflow on the Pleides Supercomputer[R]. NASA-TM-2017-219510.
- [11] Drela M. Development of the D8 Transport Configuration [R]. AIAA 2011-3970.
- [12] 刘永泉,刘火星,郑宁. 某发动机风扇进气畸变数值模拟[J]. 航空动力学报, 2012, 27(9): 2099-2105.
- [13] Li Q, Lyu Y, Pan T, et al. Development of a Coupled Supersonic Inlet-Fan Navier-Stokes Simulation Method [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(2): 237-246.
- [14] 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.
- [15] 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.
- [16] 刘志杰. 大涵道比风扇/增压级气动性能设计优化 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.
- [17] 刘大响,叶培梁,胡骏,等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京:航空工业出版社, 2004.
- [18] Fidalgo V J, Hall C A, Colin Y. A Study of Fan-Distortion Interaction Within the NASA Rotor 67 Transonic Stage[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(9).

(编辑:梅瑛)