

文章编号:1000-8055(2013)07-1539-10

某民用大涵道比涡扇发动机风扇缩尺试验件 气动性能数值仿真

朱 芳¹, 陈云永², 卫飞飞², 金东海¹, 王延荣¹, 桂幸民¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中航商用航空发动机有限责任公司 压气机部, 上海 200135)

摘 要: 根据某民用航空发动机大涵道比风扇 1/2 缩尺试验任务的需求, 利用三维数值模拟软件对该风扇缩尺试验件各个转速下的内、外涵气动性能进行了数值仿真分析, 并对缩尺几何、弹性恢复角及涵道比等参数对风扇缩尺试验件内、外涵气动性能的影响进行了对比分析。结果表明: 该风扇缩尺试验件各转速下的内、外涵性能都基本达到设计指标; 几何缩尺分别引起了风扇外涵、内涵设计点的效率分别降低了 1.26%, 0.77%; 80% 转速下, 叶尖弹性恢复角减小 0.36° 使风扇外涵稳定工作裕度扩展了 4.04%, 但近设计点总压比和效率均有所衰减; 双涵道风扇在不同涵道比状态下, 内、外涵相互影响, 流量-总压比及流量-绝热效率特性是在一定范围内的曲线带。

关 键 词: 大涵道比; 风扇缩尺试验件; 气动性能; 弹性恢复角; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical simulation of aerodynamic performance of scaled fan of a civil high-bypass-ratio turbofan engine

ZHU Fang¹, CHEN Yun-yong², WEI Fei-fei²,
JIN Dong-hai¹, WANG Yan-rong¹, GUI Xing-min¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and
Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Department of Compression Systems, Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aviation Industry Corporation Shanghai 200135, China)

Abstract: According to the testing demand for the half-scaled fan of a civil high-bypass-ratio turbofan engine, the aerodynamic performance of scaled fan was simulated using three-dimensional CFD software. The effects of geometry scale, elastic recovery angle and bypass-ratio on the performance of the fan were also analyzed. The numerical simulation results show that the design objectives for the scaled fan can be met basically under all kinds of corrected rotating speed. When the geometry of the fan was scaled down to the half, the adiabatic efficiency of the bypass and core passages decrease by 1.26% and 0.77%, respectively. Under 80% corrected rotating speed, 0.36 degree reduction of the elastic recovery angle at fan tip could expand the stall margin by 4.04%, while the total pressure ratio and the adiabatic efficiency decreased at near design point. The total pressure ratio-mass flow charac-

收稿日期: 2013-03-19

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130711.1810.201307.1539_017.html

基金项目: 国家自然科学基金(50736007, 51006005, 51236001)

作者简介: 朱芳(1985—), 女, 河南开封人, 博士生, 主要从事风扇/压气机气动设计研究。

teristic and adiabatic efficiency-mass flow characteristic of the bypass and core passages for turbojet engine were represented a band of curves within a certain scope, under the bypass-ratio effect.

Key words: high-bypass-ratio; scaled fan; aerodynamic performance; elastic recovery angle; numerical simulation

随着大型客机重大专项的确立,大型民用大涵道比涡扇发动机进入到实质的方案论证阶段,以机理指导工程、以试验验证工程是现阶段必须开展的工作.而由于试验周期长、花费高,为保证试验的顺利进行,需要在试验工作正式开展之前,根据任务需求,对试验件进行细致地气动性能数值仿真,分析研究风扇/压气机的气动热力过程、内部复杂流场和各转速特性,能够节省试验时间与成本,避免试验的危险,以及获得试验时难以测量的参数^[1].

叶轮机内部流动复杂,对其进行准确地数值仿真分析,对数值模拟软件的计算能力提出了很高的要求.近年来,专业软件对三维流动的数值模拟能力大大提高,对湍流模型、时间空间推进方法、转静交界面处理等多方面进行改进,实现对叶轮机内部流动的准确模拟^[2-11].商用软件因其良好的适用性和可靠性被广泛应用于叶轮机内部流场的数值模拟,但其计算精度需要进行校核.在众多用于叶轮机流场计算的通用软件中,Numeca 在叶轮机械方面的计算能力比较突出,可实现风扇/压气机、涡轮等发动机叶轮机械的内部流场模拟,通过对不同风扇/压气机进行数值模拟并与试验结果对比,可知该软件的计算精度能够满足工程需要^[12-15].

本文根据某民用航空发动机大涵道比风扇 1/2 缩尺试验任务的需求,采用软件 Numeca 对 1/2 风扇缩尺试验件(以下简称风扇缩尺试验件)各个转速下的内、外涵气动性能进行了数值仿真分析,并对缩尺几何、弹性恢复角及涵道比等参数对风扇缩尺试验件内、外涵气动性能的影响进行了对比分析.

1 研究对象与计算模型

从国外民用航空发动机的研制发展来看,全尺寸试验是面向研制的最佳选择,而国内目前所拥有的试验台均无法进行全尺寸大风扇试验^[16].在完成某民用航空涡扇发动机的风扇/增压级设计方案完成后,为了进行风扇转子的内、外涵特性的试验验证,根据缩尺试验件总体论证的要求,对风扇转子 RF、外涵出口导叶 SF、内涵进口导叶 SO 及相应

流道进行 1/2 几何缩尺,并与外涵支板 SB、内涵叶片 SC(用于将内涵出口气流转为轴向)一起构成整个试验件.试验件子午流道如图 1 所示.

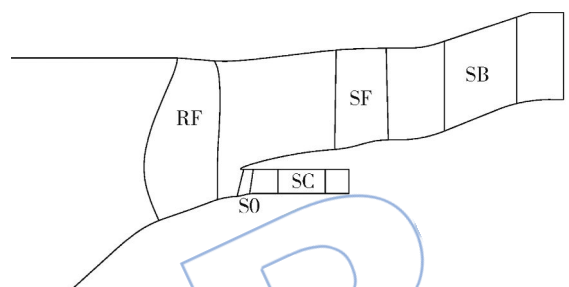


图1 风扇缩尺试验件流道几何构型
Fig. 1 Geometrical configuration of flow path of half-scaled fan

风扇缩尺试验件计算网格利用 IGG/Auto-grid 网格生成器生成,如图 2 所示.风扇转子展向分布 65 个网格点,其中叶尖间隙为 0.4 mm,分布 9 个网格点,内、外涵展向分别分布 49 个网格点,整个风扇缩尺试验件的总网格数为 2 192 688 时,通过测试,已经能够达到网格无依赖性要求.数值计算采用 Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型,计算网格满足 S-A 湍流模型壁面外第一层网格 $1 < y^+ < 10$ 的要求.计算工质为理想气体.边界条件的给定如下:风扇进口轴向进气,进口给定总温、总压、轴向气流角和径向气流角;内、外涵出口分别给定轮毂处的静压值,其他位置处的静压由简单径向平衡方程确定;壁面采用无滑移绝热边界条件.在计算过程中,通过监测进出口流量收敛曲线和全局残差来确定计算收敛,当计算不能收敛

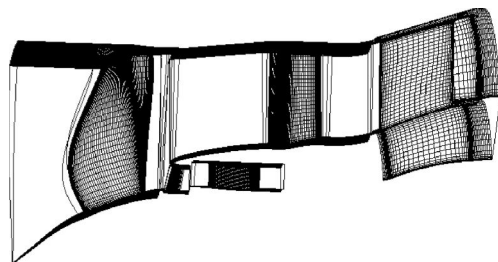


图2 风扇缩尺试验件数值模拟计算网格
Fig. 2 Numerical simulation computational grid of half-scaled fan

时,认为风扇进入失速状态,以此确定失速裕度。虽然定常数值计算很难得到绝对准确的失速裕度,但将其用于各计算结果之间的比较、分析失速裕度的变化趋势是可行的。

2 数值仿真结果与分析

2.1 几何缩尺对风扇缩尺试验件气动性能的影响

本文风扇缩尺试验件中的内涵导流叶片 S0 达到所有叶片中最低的进口叶片雷诺数,为 4.078×10^5 ,大于自模雷诺数,满足压气机缩尺试验的要求。但是,几何缩尺会使得边界层流动在整个流场中所占比例增大,导致缩尺风扇的气动性能衰减。本文将风扇缩尺试验件与全尺风扇(包括风扇转子、外涵出口导叶、内涵进口导叶)100%换算转速下的内外涵特性进行了对比分析,以考察几何缩尺对气动性能的影响,使缩尺试验能够为今后全尺风扇的设计研制提供有意义的参考数据。计算中全尺和缩尺风扇转子几何构型采用的是在冷态叶片上给定 100% 转速的气动压力变形后的热态叶片,计算网格采用相同的拓扑结构及数量。

图 3、图 4 为全尺风扇和风扇缩尺试验件在 100% 换算转速状态下内、外涵特性对比图。图中内外涵的质量流量(以下简称流量)、总压比、效率分别用 100% 换算转速下内外涵的设计指标值进行了无量纲化(下文中的特性参数均按此方法进行无量纲处理)。为了便于对比,全尺风扇换算流量在图中根据缩尺比例缩小了 1/4。需要注意的是:全尺风扇的计算内涵带有 3 级增压级,而内涵的失速由增压级引发,所以从风扇/增压级的特性线中提取风扇转子内涵部分+内涵 IGV (inlet guide vane) 的总压比、效率特性时,特性线并不是完整的(图 4),但仍然可以进行近设计点的性能对比。由图 3 可以看出:风扇缩尺试验件外涵近设计点的总压比和效率都比设计指标略低。和全尺风扇相比,缩尺风扇外涵总压比、效率在设计点均有所下降,但是在小流量状态接近失速边界时,外涵的总压比、效率均高于全尺风扇,外涵流量范围也比全尺风扇大。图 4 显示:风扇缩尺试验件内涵特性在近设计流量点也比全尺风扇降低,且无论是全尺风扇还是缩尺风扇,内涵均工作在峰值总压比左边的小流量状态下,由于在大涵道比风扇中,风扇内涵部分进口速度低、做功少、总压比低,对攻角变化不敏感,而且内涵增压主要依靠增压级来实现,因此内涵设计点落在总压比特性线

的左半支,即小流量低总压比状态,仍能够满足设计指标,具有足够的失速裕度。

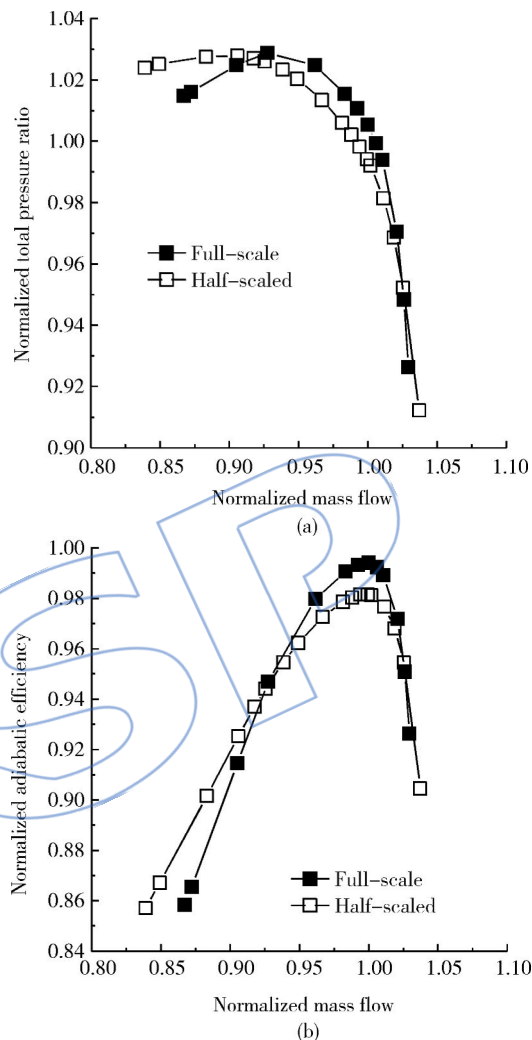
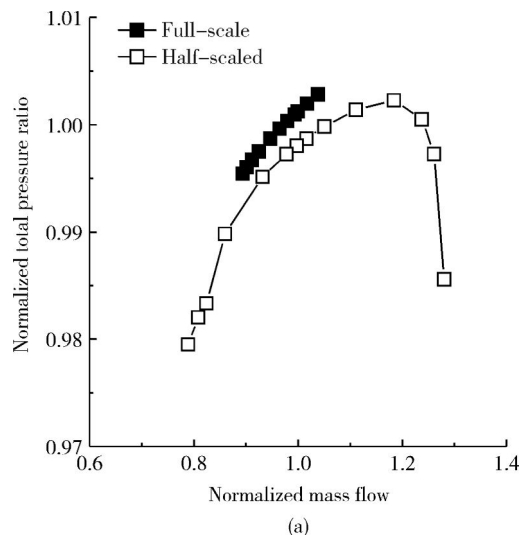


图 3 100%换算转速全尺、缩尺风扇外涵特性

Fig. 3 Comparison of bypass performance characteristics of full-scale and half-scaled fans



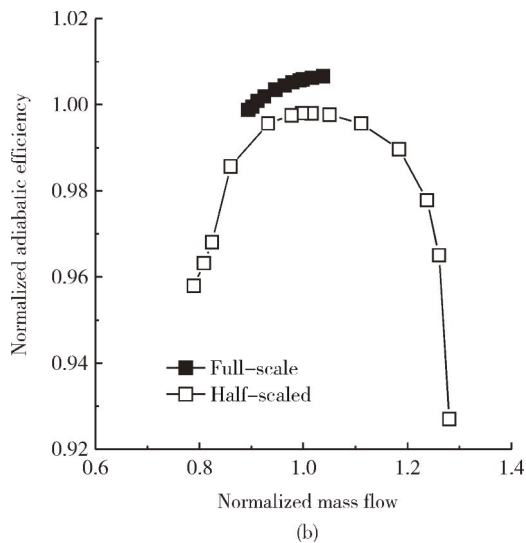


图4 100%换算转速全尺、缩尺风扇内涵特性

Fig. 4 Comparison of core passage performance characteristics of full-scale and half-scaled fans

表1详细对比了在100%换算转速状态下,全尺风扇和风扇缩尺试验件内、外涵近设计点的特性偏差。总压比的比较采用相对偏差,计算公式为: $\frac{(\text{缩尺结果} - \text{全尺结果})}{\text{全尺结果}} \times 100\%$,效率和裕度均采用绝对偏差,计算公式为: $(\text{缩尺结果} - \text{全尺结果}) \times 100\%$ 。由表1可知,当内、外涵流量和涵道比满足设计要求时,风扇缩尺试验件相比于全尺风扇,外涵总压比降低了1.13%,效率降低了1.26%,而外涵失速裕度提高了6.33%。

表1 全尺和缩尺风扇内外涵气动性能对比(单位:%)

Table 1 Comparison of bypass and core passage aerodynamic performance of full-scale and half-scaled fans (Unit: %)

	总压比	效率	失速裕度
外涵偏差	-1.13	-1.26	+6.33
内涵偏差	-0.36	-0.77	

2.2 弹性恢复角对风扇缩尺试验件气动性能的影响

当风扇从静止加速到100%设计转速时,冷态叶片(工艺状态)在气动力的作用下逐渐变形“打开”,叶片安装角减小,变形量随着展高的增加而增大。冷态叶片在气动压力的作用下产生的各截面叶型安装角的改变量称为叶片的弹性恢复角。转速越高,气动压力越大,弹性恢复角就越大,安装角越小。如果在数值仿真过程中,不同转速下

的气动性能计算采用相同的热态叶片几何构型,将会与试验的实际情况产生较大的偏差,不利于数值结果与试验结果的对比分析。本文大涵道比风扇缩尺试验件的进口机匣直径为0.975 m,风扇转子尺寸很大,在进行不同转速下的数值仿真时需要考虑由弹性恢复角引起的气动性能的变化。

本文在进行风扇缩尺试验件80%换算转速空考核点的内、外涵特性数值计算时,分别采用了100%转速热态转子叶片和80%转速热态转子叶片来研究弹性恢复角对气动性能的影响规律。其中,两种转速下转子热态叶片几何构型的确定方法为:采用结构有限元法对气动设计给定的风扇叶片几何构型(热态)进行应力分析,并与气动设计多次迭代,确定叶片的热态和冷态构型,得到相应转速下的转子弹簧恢复角。图5为两种热态叶片根、尖叶型的对比,图中80%-Blade和100%-Blade分别表示80%转速和100%转速热态叶片(下同)。可以看出:两种热态叶片在根部没有变化,弹性恢复角均为0°;在叶片尖部,80%转速热态叶片比100%转速热态叶片变形小,弹性恢复角小(约减小了0.36°),叶片安装角大,更有利于小流量工作状态。

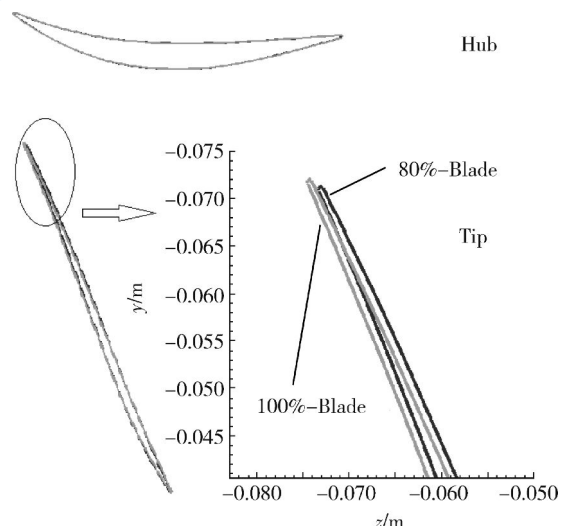


图5 100%转速热态叶片和80%转速热态叶片根、尖叶型对比

Fig. 5 Comparison of hub and tip airfoils of 100% and 80% rotation speed thermal state rotor blades

图6和图7是在80%转速状态下采用两种热态风扇转子叶片几何构型的风扇缩尺试验件内、外涵特性线。可以看出:由于80%转速热态叶片比100%转速热态叶片安装角大,所以在相同的流量下,80%转速热态叶片的实际攻角小,根据

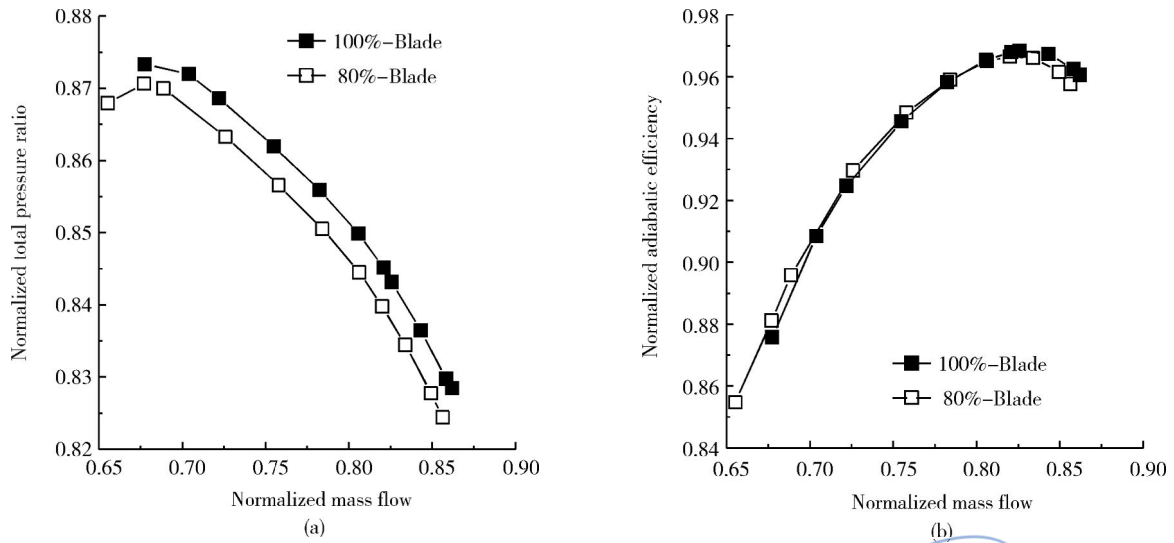


图6 80%换算转速下不同转子弹性恢复角风扇外涵特性对比

Fig. 6 Comparison of bypass performances with different elastic recovery angles at 80% corrected rotation speed

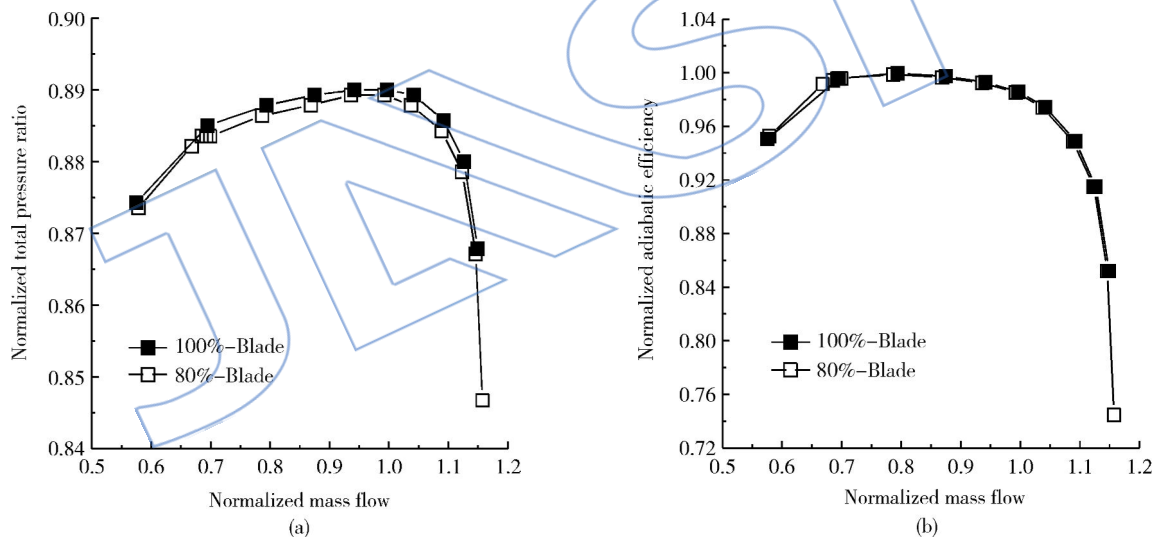


图7 80%换算转速下不同转子弹性恢复角风扇内涵特性对比

Fig. 7 Comparison of core passage performances with different elastic recovery angles at 80% corrected rotation speed

攻角特性,气流转角小,总压比小,总压比特性线左移,能够达到更小的失速点流量;在峰值效率右边,流动损失随着攻角的增大而减小,在峰值效率左边,流动损失随攻角增大而增大,因此在大流量状态下,80%转速热态叶片的效率低于100%转速热态叶片,而小流量状态下情况相反。

表2详细列出了两种热态叶片在80%转速空中考核点的性能对比。总压比相对偏差及绝热效率、失速裕度绝对偏差的计算公式分别为:

$$\frac{80\% \text{热态叶片结果} - 100\% \text{热态叶片结果}}{100\% \text{热态叶片结果}} \times 100\%$$

(80%热态叶片结果 - 100%热态叶片结果) × 100%。由于风扇外涵部分弹性恢复角的变化比风扇内涵部分大,所以外涵的性能变化比内涵明显许多。在满足80%转速空中考核点的设计流量状态时,采用80%转速热态叶片,相比于100%转速热态叶片,叶尖弹性恢复角减小了0.36°,外涵总压比降低了0.63%,失速裕度增加了4.04%,效率降低了0.15%;内涵总压比、效率和失速裕度分别只有0.16%,0.03%和0.08%的差别,基本可以算作在计算误差范围内。

表2 80%热态叶片和100%热态叶片在80%换算转速
近设计点气动性能对比(单位:%)

Table 2 Comparison of aerodynamic performance at
near design point with 80% and 100% rotation
speed thermal state rotor blades(Unit:%)

	外涵	内涵
总压比相对偏差	-0.63	-0.16
效率绝对偏差	-0.15	+0.03
失速裕度绝对偏差	+4.04	+0.08

2.3 涵道比对风扇缩尺试验件气动性能的影响

与单涵道风扇不同,双涵道风扇的外(内)涵性能会受到内(外)涵状态的影响,即涵道比的影响.因此,双涵道风扇的内、外涵总压比、效率特性都不是单一的一条曲线,而是在一定范围内的曲线带.外(内)涵特性带的计算方法是:固定不同的内(外)涵出口静压,改变外(内)涵出口静压得到一系列外(内)涵特性线,即组成外(内)涵特性带.在试验的过程中,总流量和涵道比有可能不能达到设计值,且考虑到数值计算的误差,内、外涵的特性试验结果会在特性带的范围内,因此有必要通过数值模拟仿真得到试验件的内、外涵特性带,为试验提供参考数据.

本文对100%转速状态下的风扇缩尺试验件进行了内、外涵的特性带的计算,采用的是100%转速热态风扇转子叶片.风扇特性如图8、图9所示,外(内)涵特性图的图例中的数字代表计算此条特性线时固定的内(外)涵出口静压值.随着内(外)涵背压的提高,在相同的外(内)涵流量下,内(外)涵流量减小,涵道比增大(减小),但是当内(外)涵背压过高、流量过小时,外(内)涵堵塞严重,堵点状态的计算不能收敛.图8、图9可以反映出涵道比对内外涵气动特性的影响规律:对于外涵,当涵道比增加时,相同外涵流量下的总压比和效率在大流量状态时升高,在小流量状态降低;对于内涵来说,当涵道比减小时,相同内涵流量下的总压比和效率都有所提高,只有在接近失速点时,低涵道比才有使效率降低的趋势.

图10~图14分别是图8和图9中的A、B、C、D、E五个点的风扇转子表面静压分布进行了对比分析,其中外涵和内涵分别比较的是90%和10%展高的表面静压分布.由图10、图11可知:随着内涵背压的提高,涵道比增加,风扇转子外涵部分攻角增大,根据风扇外涵部分的攻角特性,最

低损失攻角在 0° 附近,在大流量点A攻角为负,随着攻角的增大,损失减少,因此在A点,涵道比较大时攻角大,外涵性能比较好.而在小流量点B,风扇外涵处于正攻角状态,随着攻角的增大,损失增加,所以在B点,涵道比较大时外涵性能略低.由于风扇内涵部分进口速度低、做功少、总压比低,低损失攻角范围很宽,采用正攻角设计,最低损失攻角为较大的正攻角,峰值效率点更接近于失速点,峰值效率右侧C点和D点的攻角都小于最低损失攻角,因此由图12~图13所示,当外涵背压提高,涵道比减小时,C、D两点的攻角都增大,根据内涵攻角特性,损失减小,所以气动特性得到提高.在近失速点E,正攻角特征非常明

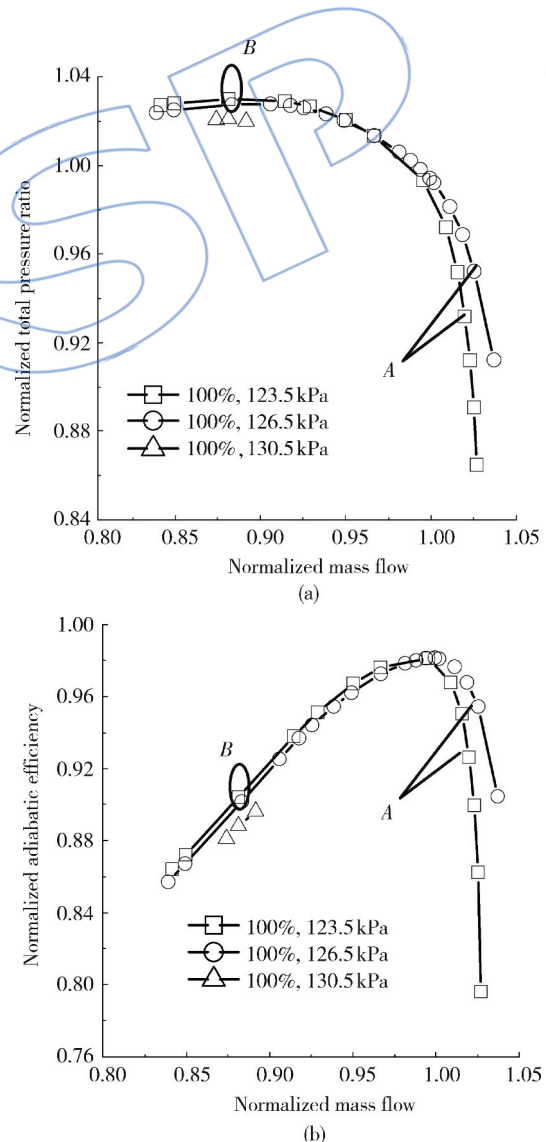


图8 100%换算转速不同涵道比外涵的性能对比
Fig. 8 Comparison of bypass performances
under different bypass ratios at 100%
corrected rotation speed

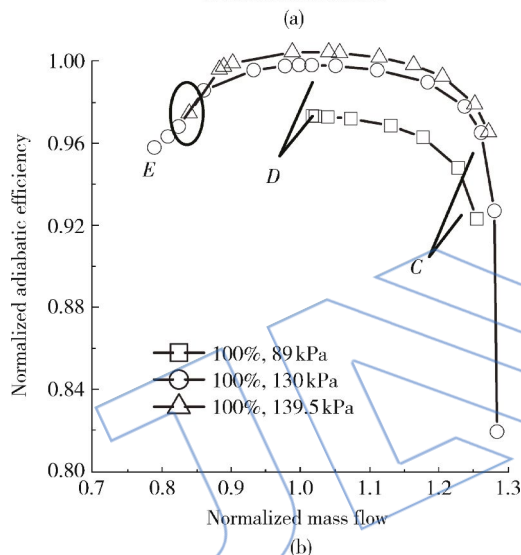
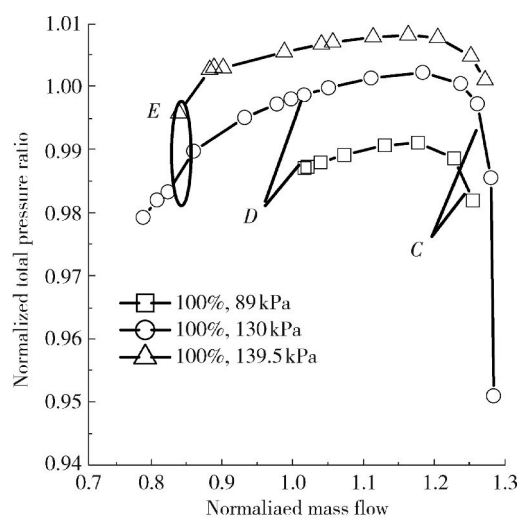


图9 100%换算转速不同涵道比内涵的性能对比
Fig. 9 Comparison of core passage performances under different bypass ratios at 100% corrected rotation speed

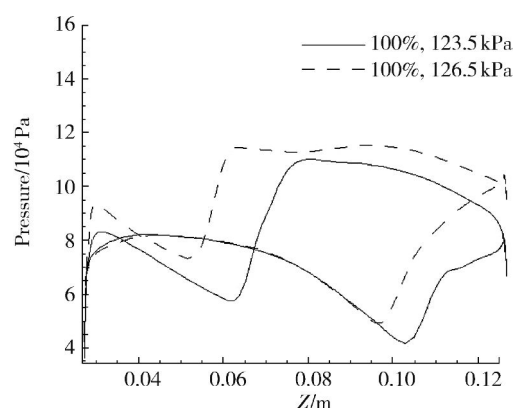


图10 A点不同涵道比90%展高表面静压分布
Fig. 10 Comparison of surface static pressure distributions at 90% spanwise at point A under different bypass ratios

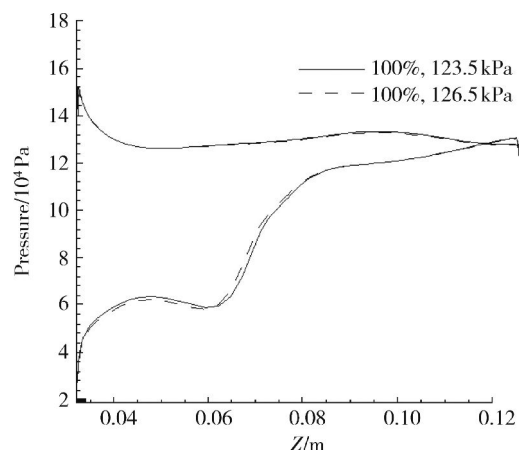


图11 B点不同涵道比90%展高表面静压分布
Fig. 11 Comparison of surface static pressure distributions at 90% spanwise at point B under different bypass ratios

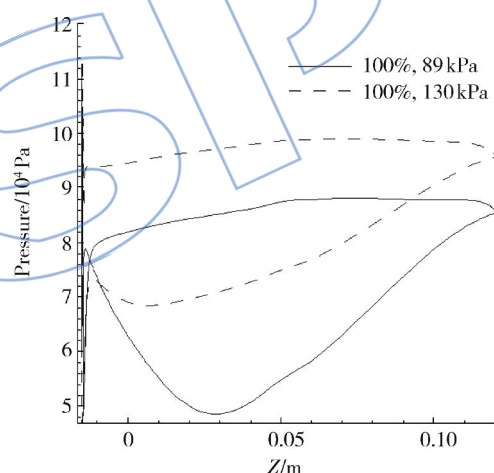


图12 C点不同涵道比10%展高表面静压分布
Fig. 12 Comparison of surface static pressure distributions at 10% spanwise at point C under different bypass ratios

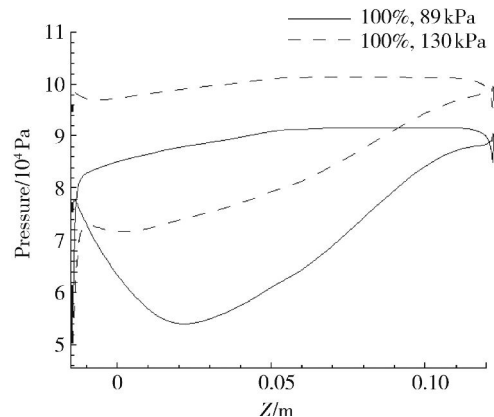


图13 D点不同涵道比10%展高表面静压分布
Fig. 13 Comparison of surface static pressure distributions at 10% spanwise at point D under different bypass ratios

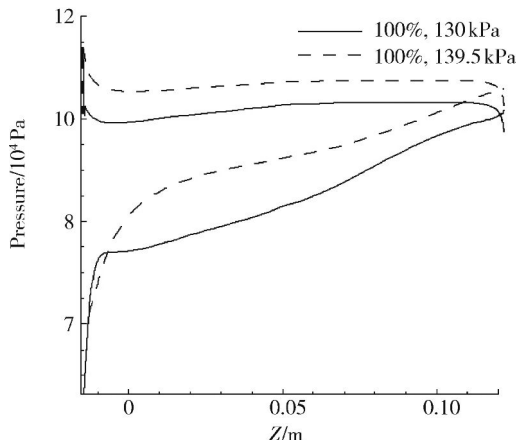


图 14 E点不同涵道比 10%展高表面静压分布

Fig. 14 Comparison of surface static pressure distributions at 10% spanwise at point E under different bypass ratios

显,已经大于最低损失攻角,如图 14,涵道比减小使得攻角增大,损失增加,但是由于内涵特性对攻角变化不敏感,损失增加较缓,反映在效率特性线上只是出现了效率下降的趋势。

2.4 风扇缩尺试验件通用特性曲线

根据试验任务的要求,本文对风扇缩尺试验件相对换算转速 103.35% (最大爬升), 100% (巡航安装), 98.63% (高温高原起飞), 94% (标准天起飞), 90%, 80%, 60% 转速及慢车状态 (35.31%) 进行了三维数值仿真。考虑到弹性恢复角的影响,在数值模拟过程中,80% 以上转速状态下的气动数值仿真,风扇转子叶片采用 100% 热态叶片; 80% (含) 及以下转速状态的仿真计算,风扇转子叶片采用 80% 热态叶片。图 15~图 18 示出了各转速状态的风扇内外涵通用特性曲线,可

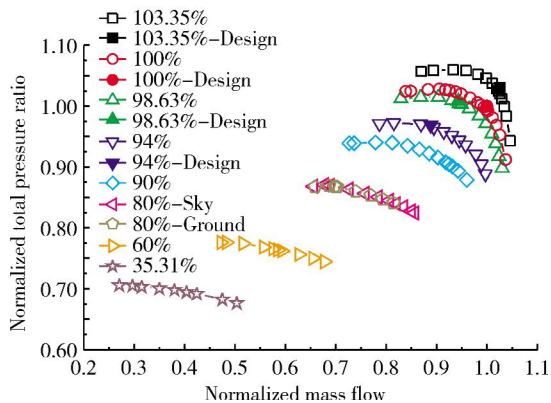


图 15 缩尺风扇外涵流量-总压比特性

Fig. 15 Total pressure ratio-mass flow characteristic for bypass of half-scaled fan

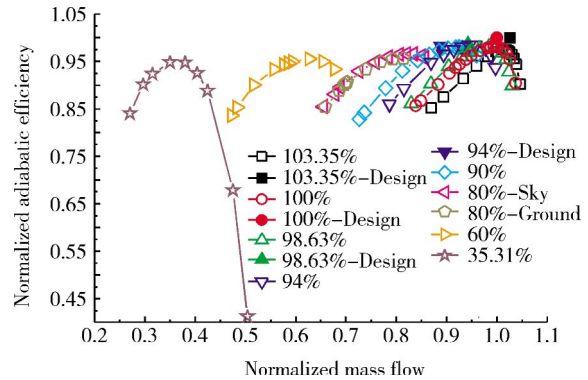


图 16 缩尺风扇外涵流量-绝热效率特性

Fig. 16 Adiabatic efficiency-mass flow characteristic for bypass of half-scaled fan

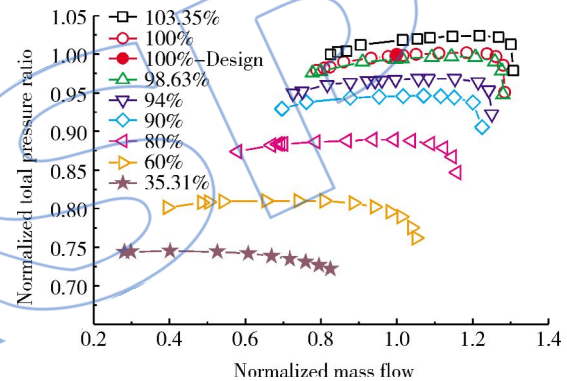


图 17 缩尺风扇内涵流量-总压比特性

Fig. 17 Total pressure ratio-mass flow characteristic for core passage of half-scaled fan

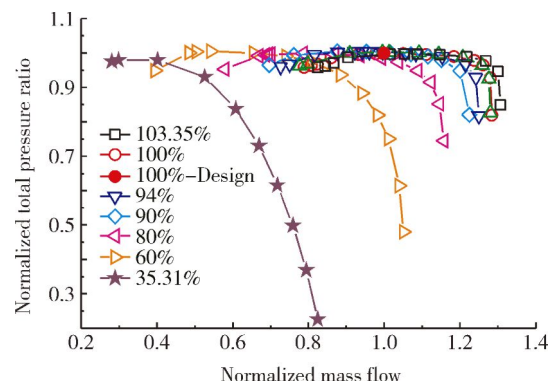


图 18 缩尺风扇内涵流量-绝热效率特性

Fig. 18 Adiabatic efficiency-mass flow characteristic core passage of half-scaled fan

以看出 4 个高转速状态下的数值计算总压比均基本满足设计指标,外涵效率略低。

表 3 具体列出了 100% 转速巡航安装状态下风扇内、外涵在满足设计流量和涵道比的近设计

点数值结果与设计指标的对比,相对偏差计算公式为: $\frac{(\text{数值结果}-\text{设计值})}{\text{设计值}} \times 100\%$,绝对偏差计算公式为: $(\text{数值结果}-\text{设计值}) \times 100\%$.可以看出:风扇转子的效率及内、外涵失速裕度均满足设计值,而内、外涵的总压比、效率略低于设计值,根据文献[14]对计算软件的校核以及工程经验,软件 Numeca 数值计算结果往往要低于试验值,因此,本文的风扇缩尺试验件是基本能够满足设计要求的。

表3 100%换算转速下风扇缩尺试验件性能参数数值计算结果与设计指标对比(单位:%)

Table 3 Comparison of performance parameters of computational results and design objectives at 100% corrected rotation speed of scaled fan(Unit:%)

对比性能参数	偏差值
外涵总压比相对偏差	-0.60
外涵效率绝对偏差	-1.84
外涵失速裕度绝对偏差	+8.20
转子效率绝对偏差	+0.03
内涵总压比相对偏差	-0.21
内涵效率绝对偏差	-0.18
内涵失速裕度绝对偏差	+5.63

3 结论

本文对某民用航空发动机大涵道比风扇缩尺试验件的气动性能和流场进行了数值模拟仿真和分析,得到以下结论:

1) 由于边界层的影响,风扇缩尺试验件相比全尺风扇在100%转速状态近设计点内、外涵性能均有所衰减,绝热效率降低了1%左右。

2) 从100%到80%转速,热态风扇转子叶尖弹性恢复角减小了0.36°,导致80%转速下近设计点外涵总压比和效率分别降低了0.63%,0.15%,失速裕度增加了4.04%。若假设弹性恢复角的差量与特性改变量是线性关系,那么将来在全尺空心风扇叶片的设计试验过程中,100%转速热态叶片的弹性恢复角在叶尖可能会达到8°,对风扇特性的影响将非常大,因此研究弹性恢复角对风扇特性的影响规律,对提高数值仿真结果与试验结果的吻合度、提高设计精度具有重要意义。

3) 双涵道风扇的内、外涵气动特性相互影

响,在不同的涵道比下形成特性曲线带。涵道比对内、外涵特性的影响规律由内涵和外涵的设计特点和攻角特性所决定。通过数值模拟仿真得到试验件的内、外涵特性带,可为试验提供参考数据。

4) 通过三维数值仿真,得到了各转速下的风扇内外涵总压比、效率特性,能够基本满足总体方案给定的设计指标。

参考文献:

- [1] 黄家骅,冯国泰.航空发动机特性仿真技术的进展与展望[J].推进技术,2002,23(4):346-351.
HUANG Jiahua, FENG Guotai. Development and expectation of performance simulation in aviation engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4): 346-351. (in Chinese)
- [2] Dawes W N. The simulation of three-dimensional viscous flow in turbomachinery geometries using a solution-adaptive unstructured mesh methodology[R]. ASME paper 1991-GT-124, 1991.
- [3] Denton J D. An improved time marching method for turbomachinery flow calculation[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1983, 105(7): 514-521.
- [4] Denton J D. The calculation of fully three dimensional flow through any type of turbomachine blade row[R]. AGARD LS 140, 1985.
- [5] Hah C. Calculation of three-dimensional viscous flow in turbomachinery with an implicit relaxation method[J]. Journal of Propulsion and Power, 1987, 3(5): 415-422.
- [6] Hah C, Loellbach J. Development of hub corner stall and its influence on the performance of axial compressor blade rows[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121(1): 66-67.
- [7] Adamczyk J J. Model equation for simulation flows in multistage turbine[R]. ASME Paper 1985-GT-152, 1985.
- [8] Roberto B, Ernesto B. Shock/boundary-layer/tip-clearance interaction in a transonic rotor blade[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(3): 668-677.
- [9] 宁方飞.考虑真实几何复杂性的跨声压气机内部流动的数值模拟[D].北京:北京航空航天大学,2002.
NING Fangfei. Numerical investigations of flows in transonic compressors with real geometrical complexities[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)
- [10] 李润江.单转子叶尖间隙多块网格的跨声压气机数值模拟及设计研究[D].北京:北京航空航天大学,2004.
LI Minjiang. Numerical investigations and design of transonic compressor with tip clearance flow using multi-block mesh[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)
- [11] 尹松,金东海,朱芳,等.湍流模型对压气机数值模拟精度的影响[J].航空动力学报,2010,25(12):2683-2689.
YIN Song, JIN Donghai, ZHU Fang, et al. Influence of tur-

- bulence models on simulation of a compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(12): 2683-2689. (in Chinese)
- [12] 李晓娟, 桂幸民. 风扇/增压级设计与非设计性能数值模拟[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 522-525.
- LI Xiaojuan, GUI Xingmin. Numerical simulation of fan/compressor design and off-design performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(6): 522-525. (in Chinese)
- [13] 桂幸民, 李晓娟. 基于低雷诺数条件的风扇/增压级气动设计[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(3): 18-22.
- GUI Xingmin, LI Xiaojuan. Aerodynamic design of fan/compressor operated at low Reynolds number [J]. Gas-Turbine Experiment and Research, 2007, 20(3): 18-22. (in Chinese)
- [14] 冀国锋. 轴流/离心压气机通用叶片造型设计系统及应用[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2009.
- JI Guofeng. A general blading design system and its application for axial/centrifugal compressor[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese).
- [15] 金东海, 桂幸民. 某涡扇发动机多级高负荷风扇/压气机气动性能数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 1059-1065.
- JIN Donghai, GUI Xingmin. Numerical simulation of highly loaded multi-stage fan/compressor of a turbofan engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 1059-1065. (in Chinese)
- [16] 陈葆实. 大涵道比风扇和增压级气动设计难点分析[R]. 广东 深圳: 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年学术年会, 2007.