

非设计工况风扇形变与气动影响数值模拟研究

杨小贺, 曹 博, 刘世文

(中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘 要: 当发动机在非设计点工作时, 由于离心力和气动力的差异, 风扇叶片的真实热态叶型将与设计状态的热态叶型产生偏差。本文以某型民机大涵道比风扇叶片为基础, 针对换算工况与物理工况的热态叶型形变偏差, 以及部分转速与设计转速热态叶型的形变偏差, 分析两种偏差下热态叶型的变化, 并对形变带来的特性和流场变化开展数值模拟分析, 量化形变对风扇叶片性能的影响, 进而为风扇叶片数值分析结果的修正提供了依据。

关 键 词: 民机; 发动机; 大涵道比; 风扇叶片; 冷热态转换

中图分类号: TK472

文献标志码: A

文章编号: 1009-2889(2021)02-0001-08

风扇部件是大涵道比民用涡扇发动机的关键部件之一, 对发动机的推力、耗油率、质量等指标有着决定性的影响。为降低耗油率, 涵道比不断增大, 叶片尺寸不断增大, 进而风扇叶片加工状态(冷态)和实际运转状态(热态)的变形量也随之增大^[1]。此外, 为了实现轻量化设计, 先进的民机风扇叶片采用空心结构或复合材料, 刚度降低, 且先进的叶片造型多采用复合弯掠造型设计^[2], 变形量较大, 如大涵道比风扇叶尖反扭角可达 5° ^[3]。此外, 在开展风扇叶片冷热态转换和非设计工况数值模拟时, 实际工程会在精度允许的范围内进行简化, 带来理论叶型和实际叶型的偏差, 进而对风扇性能产生影响, 甚至带来气弹稳定性的问题^[4]。

在理论叶型和实际叶型的形变差异带来的对性能的影响方面, 考虑的因素如冷态叶型拟合、设计工况冷热态转换、加工误差、叶尖间隙、装配误差、性能衰退等。1993年, Mahajan^[5]等人研究了离心、气动、温度载荷对于风扇叶片变形影响。2007年, Wilson^[3]等人研究了工作状态下叶片的安装角变化并预测了其对风扇气动性能的影响。2011年, 郑赟^[6]等人采用流固耦合方法, 对减小刚度后的Rotor 67风扇进行了计算, 重点研究了设计点附近的流场变化, 结果表明风扇流量、效率均有所降低。对形变问题, 诸多学者基于设计工况下风扇变形的研究, 发

展出了较为成熟的设计分析方法^[7-11]。

然而, 在发动机实际设计及使用过程中, 工况极为复杂。不同工况下, 气动载荷和离心载荷存在差异, 风扇非设计状态叶型也将与设计状态产生偏差, 此种偏差随环境条件及转速的变化而改变。如地面相似工况与空中物理工况下, 以及部分转速与设计转速工况下, 叶型的真实状态偏离设计热态, 金属角与积叠规律等几何参数的改变将对气动性能产生重要影响^[12-16]。

本文对上述换算工况与物理工况的热态叶型形变偏差, 以及部分转速与设计转速热态叶型的形变偏差进行分析, 量化风扇叶片理论叶型与实际叶型的形变偏差对性能的影响, 进而为风扇数值模拟分析结果的修正提供依据。

1 物理工况与换算工况风扇叶片偏差分析

1.1 研究对象

本文以某型民机大涵道比复材风扇叶片为基础, 开展数值模拟分析。风扇叶片直径接近2 m, 采用全三维复合弯掠设计, 叶片中上部后掠, 以降低激波损失, 实现高气动效率, 叶片尖部前掠以满足失速裕度要求, 提高气动稳定性。

1.2 冷热态转换方法

本文利用ANSYS软件, 通过有限元方法, 叠加

离心、气动载荷计算,进行叶片的冷热态转换。单元类型为 Solid185,单元数为 94 795,节点数为 104 756。材料选用 IM7/IM9,叶片刚度分布根据复材设计方案获得。

1.3 热态叶型差异分析

民机风扇叶片通常采用高空巡航物理工况点进行设计,并在该物理工况进行叶片的冷热态转换,以保证在整个飞行包线中权重较大的部分保持高效率。而当整机或试验件在地面开展相似换算工况点的试验时,为节约成本,考虑加工周期、成本、模具等因素,经常采用同一套冷态叶型进行叶片加工,尤其对复材叶片。而物理工况与换算工况的离心力和气动载荷均不同,从而叶片在地面换算工况对应的热态叶型与高空设计状态的热态叶型存在偏差,由此带来性能上的差异。

具体如图 1 所示,某复材风扇叶片根据经济巡航物理工况状态的热态叶型,在巡航点完成冷热态转换,得到对应巡航点热态叶型的理论冷态叶型。然后,在地面经济巡航的相似换算工况,施加离心载荷和气动载荷,计算得到地面换算状态的热态叶型。本文对热态叶型 A 和热态叶型 B 的偏差,以及在换算工况下气动性能的差异进行分析。

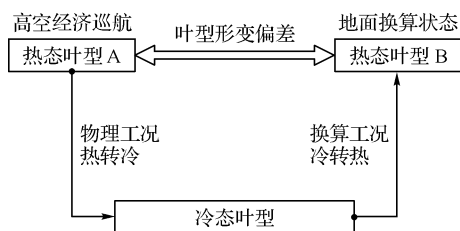


图 1 风扇叶片高空巡航与地面换算状态叶型偏差示意图

经济巡航工况如图 2 所示,物理状态设计热态叶型 A 与地面换算状态实际热态叶型 B 对比,叶片地面换算状态的离心力和气动载荷均比高空状态大,由于离心力使叶片向压力面倾斜,而气动载荷使叶片向吸力面倾斜。对复材叶片来说,质量较轻,离心力的变化相对于气动载荷的变化相对小些,因此地面状态热态叶型较理论叶型向吸力面方向倾斜。图 3 给出了周向偏移量随相对展高的变化,最大偏移量约为 7.5 mm。

如图 4 所示,叶型对比(对齐前缘)结果表明,相比设计热态叶型,真实热态叶型在叶根附近几乎不变。叶片中部区域进口金属角相近,出口金属角偏开约 0.4° 。叶尖区域,进口金属角与出口金属角均偏小约 0.9° 。中上部受气动载荷增大的影响,扭

角的表现均为偏开的趋势。



图 2 真实热态叶型与设计热态叶型 (灰色:设计热态叶型;红色:实际热态叶型)

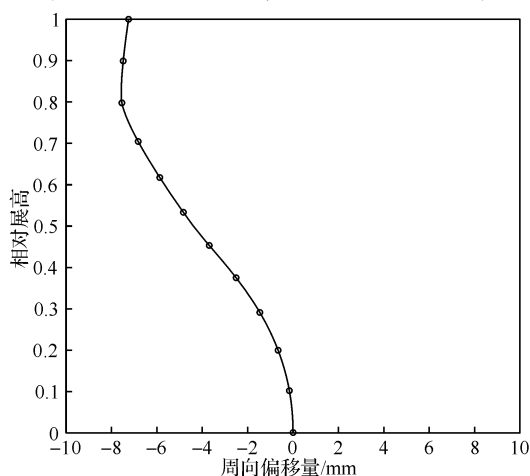
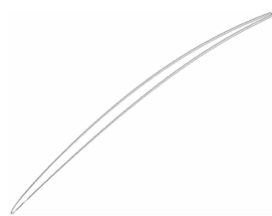


图 3 真实热态相对设计热态周向偏差 (向压力面侧偏移为正方向)



(a) 50% 展高



(b) 90% 展高

图 4 风扇 50%、90% 叶高截面叶型 (黑色:设计热态叶型;红色:实际热态叶型)

1.4 三维数值模拟软件

三维数值计算采用商业软件 Numeca 的 Fine/Turbo 求解器。应用有限体积差分格式对相对坐标系下的三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程求解,空间离散采用中心差分格式,时间项采用 4 阶 Runge-Kutta 方法迭代求解,湍流模型为 Spalart-Allmaras (简称 S-A 模型)。进口给定标准大气,轴向进气,内、外涵分别给定出口平均半径处的静压,求解径向平衡方程。固壁为绝热、无滑移边界条件。各交界面处采用周向守恒方法处理。特性线计算方法为固定内涵出口静压(设计工况背压),改变外涵出口静压,获取风扇增压级外涵特性曲线。同样,固定外涵出口静压(设计工况背压),改变内涵出口静压,获取风扇增压级内涵特性曲线。

风扇增压级共 9 排叶片,如图 5 和图 6 所示,风扇和外涵导叶的网格拓扑为 O4H 型,增压级的网格拓扑为周向非匹配 H-O-H 型。其中,风扇展向共 161 层网格,内涵展向 69 层网格,外涵展向 101 层网格。在设定中,第一层网格到壁面距离为 $5 \times 10^{-6} \text{ m}$,网格 y^+ 值小于 10。分流环处的网格布置采用 C 型网格,如图 7 所示。风扇间隙为 0.7 mm,增压级 R1、R2 设置为 0.6 mm, R3 设置为 0.7 mm,间隙区径向网格节点数分别为 17 个。计算域总网格数约为 1 440 万。网格数量对计算结果的影响如图 8、图 9 所示。



图 5 三维网格示意图

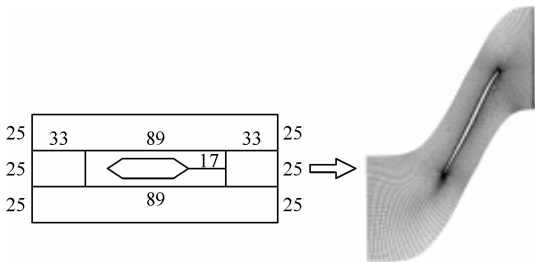


图 6 风扇 B2B 面网格节点

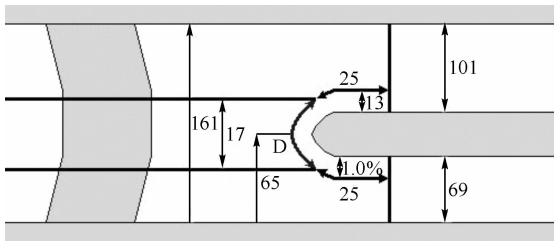


图 7 分流环网格设置

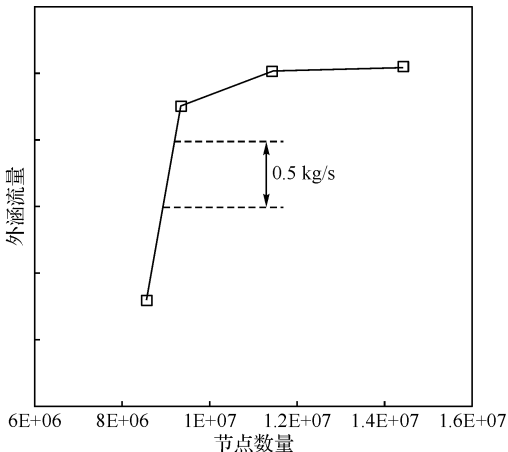


图 8 网格数量对外涵流量的影响

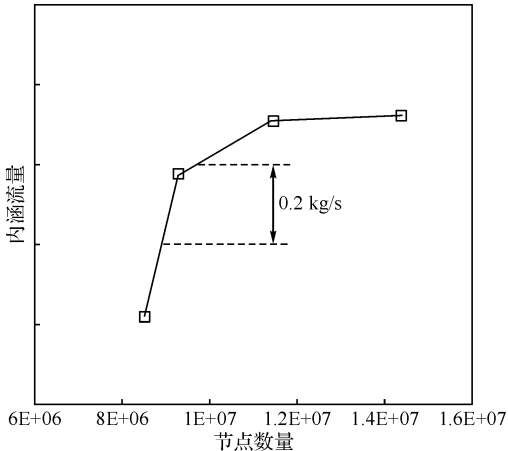


图 9 网格数量对内涵流量的影响

1.5 风扇增压级内、外涵特性计算结果

图 10 给出了真实热态叶型和设计热态叶型在高温起飞和经济巡航状态下的外涵计算特性。由于叶片中上部呈现打开趋势的形变,真实热态叶型的流量、压比在两个工况下均有所提高。以经济巡航工况为例,实际叶型外涵换算流量偏高 0.94%,压比偏高 1.18%。两者设计点效率基本维持不变,失速裕度相当。同样,如图 11 所示,经济巡航工况,实际叶型内涵换算流量偏高 0.52%,压比偏高 0.22%。由于流量增大,马赫数增大,叶型损失增大,内涵效率下降 0.4 个百分点,失速裕度相当。

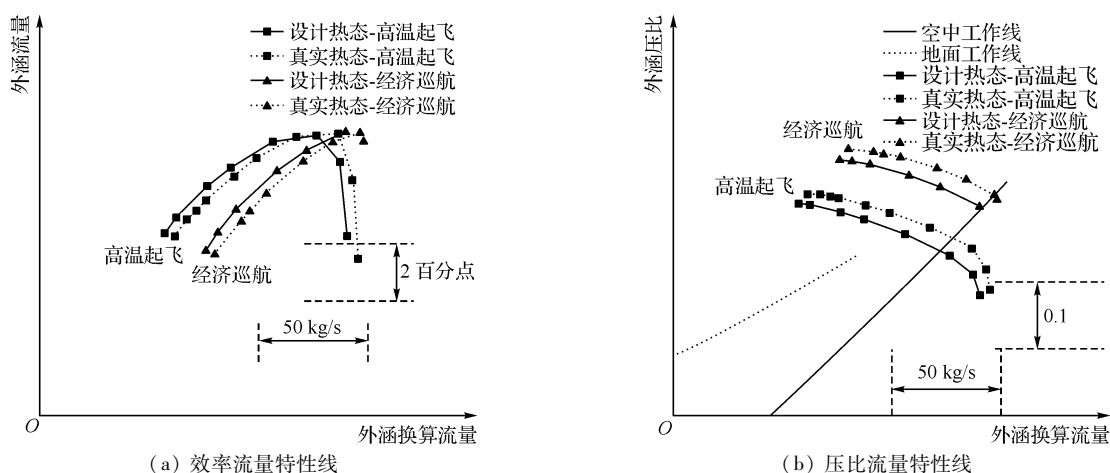


图 10 风扇增压级外涵特性计算结果

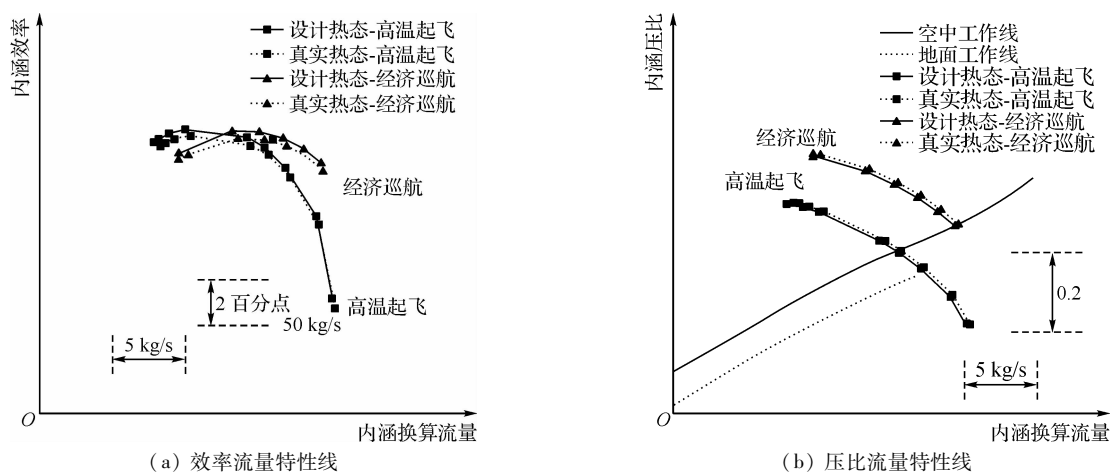


图 11 风扇增压级内涵特性计算结果

1.6 经济巡航设计点风扇叶片流场分析

图 12 给出了经济巡航转速设计点风扇转子效率沿叶展方向分布情况。由于叶型中上部呈打开趋势,真实热态叶型的增压比有所增大,子午速度也相应增大。叶根区域由于轴向速度的增加,叶型损失增大,效率降低。叶中和叶尖区域,虽然来流速度增大,效率降低。叶中和叶尖区域,虽然来流速度增大

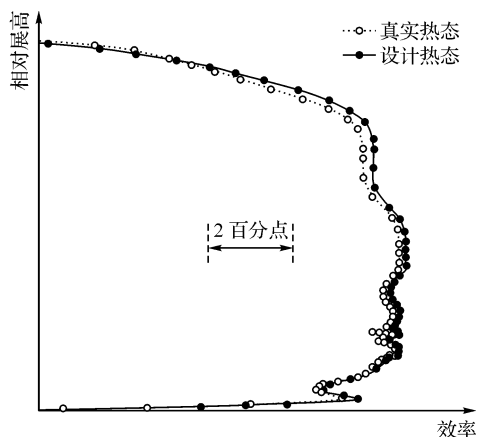


图 12 风扇转子效率展向分布

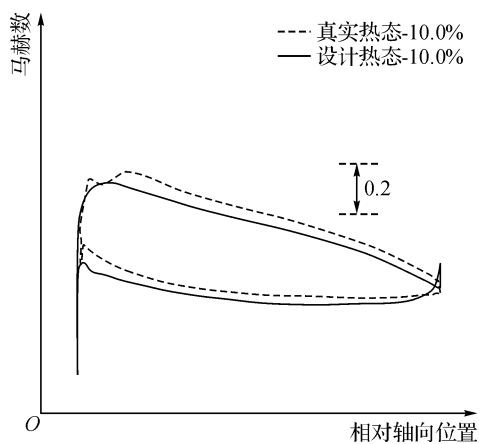
加,但由于激波加功作用增强,增压比提升,整个外涵效率相当。

图 13 给出了真实热态叶型与设计热态叶型不同展高叶片表面等熵马赫数分布。由于流量提升,真实热态叶型各叶展位置进口相对马赫数均增大,损失增加。高叶高区域,真实叶型由于轴向速度增大,攻角向负攻角偏移,这也使得叶尖激波后移,强度增加。图 14 给出了经济巡航设计点风扇叶片极限流线分布,可以看出真实热态叶型激波强度明显增加,是外涵流量、压比提高的主要原因。

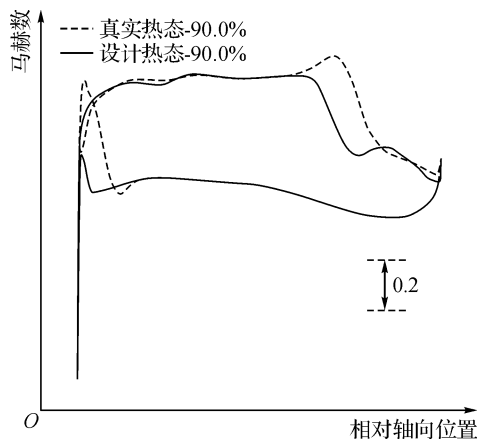
2 设计转速与部分转速工况

2.1 热态叶型差异分析

在地面进行部件或整机试验时,非设计转速的离心力和气动力与设计转速存在差异,由此风扇在部分转速的真实热态叶型也将与设计转速热态叶型不同。而在开展非设计工况如部分转速的数值模拟分析时,为降低分析的周期,经常简化采用设计转速



(a) 10% 展高



(b) 90% 展高

图 13 各叶高叶片表面等熵马赫数分布

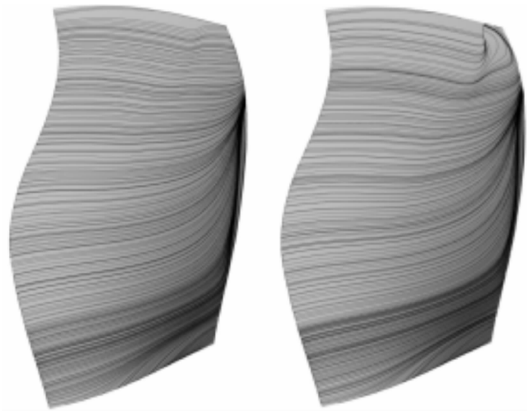


图 14 经济巡航设计点风扇极限流线
(左:设计热态叶型;右:真实热态叶型)

的热态叶型开展分析,由此也会带来性能上的偏差。

如图 15 所示,为排除第 1 章中空中物理工况和地面换算工况的区别,首先对风扇叶片在地面换算工况下进行转冷,然后在 70% 换算转速下,施加该转速离心载荷和气动载荷,得到 70% 换算转速下真实热态叶型,进而比较设计热态叶型与真实热态叶

型的几何及性能差异。

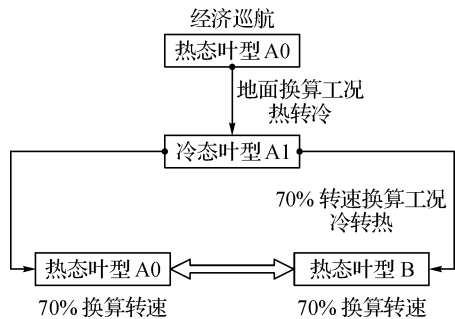


图 15 风扇叶片部分转速与设计
转速叶型偏差示意图

如图 16 所示,在 70% 换算转速,离心载荷及气动载荷均降低,而离心载荷降低的作用大于气动载荷降低的作用,因此真实叶型相对于热态叶型向吸力面转动,但变化量级相对较小。图 17 给出了真实热态叶型相比设计热态叶型产生的周向偏移量,最大偏移量约为 1.8 mm(向吸力面方向)。



图 16 真实热态叶型与设计热态叶型
(灰色:设计热态叶型;红色:实际热态叶型)

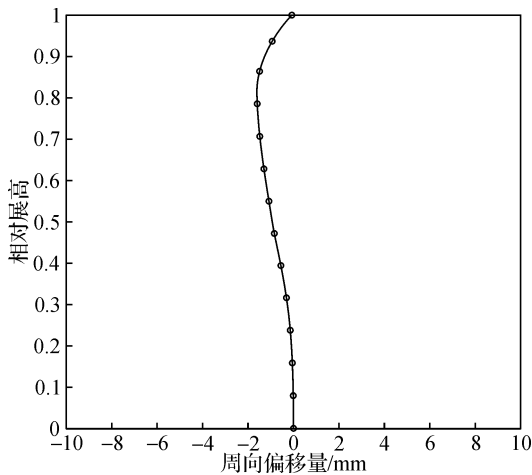


图 17 真实热态叶型与设计热态叶型重心
周向偏移量(向压力面侧偏移为正方向)

通过叶型参数计算,相比设计热态叶型,真实热态叶型在叶根区域进出口金属角基本不变。叶中区域进口金属角偏小 0.2°,出口金属角相近。叶尖区域进口金属角偏小约 0.8°,出口金属角偏大约

0.5°,如图 18 所示。

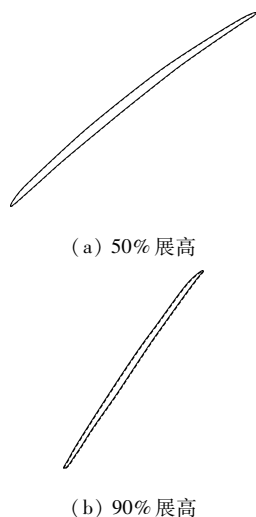
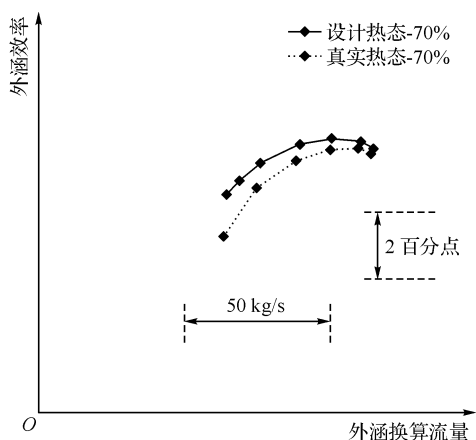


图 18 风扇 50%、90% 叶高截面叶型
(黑色:设计热态叶型;红色:实际热态叶型)

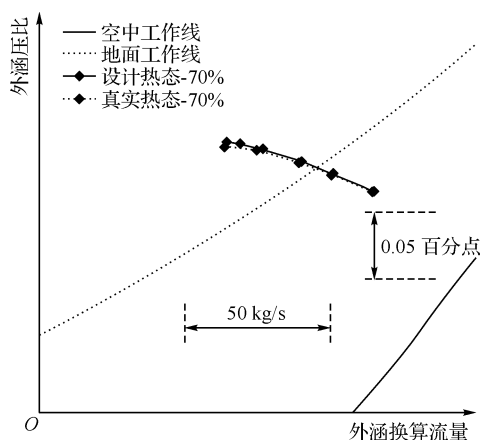
整体来说,该叶片在部分转速与设计转速的叶型偏差相对较小,这是由于在设计过程中采取了单量调整等措施,在设计转速下的冷热态变形量控制较好,因此在部分转速与设计转速下的理论叶型与实际叶型的差别并不显著。

2.2 风扇增压级内、外涵特性计算结果

三维数值计算设置与第 1 章相同,图 19、图 20 给出了 70% 相对换算转速下风扇增压级的内、外涵特性。结果表明,真实叶型的外涵压比、流量、裕度与设计叶型相近,效率偏低,靠近端点的偏差增大。地面工作线附近,效率偏低 0.3 个百分点,喘点附近效率偏低 1.1 个百分点。对于内涵,由于叶型几何偏差较小,真实叶型与设计叶型的流量、压比、效率、裕度等参数基本相同。

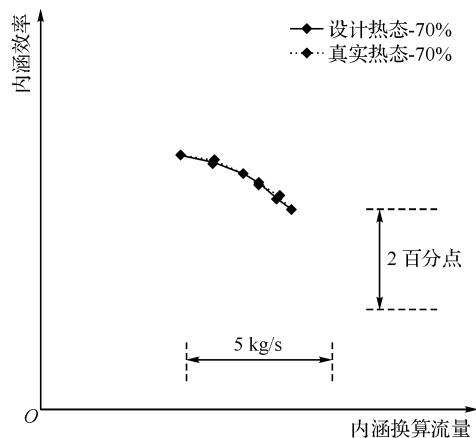


(a) 效率流量特性线

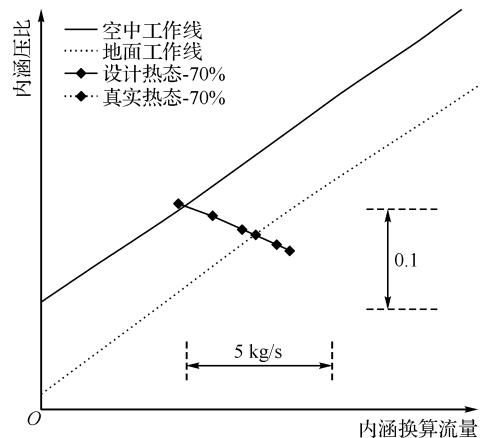


(b) 压比流量特性线

图 19 风扇增压级外涵特性计算结果



(a) 效率流量特性线



(b) 压比流量特性线

图 20 风扇增压级内涵特性计算结果

2.3 70% 相对换算转速工作点风扇叶片流场分析

图 21 分别给出了 70% 转速地面共同工作点附近风扇转子理论叶型与实际叶型的效率沿叶展方向分布情况。图 22 给出了真实热态叶型与设计热态叶型不同展高叶片表面等熵马赫数分布。

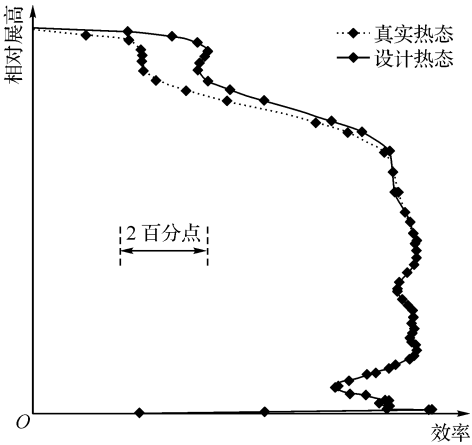


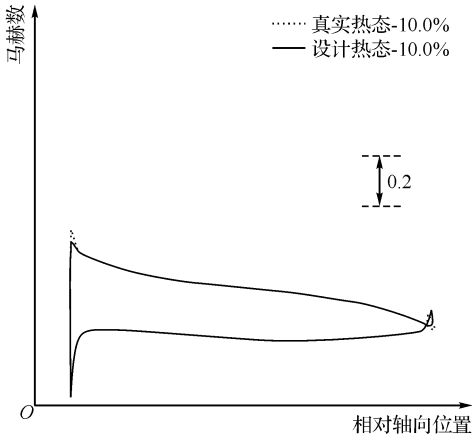
图 21 风扇转子效率展向分布

两种叶型计算得到的压比分布基本相同。叶根和叶中,两种状态下的马赫数分布结果基本一致。叶尖区域,由于真实热态叶型叶尖形变使得进口金属角度降低,攻角增加,前缘处局部马赫数增大,损失增加而压比不变,使得叶尖部分效率下降。图 23、图 24 分别给出了 70% 相对换算转速下,设计点及近失速点的风扇极限流线。可以看出,真实热态叶型由于叶尖攻角偏正,叶片前缘局部分离区域变大,是导致效率下降的主要原因。

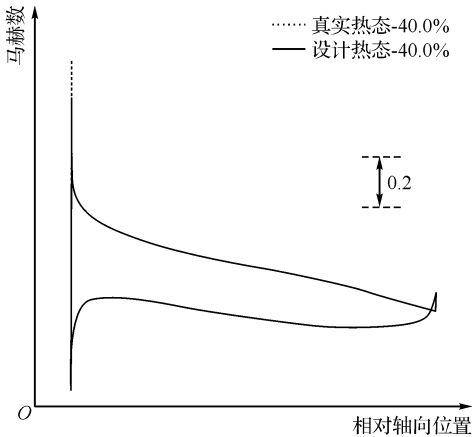
3 结论

对于大涵道比涡扇发动机,由于风扇叶片工作载荷多变、形变量大,在非设计工况,真实热态叶型偏离设计热态。本文以某大涵道比风扇为基础,考虑发动机工作环境(地面试验)及转速(部分转速)两类因素,对叶型几何及风扇增压级性能差异进行了对比分析,得出主要结论如下:

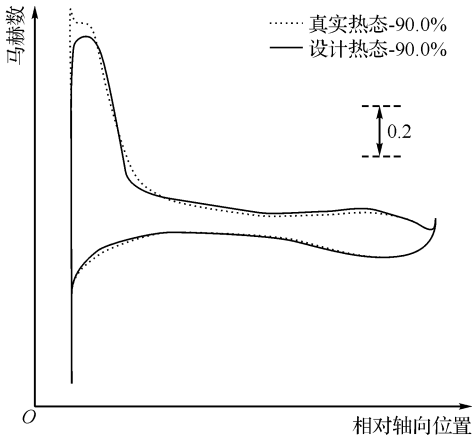
(1) 在地面试验(换算状态)条件下,相对于设计热态叶型,气动载荷增加大于离心载荷增加的效应,叶片向吸力面偏移。子午速度增大,导致尖部攻角偏负。经济巡航工况下,地面真实叶型由于中上部偏开,外涵流量偏高 0.94%,压比偏高 1.18%,效率、裕度相当;内涵流量偏高 0.52%,压比略偏高 0.22%,而由于马赫数增大,叶型损失增大,效率偏低 0.4 个百分点,裕度相当。



(a) 10% 展高



(b) 40% 展高



(c) 90% 展高

图 22 各叶高叶片表面等熵马赫数分布

(2) 在 70% 相对换算转速条件下,离心载荷变化大于气动载荷的变化,但整体形变量值较小。叶根及叶中区域真实热态叶型与设计状态差别较小。叶尖区域局部马赫数增大,损失增加,而增压比相当,导致外涵效率偏低 0.3 个百分点。

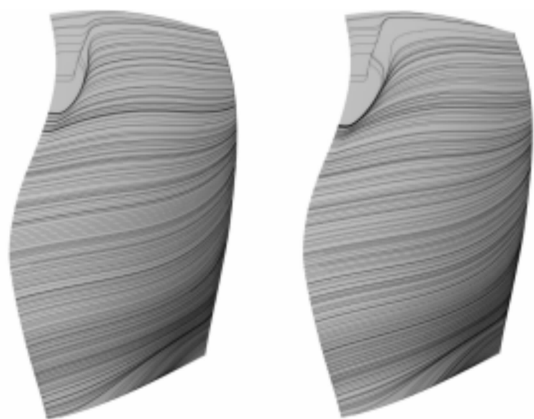


图 23 70% 相对换算转速设计点风扇极限流线
(左:设计热态叶型;右:真实热态叶型)

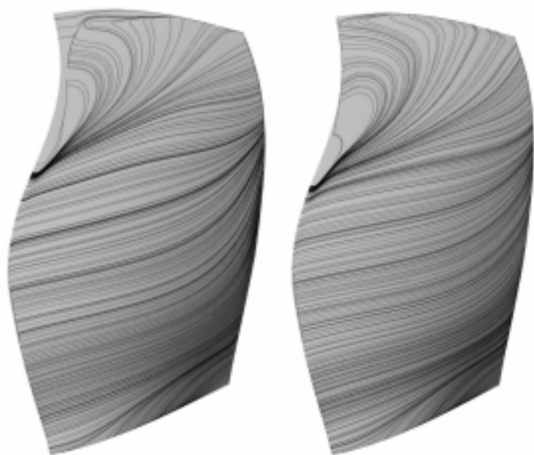


图 24 70% 相对换算转速近失速点风扇极限流线
(左:设计热态叶型;右:真实热态叶型)

参考文献:

- [1] LU Y, GREEN J, STAPELFELDT S C, et al. Effect of geometric variability on running shape and performance of a transonic fan[J]. Journal of Turbomachinery, 2019, 141(10):101012.1-101012.8.
- [2] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002(01):1-15.
- [3] WILSON M J, IMREGUN M, SAYMA A I. The effect of stagger variability in gas turbine fan assemblies[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(2):404-411.
- [4] KALLEΦE B, HANSEN M. Some effect of large blade deflections on aero-elastic stability [C]// 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizon Forum and Aerospace Exposition.

Orlando, Florida: AIAA, 2009.

- [5] MAHAJAN A J, STEFKO G L. An interactive multidisciplinary analysis for rotor blade shape determination [C]//AIAA/SAE/ASME/ASEE 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Monterey, US: AIAA, 1993.
- [6] 郑赞, 田晓, 杨慧. 跨声速风扇叶片变形对气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1621-1628.
- [7] 王延荣, 黄钟山, 付志忠, 等. 基于热态叶型的小轮毂比弯掠叶片结构保形设计与优化[J]. 航空动力学报, 2015, 30(10): 2305-2311.
- [8] 杨慧, 王成. 叶片反扭对跨音速大涵道比风扇性能影响[J]. 风机技术, 2019(4): 40-45.
- [9] 邓莹, 蔡晓钟. 风扇转子叶片弹性变形对其性能影响[J]. 航空发动机, 1993(1):12-19.
- [10] LIU G L. A new generation of inverse shape design problem in aerodynamics and aerothermoelasticity: concepts, theory and methods[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2000, 72(4):334-344.
- [11] HAZBY H, WOODS I, CASEY M, et al. Effects of blade deformation on the performance of a high flow coefficient mixed flow impeller[J]. Journal of Turbomachinery, 2015, 137(12):121005.1-121005.9.
- [12] SHICHUN Z. Effect of blade stagger angle on performance of a transonic compressor with low hub - tip ratio [C] //the Gas Turbine Division of the ASME for Presentation at the Gas Turbine Conference & Products Show. Houston, Texas: ASME, 1981.
- [13] ZHENG S, TENG J, WU Y, et al. Impact of nonuniform stagger angle distribution on high - pressure compressor rotor performance [C] //ASME Turbo Expo: Turbomachinery Technical Conference & Exposition. Oslo, Norway: ASME, 2018.
- [14] SCHOBREIRI M T. Impact of turbine blade stagger angle adjustment on the efficiency and performance of gas turbines during off - design and dynamic operation [C] //ASME Turbo Expo: Turbomachinery Technical Conference & Exposition. Oslo, Norway: ASME, 2018.
- [15] YOON Y S, SONG S J, SHIN H W. Influence of flow coefficient, stagger angle, and tip clearance on tip vortex in axial compressors[J]. Journal of Fluids Engineering, 2006, 128(6): 1274-1280.
- [16] DENTON J D, XU L. The effects of lean and sweep on transonic fan performance[C]//ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air. Amsterdam, the Netherlands: ASME, 2002.

(下转第 14 页)