

文章编号: 1000-8055(2023)05-1226-13

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210286

采用多层次优化方法的超紧凑 GTF 增压级 气动设计

黄松^{1, 2, 3}, 赵胜丰^{1, 2, 3}, 阳诚武^{1, 2, 3}, 李子良^{1, 2, 3}, 卢新根^{1, 2, 3}

- (1. 中国科学院工程热物理研究所 轻型动力重点实验室, 北京 100190;
2. 中国科学院 中国科学院大学, 北京 100049;
3. 中国科学院 轻型动力创新研究院, 北京 100190)

摘 要: 为克服超紧凑齿轮传动涡扇(GTF)发动机增压级优化设计面临的高维、耗时、黑箱三大难题, 发展了一套精准高效可靠的优化设计方法, 运用多目标粒子群算法结合下降单纯形算法的多层次优化策略, 具有优化变量少、求解速度快、寻优能力强的优势。优化设计后, GTF 增压级在 100% 设计转速下的峰值效率和失速裕度分别提升 0.27% 和 1.31%。相比于复合弯掠高负荷静子原型, 高负荷静子优化构型通过改变整个展向的叶型特征和三维积叠规律, 使得自 20% 叶展至叶尖的流动分离向下游移动, 减少由叶尖向轮毂的径向迁移和吸力面尾缘附近低速回流区域的范围, 延缓了 GTF 增压级失速的发生, 提升了 GTF 增压级的效率。

关 键 词: 齿轮传动涡扇(GTF); 增压级; 多目标粒子群算法; 多层次优化; 峰值效率

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Aggressive GTF booster aerodynamic design with multi-level optimization method

HUANG Song^{1, 2, 3}, ZHAO Shengfeng^{1, 2, 3}, YANG Chengwu^{1, 2, 3},
LI Ziliang^{1, 2, 3}, LU Xingen^{1, 2, 3}

- (1. Key Laboratory of Light-duty Gas-turbine, Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;
3. Innovation Academy for Light-duty Gas Turbine, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: To overcome three major problems of high-dimensional, time-consuming, and black box in the optimization design of aggressive geared turbofan (GTF) engine booster, a set of accurate, efficient and reliable optimization design methods were developed. Using multi-objective particle swarm optimization combined with descending simplex algorithm, it had the advantages of fewer optimization variables, fast solving speed, and strong optimization ability. After optimized design, the peak efficiency and stall margin of the GTF booster were increased by 0.27% and 1.31% at 100% design rotational speed, respectively. Compared with the prototype of the highly loaded stator using composite sweep and lean, the

收稿日期: 2021-06-06

基金项目: 国家自然科学基金(52106065); 国家两机科技重大专项(2019-II-0004-0024)

作者简介: 黄松(1995—), 男, 博士生, 主要从事叶轮机械气动热力学及计算流体力学研究。

通信作者: 赵胜丰(1982—), 男, 研究员, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学研究。E-mail: zhaoshengfeng@iet.cn

引用格式: 黄松, 赵胜丰, 阳诚武, 等. 采用多层次优化方法的超紧凑 GTF 增压级气动设计[J]. 航空动力学报, 2023, 38(5): 1226-1238. HUANG Song, ZHAO Shengfeng, YANG Chengwu, et al. Aggressive GTF booster aerodynamic design with multi-level optimization method[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(5): 1226-1238.

optimized configuration of the highly loaded stator further changed the blade profile characteristics and three-dimensional stacking rules of the entire span. The flow separation from 20% of the span to the tip of the blade moved downstream, reducing the radial migration from the tip to the hub. It reduced the range of the low-speed recirculation region near the trailing edge of the suction surface, delayed the stall of the GTF booster, and improved the efficiency of the GTF booster.

Keywords: geared turbofan (GTF); booster; multi-objective particle swarm algorithm; multi-level optimization; peak efficiency

由于具有耗油率低、噪声小等优势,大涵道比涡扇发动机被广泛应用于大型民用和军用运输机以及其他大型亚声速飞机等^[1]。齿轮传动涡扇(GTF)发动机是一种新结构形式的大涵道比涡扇发动机,相比于传统大涵道比涡扇发动机,解耦了风扇与增压级部件的设计转速,增加了设计的自由度,可提高发动机的推进效率,降低发动机的耗油率;同时使得增压级的加功增压能力大幅度增加,能够以更少的级数获得更高的压比^[2-3]。GTF 增压级作为 GTF 发动机中主要部件之一,对上游风扇和下游高压压气机起到“承上启下”的关键作用。GTF 增压级在气动设计上相比于压气机有自己的独特性,如高转速、大轮毂比。由于采用超紧凑设计,GTF 增压级相比于常规增压级的级数由 4 级减少到 2 级,第 2 级静子为使得出口流场接近轴向,折转角较大,静子的负荷高,气动损失较大。因此在 GTF 发动机增压级气动设计过程中必须采取先进的设计技术对 GTF 增压级第 2 级静子进行控制,以达到良好的气动性能。

GTF 增压级的气动设计技术手段来自于风扇/压气机气动设计。在过去半个多世纪里,风扇/压气机气动设计形成了一维经验设计、二维气动设计和三维 CFD 气动设计的流程。这些年也产生了许多设计思想。Hatch 等^[4]研究发现轴流压气机设计中的简单径向平衡方程是不准确的,径向零熵梯度的假设会导致不正确的速度分布。Wennerstrom 等^[5]设计了一种在轮毂和叶尖的后掠静子叶片的超声速压气机,以探索超声速压气机设计并优化其性能的可行性。Reynolds 等^[6]设计并测试了一款具有创新的空气动力学特性和机械特性的 3 级小型压气机,例如采用定制叶型以减少攻角损失,采用高效可变进口导叶和可变静子轮毂轮廓以减少间隙损失,最终实现了高效率 and 宽范围的设计目标。为了更准确地预测展向的参数和气动性能,Hu 等^[7]于 2011 年提出了一种用于改进了攻角模型和叶型损失特性的现代轴流

跨声速压气机的流线曲率方法。Attia 等^[8-9]于 2019 年为轴流压气机的初步设计提出了一种新的涡求解方案,通过考虑端壁附近的轴向速度和圆周速度的分布规律,从而达到在初步设计阶段改善压气机空气动力性能的目的。

随后,随着计算机技术的提高,为进一步提升增压级气动性能,国内外学者陆续开展增压级的气动优化设计,取得了一些成果。针对优化设计方法,其可以在很大程度上改善气动设计的难度,缩短气动设计的周期和费用。优化技术的应用可有效减少对人工设计经验的依赖,进一步提升气动设计水平。研究表明,优化设计主要面临着三大难题:高维、耗时、黑箱^[10]。国内外专家学者和科研机构为克服这三大难题,开展了众多研究,主要分为以下三个方面:一是精确度高的气动外形参数化方法,二是快速求解的数值计算技术,三是寻优能力强的优化算法。三者结合不仅可以高效完成增压级的气动设计,而且也可以探索增压级气动设计的极限,最大程度提升增压级的气动性能^[11]。

在气动外形参数化方法方面,传统的建模方法是改变不同展向高度方向截面的基元叶片造型和三维积叠特性^[12-13]。基元叶片造型可分为 4 个阶段。第 1 阶段是 20 世纪六七十年代,英、美、苏等发达国家分别提出了 C4 叶型、NACA65 叶型、BC6 叶型等,这些标准叶型的共同点是中弧线均为抛物线。第 2 阶段是 20 世纪七八十年代,双圆弧叶型(DCA)、多圆弧叶型(MCA)造型方法形成,叶型的中弧线由两段圆弧组成。第 3 阶段是 20 世纪 90 年代~21 世纪初,可控扩散叶型(CDA)和任意多项式叶型等概念的提出。第 4 阶段是 21 世纪后,类别形状变化法(CST)、自由变形方法(FFD)等新概念气动外形参数化方法的提出。在数值计算技术方面,国内外学者和机构开发了多种数值求解程序,如美国麻省理工学院的 S1 流面设计程序 MISES 和德国宇航院的三维叶

轮机械气动计算程序 TRACE 等^[14-15]。在优化算法方面,国内外学者和机构对多种局部算法和全局算法进行了深入研究^[16-18]。局部算法主要包含梯度算法:牛顿法、单纯形法、序列二次规划法等。这类方法的缺点主要是搜索容易陷入局部最优,需要求解优化变量的梯度信息,计算量与设计数目成正比,计算成本较高。全局算法主要包含仿生算法:遗传算法、粒子群算法、鲸鱼优化算法等等。这类算法是一类模拟自然生物进化或者群体社会行为的随机搜索方法的统称,具有求解时不依赖于梯度信息,对初始解的鲁棒性强,具有代际间的传承性和群智能特征,适用于大规模复杂优化问题,应用范围较广。2001年, Gummer 等^[19]在 BR710 发动机的增压级静子中综合运用弯掠优化,改善了静子的空气动力学性能并延迟了角区失速的发生。2004年,美国普惠公司的 Brilliant 等^[20]在设计增压级的过程中运用 CFD 数值模拟优化三维叶片造型和级间匹配,实现了满足飞行包线内对增压级性能和稳定裕度的要求。2011年, Lepot 等^[21]对某一高负荷增压级进行三维叶片与非轴对称端壁的联合优化设计,以提高其效率和失速裕度。研究发现:三维叶片的后掠可以提升设计点的效率,但会牺牲一定的失速裕度。并且通过采用非轴对称端壁优化设计可以对牺牲的失速裕度加以补偿,从而综合提升增压级的性能。2015年, Goryachkin 等^[22]对 NK-36ST 发动机的增压级进行了优化,该增压级由一排进口导叶和三级转静子组成,优化后的增压级的效率提高了 1.3%,总压比提高了 4%。2017年, Lejon 等^[23]优化设计了某型设计流量为 42.68 kg/s,设计压比为 2.8 的三级增压级。在国内,向宏辉等^[24]对某型三级增压级试验件进行了总性能试验、级间参数测量试验、进气压力畸变试验以及声学测量试验等多项研究。试验结果表明:增压级性能在全工况下达到或超过设计要求,级间匹配性能良好。2010年,余华蔚等^[25]对某三级增压级开展设计与试验研究,发展和应用了多项关键技术,在国内首次研制成功全工况性能优异满足民机增压级性能要求的三级增压级部件,填补了我国在民机增压级设计技术方面的空白,为我国大型客机增压级的设计提供了技术支持。

通过以上对国内外增压级气动设计和优化设计方法的总结可以看出,虽然众多学者对传统大涵道比涡扇发动机的增压级进行了大量研究,在

增压级的设计方面取得了一定的进展。然而,针对 GTF 增压级的研究较少,特别是针对超紧凑 GTF 增压级的设计技术和气动分析未见公开报道。并且优化设计方法正在朝精准的气动外形参数化方法、快速的数值求解工具、高效的优化算法三个方向重点发展。基于此背景,本文详细地介绍 GTF 增压级的气动设计流程,提供 GTF 增压级的主要设计参数,为解决 GTF 增压级气动优化设计的高维、耗时、黑箱三大难题,采用多层次优化方法进一步提升 GTF 增压级气动性能,揭示 GTF 增压级的复杂流动结构和流动机理,为探索 GTF 增压级气动优化方法提供了新途径。

1 GTF 增压级气动设计

1.1 初步设计

本文选用 Concepts NREC AXIAL 软件进行初步设计、选用 Concepts NREC AxCent 软件进行详细的二维 S2 流面设计,选用 NUMECA 软件进行三维 CFD 设计。GTF 增压级的一维初步设计采用等熵关系,根据某型 GTF 发动机总体对增压级几何位置和气动性能的要求,结合 Attia 等^[8-9]于 2019 年提出的三维混合涡设计理念和经验性设计准则,在初步设计中考虑端壁条件,更加真实地模拟端壁附近轴向速度和周向速度的分布规律工况,试图减少迭代次数,通过设计叶尖、叶中、轮毂的速度三角形,初步确定增压级的基本构型,达到在初步设计阶段提高增压级气动性能的目的。表 1 显示了 GTF 增压级的主要设计参数, GTF 增压级的设计总压比为 2.5,由进口导叶(IGV)、2 级转子(第一级转子 R1+第二级转子 R2)、2 级静子(第一级静子 S1+第二级静子 S2)和支板(Strut)组成,进口轮毂比为 0.76,接近于高压压气机。图 1 给出了 GTF 增压级的子午示意图。

1.2 通流设计

传统的通流设计通常采用流线曲率法和通流矩阵法。相比于传统的通流设计计算方法,本文的通流计算采用以周向平均的 Navier-Stokes 方程为基础,采用时间推进有限体积方法求解,大大减少了对经验模型的依赖,并且能够更准确地捕捉激波位置,预测堵塞流量和子午流场的分离流动,还能够计入环壁边界层、径向掺混的影响^[26-27]。计算选用修正的 Koch-Smith 模型计算叶型损失,采用经过大量试验数据校核的 NASA-SP-36 模型作为落后角模型,选用 Roberts 损失模型修正增压

表 1 GTF 增压级关键几何和气动参数
Table 1 Key geometric and aerodynamic parameters of the GTF booster

参数	数值
设计转速/(r/min)	8 614.2
设计流量/(kg/s)	53.7
设计总压比	2.5
设计效率	0.88
叶片数目	51, 45, 67, 55, 96, 8
进口机匣半径/mm	482
进口轮毂比	0.76
转子叶尖间隙/mm	0.4
转子叶尖速度/(m/s)	423.4

表 2 增压级各叶片排的展弦比和稠度
Table 2 Aspect ratio and solidity of each blade row of booster

参数	数值
进口导叶平均展弦比	2.19
第一级转子平均展弦比	1.09
第一级静子平均展弦比	1.49
第二级转子平均展弦比	1.00
第二级静子平均展弦比	1.36
出口支板平均展弦比	1.14
进口导叶平均稠度	1.00
第一级转子平均稠度	1.54
第一级静子平均稠度	1.47
第二级转子平均稠度	1.61
第二级静子平均稠度	1.89
出口支板平均稠度	0.36

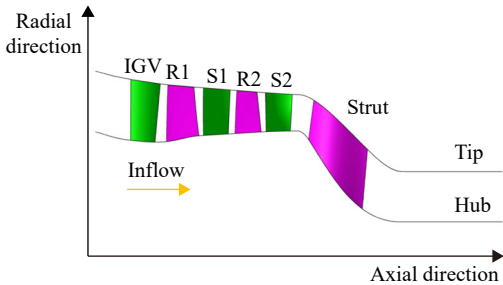


图 1 GTF 增压级的子午示意图
Fig. 1 Meridian schematic diagram of the GTF booster

级径向的二次流损失分布和二次流落后角,采用 Gallimore 模型计算混合损失,采用 Koch-Smith 模型计算轮毂和机匣的堵塞和跨声速损失。壁面采用幂次律处理,采用 Gause-Seidal 隐式迭代方法和多重网格加速计算,采用可压缩三阶迎风 AUSM (advection upstream splitting method) 插值格式处理网格块的信息传递。并且增压级进口给定总温、总压、气流角,出口给定平均静压,选用 Spalart-Allmaras 湍流模型迭代质量守恒,能量守恒,面积守恒和状态方程式进行计算^[28-29]。通过通流设计合理选取叶片排几何参数,表 2 则详细列出了增压级各叶片排的展弦比和稠度,为超紧凑增压级的设计提供了坚实的设计数据。

1.3 三维数值模拟

本文使用 NUMECA AutoGrid5 结构化网格生成器生成 O4H 型的单通道网格拓扑结构,动叶叶顶间隙内使用蝶形网格;为了能够很好地预测增压级叶片排的边界层损失,精准地捕捉壁面边界层,设定壁面法向的网格间距以保证离开叶片表面的第一层网格的尺寸 $y^+ < 1$ 。经网格无关性验

证,当 GTF 增压级达到 360 万网格时,再增加网格数时峰值效率及对应的总压比已经基本不变,表明此时网格数对计算结果的影响基本可以忽略不计。故为了保证计算精度和节约计算成本,本文最终选用 360 万网格进行研究。数值计算采用 NUMECA FINE 的 Euranus 求解器,空间离散格式采用二阶精度的中心差分格式,时间推进采用显式四阶 Runge-Kutta 法。流体工质选为理想气体。边界条件给定进口的总温、总压及进口气流角,出口给定平均静压。壁面采用绝热无滑移边界条件。计算从堵塞点开始,通过逐步增加出口背压向近失速点逼近,在近失速点背压增加的步长保持为 100 Pa,数值发散前的最后一个收敛点对应着近失速工况点。为验算数值计算的计算精度和可靠性,选用某型 2.5 级高负荷轴流压气机进行三维数值模拟方法校核,如图 2 所示,详细的试验结果见文献 [30]。图 3 给出了数值计算的结果。由图 3 可得,数值计算(Cal.)得到的总压比(π_t)和效率(η)在整个无量纲流量(m/m_d)范围内和试验数据(Exp.)吻合,满足工程计算精度的要求,进一步验证了本文选用 Spalart-Allmaras 湍流模型预测压缩系统气动性能及分析内部复杂流动机理的可信性。

经过以上的初步设计和通流设计,为使得增压级出口预旋角尽量接近 0°,超紧凑 GTF 增压级的第二级静子(S2)折转角度平均超过 60°,负荷较大,限制了 GTF 增压级的气动性能和稳定工作范围,有较大提升的潜力,为此以 S2 为例,重点探究复合弯掠的影响,期望进一步提升 GTF 增压

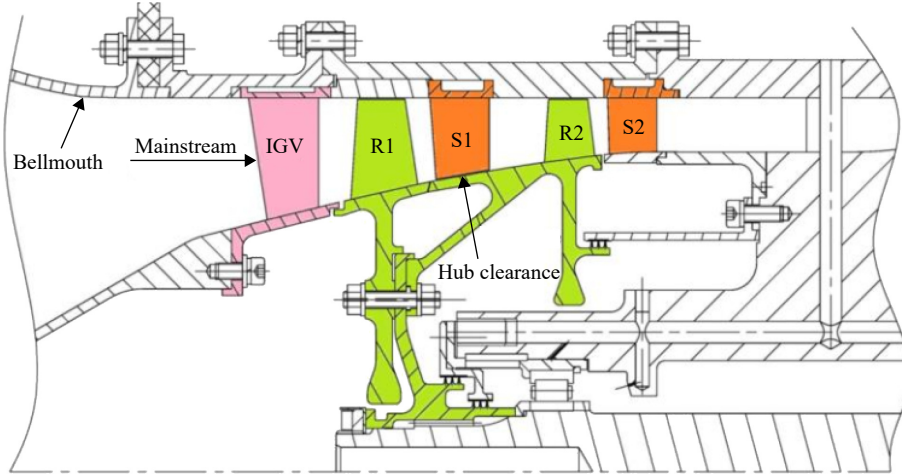


图 2 某型 2.5 级高负荷压气机示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the 2.5-stage highly loaded compressor

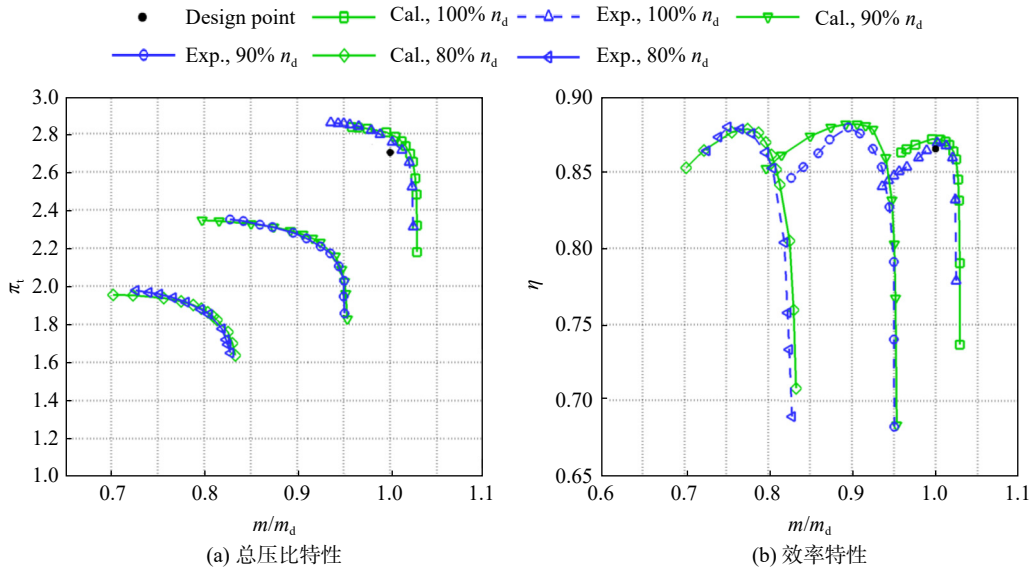


图 3 三维数值计算特性线

Fig. 3 Three-dimensional numerical calculation characteristic line

级的性能。以各展向高度叶型的质心为积叠的重心,提出了 4 种不同的积叠方案,分别对应没有三维弯掠、只掠不弯、只弯不掠、复合弯掠,记为 Case 1~Case 4。不同展向高度(S)的轴向掠幅度(ζ)和周向弯幅度(χ)如图 4 所示。

图 5 给出了 4 种不同积叠方案下 GTF 增压级的气动性能。本文定义综合失速裕度 S_m :

$$S_m = \left(\frac{\pi_{\text{stall}}/m_{\text{stall}}}{\pi_{\text{design}}/m_{\text{design}}} - 1 \right) \times 100\% \quad (1)$$

式中 π_{stall} 、 m_{stall} 、 π_{design} 、 m_{design} 分别为近失速工况的总压比、近失速工况的流量、设计工况的总压比、设计工况的流量。由图 5 可得,相比于无弯掠构型 Case 1, Case 2、Case 3、Case 4 的 GTF 增压级的峰值效率提升。其中,Case 4 相比于 Case 1 的

峰值效率和失速裕度分别提升了 2.18% 和 4.59%。

经过计算发现, GTF 增压级峰值效率的提升主要归因于高负荷静子 S2 总压损失的减少。为了进一步分析高负荷静子 S2 总压损失降低的流动机理。图 6 和图 7 分别给出了 4 种不同积叠方案下 GTF 增压级峰值效率工况下高负荷静子的极限流线和 95% 叶展的绝对马赫数 (Ma_{ab})。其中,图 6 叶片表面用等熵马赫数 (Ma_{is}) 着色。由图 6 可得,相比于无弯掠构型 Case 1, Case 2、Case 3、Case 4 静子吸力面自 30% 叶展至叶尖靠近尾缘 (TE) 低能流体堆积的范围依次减少。结合图 7 可得,相比于 Case 1, Case 4 通过推迟 95% 叶展吸力面的流动分离从而减少了高负荷静子的总压损失,提升了 GTF 增压级的峰值效率。

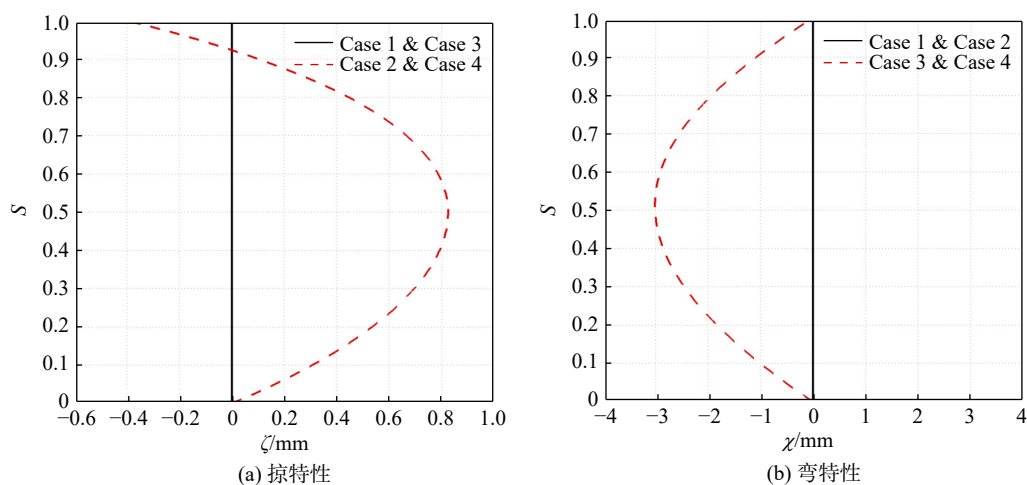


图 4 4 种不同增压级静子积叠方案

Fig. 4 Four different booster stator stacking schemes

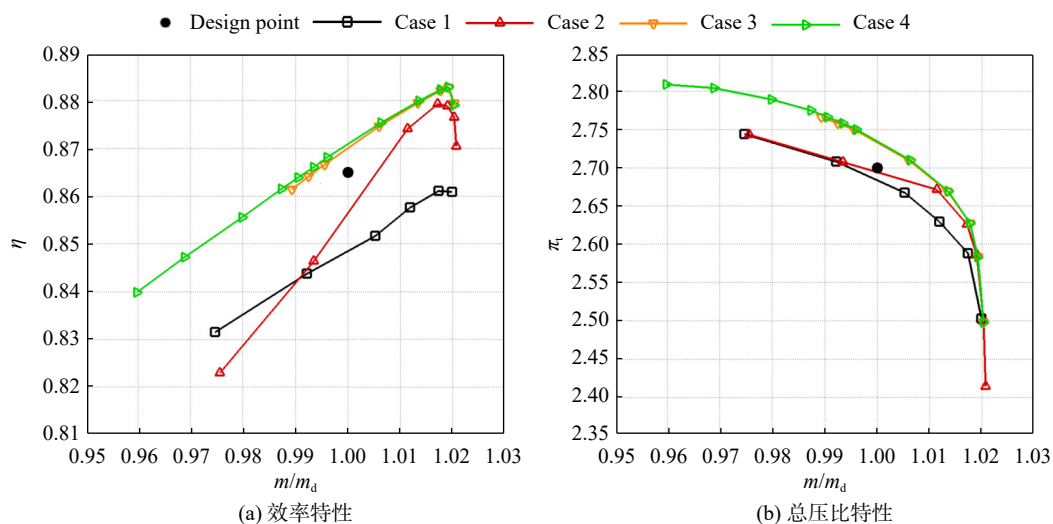
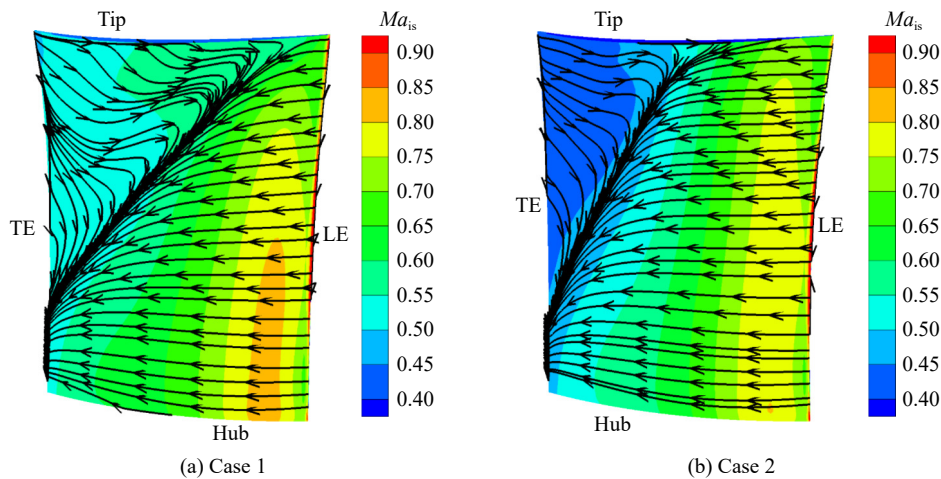


图 5 4 种不同积叠方案下 GTF 增压级的气动性能

Fig. 5 Aerodynamic performance of GTF booster under four different stacking schemes



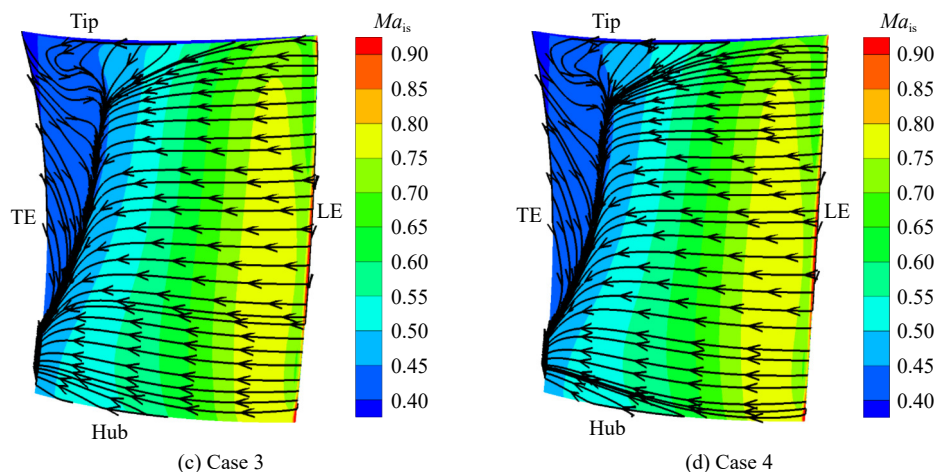


图 6 4 种不同积叠方案下高负荷静子的极限流线

Fig. 6 Limiting streamline of the highly loaded stator under four different stacking schemes

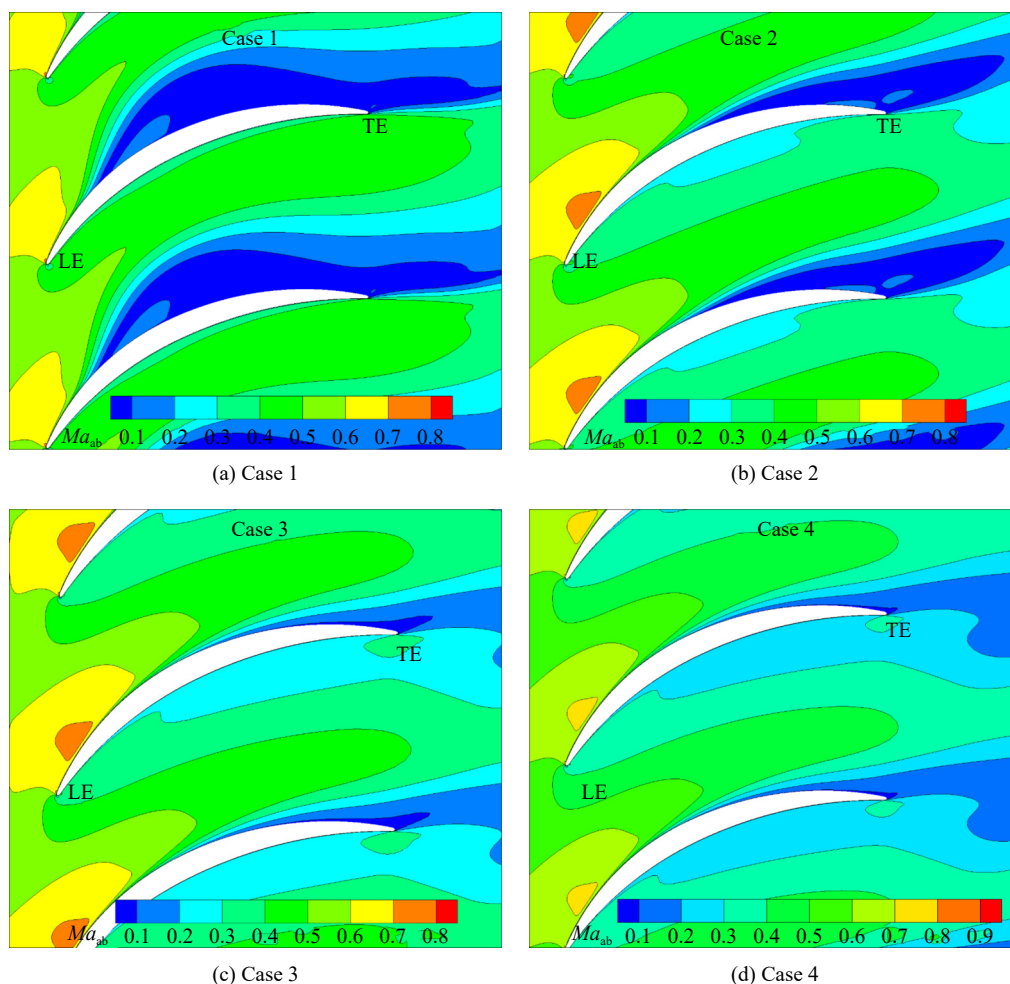


图 7 4 种不同积叠方案下高负荷静子 95% 叶展的绝对马赫数

Fig. 7 Absolute Mach number of 95% span of the highly loaded stator under four different stacking schemes

2 GTF 增压级多层次优化设计

2.1 优化设计方法

为进一步提升 GTF 增压级的气动性能,发展

了一套精准高效可靠的优化方法。本文使用 Isight 优化设计平台软件,通过 Simcode 组件搭建自动优化平台。Simcode 中集成的执行程序包括气动

外形参数化方法、网格生成、数值计算,采用 C 语言 Linux 系统批处理文件(.sh)将所有程序在超算上集成。

气动外形参数化方法直接影响优化搜索的设计空间和设计结果、决定了所生成外形的光顺程度。针对复杂的高负荷静子外形急需建立可以很好满足工程实际约束并且稳健灵活的气动外形参数化方法,需要实现使用相对较少的参数对高负荷静子进行准确的几何定义,为此本文利用变形造型的思想,构造基准曲面与空间控制点的映射关系,通过改变空间控制点的位置得到变形后的静子外形,采用直接自由变形方法(DFFD)实现高负荷静子的精细化设计,大大扩展了高负荷静子气动外形设计的设计空间,有效解决复杂外形的参数化问题。

DFFD 方法是一种针对三维可变形物体的有效建模方法,具有强大的变形能力,能够保持原始几何图形的连续性、光滑性,已经在计算机动画、图像视频处理、科学数据可视化等领域得到广泛的应用,但没有用于 GTF 增压级等气动设计领域。DFFD 方法通过直接操纵叶片在任意静子表面位置的几何形状变化,可以根据物理直观方便地对叶片表面施加几何约束。此外,DFFD 方法可以在几何建模中使用高阶 FFD 控制体,在保留少量设计参数的同时实现静子叶片几何参数化和局部变形,实现了设计参数与 FFD 控制点的解耦^[31-32]。DFFD 方法的过程如下,如图 8 所示。首先,在高负荷静子 S2 周围建立 FFD 控制体,高负荷静子 S2 的控制容积分为 6 个展向高度、6 个轴向位置和 6 个周向位置,如图 9 所示。然后通过映射 6 阶 FFD 控制体,求解出 FFD 坐标系下的坐标位置;其次,将 20 个表面控制点沿轴向和周向布置在端壁附近,以期望在端壁附近获得更高的气动性能,轴向和周向控制点的波动幅度分别为 5 mm 和 2.5 mm,占静子弦长大约 10% 和 5%,利用待变形静子叶片表面上指定控制点的位移作为几何约束,然后使用最小二乘法对满足所有位移约束的 FFD 控制点的运动进行逆运算,从而实现整个静子叶片的几何变形。

在数值计算方面,为进一步缩短优化时长,采用 Linux 分区 CPU 加速并行计算技术。在优化算法方面,由于优化问题的目标函数和设计空间是非线性的,为了提高搜索的最优求解能力,选择了多目标粒子群优化算法(MOPSO)和下降单

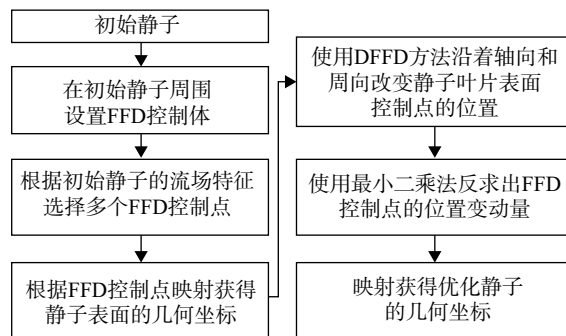


图 8 DFFD 方法的流程

Fig. 8 Process description of DFFD method

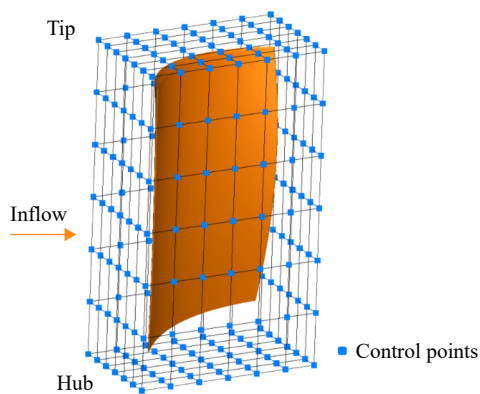


图 9 高负荷静子的 DFFD 控制体

Fig. 9 DFFD control body of the highly loaded stator

纯形算法(DS)来多层次优化静子叶片。MOPSO 算法是一种基于群体智能的进化技术,可以模拟社会行为。它具有独特的多峰搜索机制,出色的收敛性能以及便捷的计算机实现,已在工程优化领域得到广泛应用,获得了针对许多问题的全局优化解决方案。DS 算法可以在不解决梯度的情况下搜索原始点的局部区域。它使用比梯度算法更大的步长来搜索更多维度,并且适用于流体力学问题和化学工程问题,其通过使用单纯形的概念,并通过改变单纯形顶点位置以及尺寸,持续在设计空间中移动。通过计算目标函数最小值的 4 个变换方法:反射、反射并扩张、收缩、多维收缩,最终搜索到目标值。有关 MOPSO 算法和 DS 算法的更多详细信息,请参见文献^[16-18]。

选取 100% 设计转速开展优化设计,将 GTF 增压级原型峰值效率工况和近失速工况下对应的出口背压作为优化设计样本点的出口边界条件。目标函数是两工况下效率之和 F 最大化。约束条件为两工况下质量流量和总压比的变化不超过原型各自工况的 1%,如式(2)~式(4)所示。

$$\max F = \eta_{pk} + \eta_{ns} \quad (2)$$

$$|\pi_{\text{opt}} - \pi_{\text{ori}}| \leq 1\% \pi_{\text{ori}} \quad (3)$$

$$|m_{\text{opt}} - m_{\text{ori}}| \leq 1\% m_{\text{ori}} \quad (4)$$

高负荷静子的整个优化过程如图 10 所示。所有流程均在超算上完成。在第一层次优化中, 首先, 建模程序读取原始静子的几何信息, 自动生成围绕静子叶片的 DFFD 控制体, 生成网格以执行三维 CFD 流场计算。然后, 执行 MOPSO 算法优化以计算目标函数的 Pareto 解。如果达到退出循环的条件, 即达到了 600 次迭代的上限, 则 MOPSO 优化完成, 然后在第二层次优化中, 使用 DS 算法优化压气机, 优化算法将在第一层次获得的自变量的局部范围内继续探索, 直到达到搜索目标函数的最大可行解, 从而获得最终优化的压气机叶片, 其他步骤与第一级优化相似。用于运行优化过程的超级计算机的单个节点具有 Intel Xeon 7425 2.5 GHz 处理器, 96 个并行中央处理器 (CPU) 和 128 GB 随机存取存储器 (RAM)。在可接受的工程时间要求内, 每个案例大约需要 4 min, 整个优化过程大约耗时 5 d。

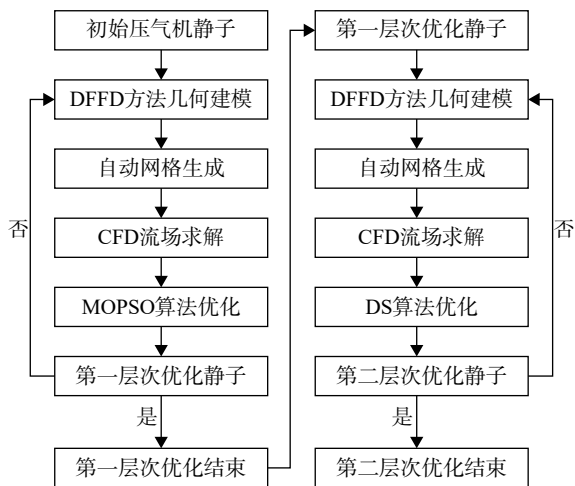


图 10 高负荷静子优化流程

Fig. 10 Optimization process of the highly loaded stator

2.2 高负荷静子优化前后几何及气动性能对比

运用上述的优化设计方法对 GTF 增压级高负荷静子进行多层次优化设计, 图 11 给出了高负荷静子优化设计前后 GTF 增压级的气动性能。由图 11 可得, 在以设计流量为参考的无量纲流量 (m/m_d) 范围内, 相比于 GTF 增压级原型 (Case 4), GTF 增压级优化构型的峰值效率和失速裕度分别提升了 0.27% 和 1.31%。

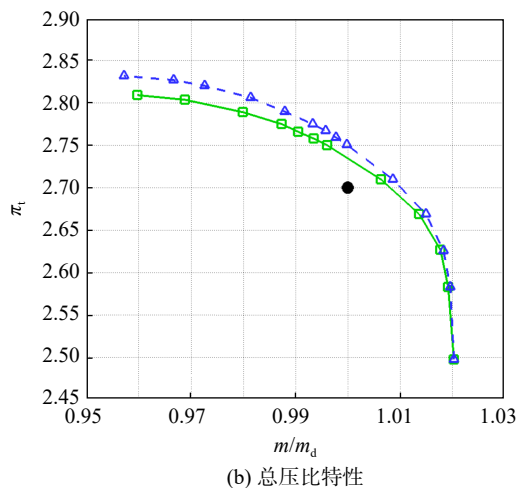
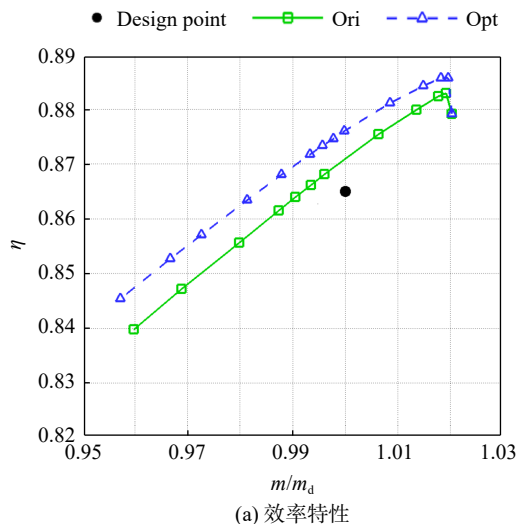


图 11 高负荷静子优化前后增压级气动性能对比

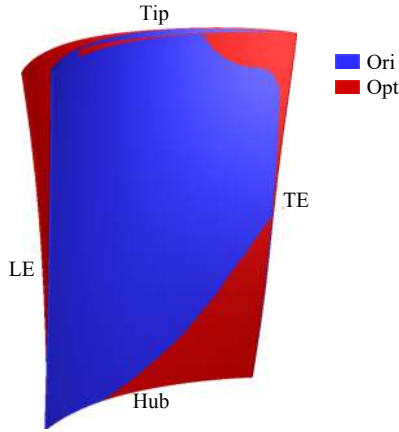
Fig. 11 Comparison of aerodynamic performance of booster before and after the optimization of highly loaded stator

图 12 给出了高负荷静子优化前后的几何特征对比。由图 12 可得, 相比于原型 (Ori), 优化静子 (Opt) 大致自 20% 叶展呈现前掠的特征, 且静子的弦长增加, 静子几何整体向吸力面周向移动。这些特征会改变整个展向负荷和弦长负荷的分配, 下文将详细分析。

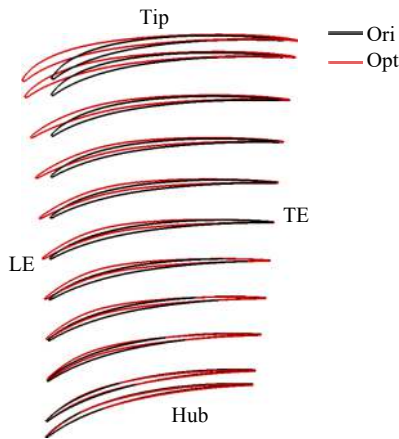
2.3 高负荷静子优化前后流动机理分析

为了重点分析高负荷静子优化前后静子的性能改变, 选取 GTF 增压级的峰值效率工况。经过优化后, 高负荷静子的总压损失由 6.54% 降低为 5.75%, 总压损失相比于静子原型降低的比例为 12.0%。图 13 对比了高负荷静子优化前后不同展向高度 (S) 的总压损失系数 (ω)。由图 13 可得, 相比于静子原型, 总压损失主要在 5%~70% 叶展和 95%~100% 叶展减少。

图 14 给出了高负荷静子优化前后轴向 (z/C)



(a) 曲面对比



(b) 曲线对比

图 12 高负荷静子优化前后的几何特征对比

Fig. 12 Comparison of geometric characteristics before and after optimization of highly loaded stator

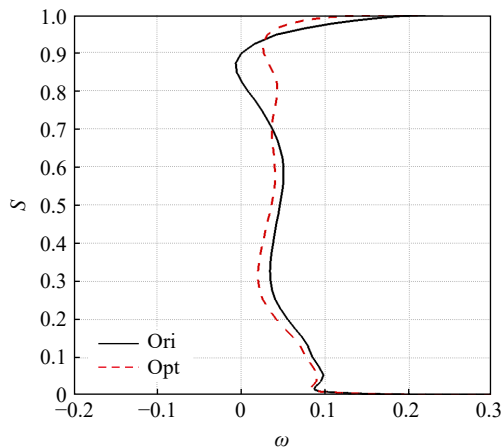


图 13 高负荷静子优化前后展向的总压损失对比

Fig. 13 Comparison of total pressure loss in span-wise direction before and after optimization of highly loaded stator

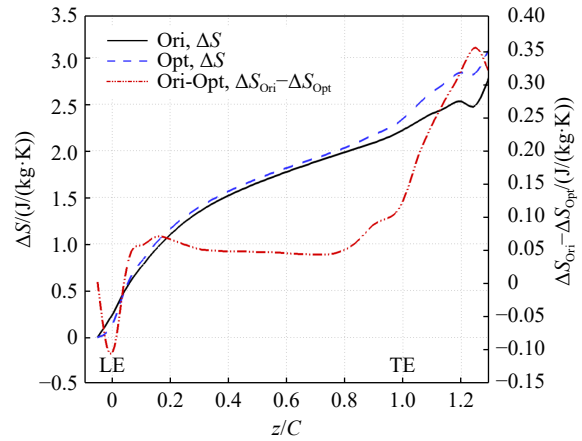
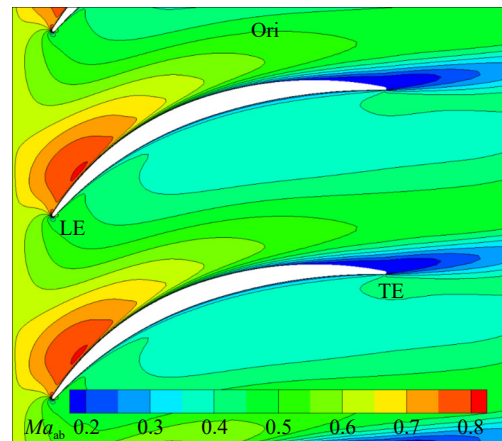


图 14 高负荷静子优化前后轴向的熵增对比

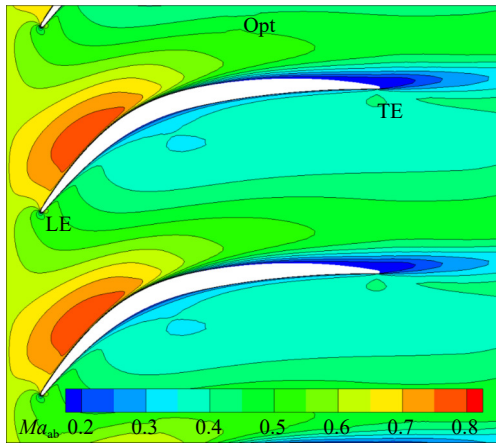
Fig. 14 Comparison of entropy rise of axial direction before and after optimization of the highly loaded stator

的熵增(ΔS)对比。由图 14 可得,相比于高负荷静子原型,高负荷静子优化叶型主要在尾缘附近的熵增进一步降低,归因于高负荷静子优化叶型的弦长进一步增加,尾缘的几何位置靠后,流动分离进一步减少。由此可初步推断,高负荷静子优化前后尾缘附近损失的减少是高负荷静子流动性改善的主要原因。

图 15 给出了高负荷静子优化前后 35% 叶展的绝对马赫数(Ma_{ab})。由图 15 可得,经过优化后,高负荷静子 35% 叶展吸力面(SS)尾缘附近的低速回流区域的范围减少。图 16 给出了高负荷静子优化前后 35% 叶展的等熵马赫数(Ma_{is})。由图 16 可得,经过优化后,高负荷静子自前缘(LE)至 25% 弦长吸力面的流体加速,峰值马赫数稍微降低,高负荷静子的载荷在 20%~50% 弦长部分增加,随后载荷减少,流体缓慢减速至尾缘(TE),由此导致了尾缘附近的低速回流区域减少,如图 15 所示。



(a) 原型



(b) 优化构型

图 15 高负荷静子优化前后 35% 叶展的绝对马赫数

Fig. 15 Absolute Mach number in 35% of span height before and after optimization of the highly loaded stator

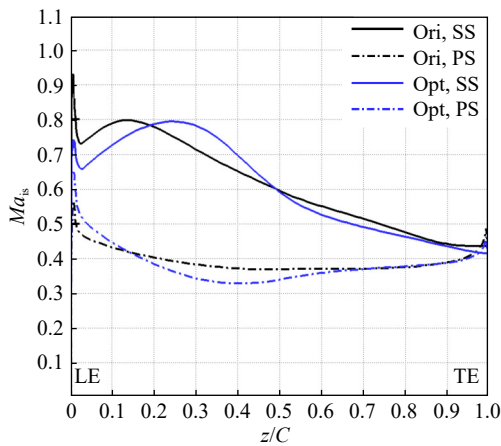
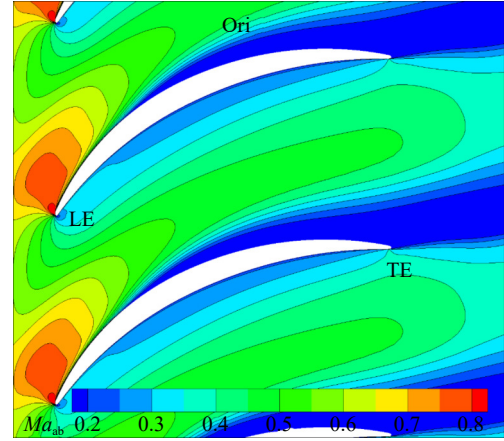


图 16 高负荷静子优化前后 35% 叶展的等熵马赫数

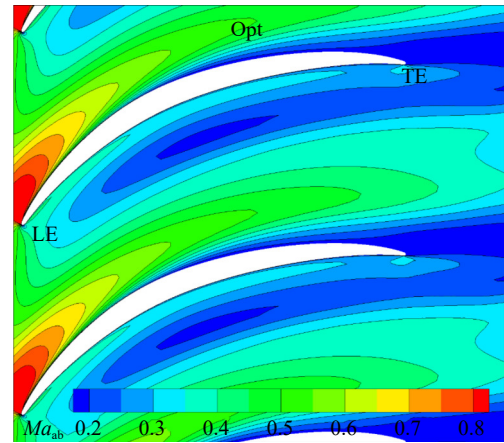
Fig. 16 Isentropic Mach number in 35% of span height before and after optimization of the highly loaded stator

为了揭示高负荷静子失速裕度增加的机理, 图 17 给出了高负荷静子优化前后 95% 叶展的绝对马赫数。原型选取近失速工况, 优化构型按照相同失速裕度的原则选取。由图 17 可得, 相比于高负荷静子原型, 高负荷静子优化构型压力面出现一低速区域, 这主要归因于如图 12 所示的静子优化构型在叶尖区域前缘位置大幅度前移, 与上游转子尾缘的距离缩短, 上游转子的尾迹经过混合平面掺混后的低速流体沿着流向继续减速, 形成了靠近压力面附近的低速区域。但是静子优化构型吸力面靠近尾缘低能流体堆积的范围大幅度减少。结合图 18 给出的高负荷静子优化前后的极限流线可得, 相比于高负荷静子原型, 高负荷静子优化构型自 10% 展向至叶尖的流体分离移

动至下游, 由叶尖向轮毂的径向迁移作用减弱, 吸力面尾缘附近的流动分离的范围减少, 由此拓宽了 GTF 增压级的失速裕度。



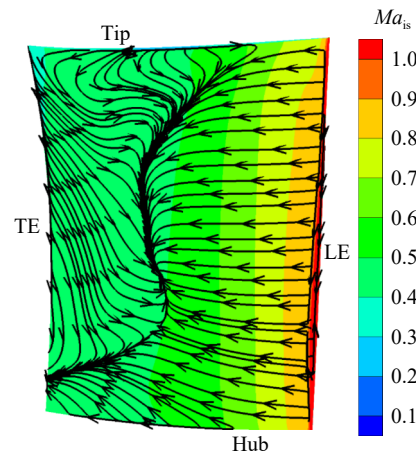
(a) 原型



(b) 优化构型

图 17 高负荷静子优化前后 95% 叶展的绝对马赫数

Fig. 17 Absolute Mach number in 95% of span height before and after optimization of the highly loaded stator



(a) 原型

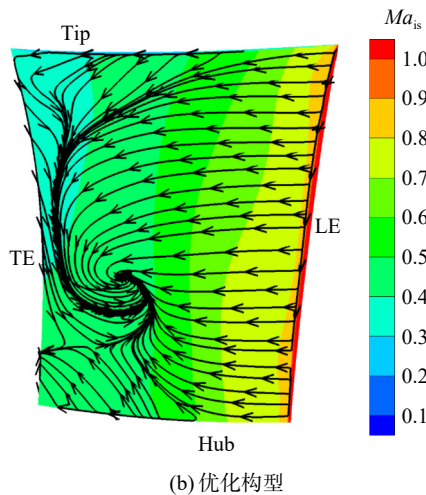


图 18 高负荷静子优化前后的极限流线

Fig. 18 Limiting streamlines before and after optimization of the highly loaded stator

3 结 论

本文以某超紧凑 GTF 增压级为研究对象,开展了 GTF 增压级气动设计及多层次优化设计,总结了高负荷静子优化前后典型流场结构特征和对叶展流场的重构作用,揭示了高负荷静子优化前后性能提升的流动机理。得出结论如下:

1) 针对超紧凑 GTF 增压级开展了初步设计、通流设计、三维数值模拟,明晰了复合弯掠高负荷静子对 GTF 增压级的影响机理。研究发现复合弯掠能显著提升高负荷静子的气动性能。相比于采用无弯掠静子的 GTF 增压级,采用复合弯掠静子的 GTF 增压级的峰值效率和失速裕度分别提升了 2.18% 和 4.59%。

2) 为克服超紧凑 GTF 增压级优化设计面临的高维、耗时、黑箱三大难题,发展了一套精准高效可靠的优化设计方法,提出 DFFD 参数化造型方法、Linux 分区 CPU 加速技术、多目标粒子群算法结合下降单纯形算法的多层次优化策略,具有优化变量少、求解速度快、寻优能力强的优势。经过优化设计后,在 100% 设计转速下 GTF 增压级优化构型的峰值效率和失速裕度分别提升了 0.27% 和 1.31%。

3) 相比于采用复合弯掠的高负荷静子原型,高负荷静子优化构型主要通过改变整个展向的叶型特征和三维积叠规律,使得自 20% 叶展至叶尖的流动分离向下游移动,减少了由叶尖向轮毂的径向迁移和吸力面尾缘附近低速回流区域的范围,延缓了 GTF 增压级失速的发生,提升了 GTF 增

压级的效率。

参考文献:

- [1] Rolls Royce. The jet engine[M]. Derby, England: John Wiley & Sons, 2015.
- [2] 陈懋章, 刘宝杰. 大涵道比涡扇发动机风扇/压气机气动设计技术分析[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 513-526.
CHEN Maozhang, LIU Baojie. Fan/compressor aero design technology for high bypass ratio turbofan[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 513-526. (in Chinese)
- [3] DELL'ERA G, HABOTTE N, DESSET J, et al. Experimental characterization of stall phenomena in a single-stage low-pressure axial compressor[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 2015, 229(5): 549-559.
- [4] HATCH J E, GIAMATI C C, JACKSON R J. Application of radial-equilibrium condition to axial-flow turbomachine design including consideration of change of entropy with radius downstream of blade row[R]. NACA RM E54A20, 1954.
- [5] WENNERSTROM A J, HEARSEY R M. The design of an axial compressor stage for a total pressure ratio of 3 to 1[R]. ARL71-0061, 1971.
- [6] REYNOLDS B, ETTER S, TORONY J, et al. Design of a small axial compressor for high efficiency over a wide operating range[R]. Orlando, US: American Society of Mechanical Engineers, 1991.
- [7] HU J F, ZHU X C, OUYANG H, et al. Performance prediction of transonic axial compressor based on streamline curvature method[J]. Journal of Mechanical Science & Technology, 2011, 25(12): 3037-3045.
- [8] ATTIA M S, LI W. A new vortex solution for axial compressor design: Part 1 design and methodology[R]. Indianapolis, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019.
- [9] ATTIA M S, LI W. A new vortex solution for axial compressor design: Part 2 validation and CFD analysis[R]. Indianapolis, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019.
- [10] SHAN S, WANG G G. Survey of modeling and optimization strategies to solve high-dimensional design problems with computationally-expensive black-box functions[J]. Structural & Multidisciplinary Optimization, 2010, 41(2): 219-241.
- [11] BUCHE D, GUIDATI G, STOLL P. Automated design optimization of compressor blades for stationary, large-scale turbomachinery[C]//ASME Turbo Expo, Atlanta Georgia: American Society of Mechanical Engineers, 2003: 1249-1257.
- [12] HOBBS D E, WEINGOLD H D. Development of controlled diffusion airfoils for multistage compressor application[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106(2): 271-278.
- [13] ADJEI R A, WANG W Z, LIU Y Z. Aerodynamic design optimization of an axial flow compressor stator using parameterized free-form deformation[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2019, 141(10): 1-17.
- [14] KOLLOR U, MONIG R, KUSTERS B, et al. Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines: Part I design and optimization[R]. Indianapolis, US: American Society of Mechanical Engineers, 1999.
- [15] CASARTELLI E, MANGANI L. Object-oriented open-source CFD for turbomachinery applications: a review and recent advances[R]. San Antonio, US: American Society of Mechanical Engineers, 2013.
- [16] LALWANI S, SINGHAL S, KUMAR R, et al. A comprehensive

- survey: applications of multi-objective particle swarm optimization (mopso) algorithm[J]. *Transactions on Combinatorics*, 2013, 2(1): 39-101.
- [17] LEE Y T, LUO L, BEIN T W. Direct method for optimization of a centrifugal compressor vaneless diffuser[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2001, 123(1): 73-79.
- [18] LI Z, ZHU Z, SONG Y, et al. A multi-objective particle swarm optimizer with distance ranking and its applications to air compressor design optimization[J]. *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, 2012, 34(5): 546-556.
- [19] GUMMER V, WENGER U, KAU H P. Using sweep and dihedral to control three-dimensional flow in transonic stators of axial compressors[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2001, 123(1): 40-48.
- [20] BRILLIANT L, BALAMUCKI S, BURGER G, et al. Application of multistage CFD analysis to low pressure compressor design[R]. ASME Paper GT2004-54263, 2004.
- [21] LEPOT I, MENGISTU T, HIERNAUX S, et al. Highly loaded LPC blade and non axisymmetric hub profiling optimization for enhanced efficiency and stability[R]. ASME Paper GT2011-46261, 2011.
- [22] GORYACHKIN E, POPOV G, BATURIN O, et al. Three-stage low pressure compressor modernization by means of optimization methods[R]. ASME Paper GT2015-43384, 2015.
- [23] LEJON M, GRNSTEDT T, GLODIC N, et al. Multidisciplinary design of a three stage high speed booster[R]. ASME Paper GT2017-64466, 2017.
- [24] 向宏辉, 夏联, 顾杨, 等. 三级增压级试验件性能试验研究[J]. *燃气轮机技术*, 2009, 22(2): 22-25, 28.
XIANG Honghui, XIA Lian, GU Yang, et al. Experimental investigation of the performance in a three stage booster rig[J]. *Gas Turbine Technology*, 2009, 22(2): 22-25, 28. (in Chinese)
- [25] 余华蔚, 程荣辉, 夏联. 民用飞机发动机增压级设计与试验研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2010, 23(1): 1-8.
YU Huawei, CHENG Ronghui, XIA Lian. Design and experimental investigation of low pressure compressor for civil aero-plane[J]. *Gas Turbine Test and Research*, 2010, 23(1): 1-8. (in Chinese)
- [26] 杨晓锋. 通流模型在组合压气机设计与分析中的应用[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
YANG Xiaofeng. Application of flow through model in combined compressor design and analysis[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [27] 邵伏永, 杨金广, 刘振德, 等. 改进的流线曲率通流计算方法及在双涵道压缩系统设计中的应用[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(6): 1072-1076.
SHAO Fuyong, YANG Jinguang, LIU Zhende, et al. Improved streamline curvature throughflow method and its application in a bypass compression system design[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(6): 1072-1076. (in Chinese)
- [28] ANDERSON M R, BONHAUS D L. A comprehensive through-flow solver method for modern turbomachinery design[R]. ASME Paper GT2015-43763, 2015.
- [29] GU F, ANDERSON M R. CFD-based throughflow solver in a turbomachinery design system[R]. ASME Paper GT2007-27389, 2007.
- [30] YANG C, HAN G, ZHAO S, et al. Design and test of a novel highly-loaded compressor[R]. ASME Paper GT2019-91181, 2019.
- [31] HSU W M, HUGHES J F, KAUFMAN H. Direct manipulation of free-form deformations[J]. *Computer Graphics*, 1992, 26(2): 177-184.
- [32] HU S M, ZHANG H, TAI C L, et al. Direct manipulation of FFD: efficient explicit solutions and decomposable multiple point constraints[J]. *The Visual Computer*, 2001, 17(6): 370-379.

(编辑: 张 雪)