

多级跨声速轴流压气机几何参数化造型方法及增压特性分析

关柳萍, 琚亚平, 张楚华

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 为发展高性能多级跨声速压气机先进设计体系,提出了压气机多圆弧叶型、多圆弧厚度分布叶型及修正 NACA 6-系列叶型造型方法,利用 NASA/GE 研发的高效节能发动机 E³ 高压压气机前 6.5 级的准三维设计数据,建立了相应的压气机三维几何参数化模型,并通过数值模拟研究了造型压气机在多个转速下的内部流动及增压特性。结果表明:在 100% 设计转速近最高效率点处,造型压气机的质量流量与设计目标及与原型压气机试验结果的误差分别为 0.4% 和 0.6%,绝热效率的误差分别为 1.9% 和 0.9%;造型压气机模拟及原型压气机试验所得总压比均低于设计目标;前排跨声转子叶片气动负荷过大导致激波脱体严重是压气机的主要设计不足,改善叶片气动负荷分布、缓解叶片溢流是提升压气机气动性能尤其是设计点总压比的有效方法。研究成果对开展多级跨声速压气机设计优化具有参考价值。

关键词: E³ 高压压气机;几何参数化;增压特性;激波脱体

中图分类号: TK05 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202303012 **文章编号:** 0253-987(2023)01-0129-10

Geometric Parametric Modeling and Pressurization Characteristics Analysis of a Multistage Transonic Axial Compressor

GUAN Liuping, JU Yaping, ZHANG Chuhua

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: In order to develop an advanced design system for high performance multistage transonic compressors, a multi-circular arc (MCA) airfoil parametric modeling method, an MCA thickness-distribution airfoil parametric modeling method and a modified NACA 6-series airfoil parametric modeling method are proposed. The quasi-3D design results of the front 6.5 stages of the energy efficient engine (E³) high pressure compressor co-designed by NASA/GE are utilized to construct the parametric compressor model. Then the computational fluid dynamic method is used to numerically simulate the internal flows and pressurization characteristics of the parametric compressor under variable rotational speed conditions. The results show that compared with the design target and prototype compressor's experimental result at near peak efficiency point of 100% design speed, the errors of the mass flow rate are 0.4% and 0.6%, respectively, and the errors of adiabatic efficiency are 1.9% and 0.9%, respectively. The total pressure ratios of the parametric compressor and of the prototype compressor are both lower than the design target.

收稿日期: 2022-06-22。 作者简介: 关柳萍(1998—),女,博士生;琚亚平(通信作者),女,教授,博士生导师。 基金项目: 国家重大科技专项资助项目(2017-II-0006-0020, J2019-II-0017-0038)。

网络出版时间: 2022-08-18

网络出版地址: <https://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20220817.1615.002.html>

The total pressure ratio deficiency is mainly accounted for the severe shock detachment caused by the excessive aerodynamic load of the front transonic rotor. By reasonably adjusting the aerodynamic load distribution and decreasing the flow spillage, the compressor aerodynamic performance especially the total pressure ratio at the design condition can be improved. The outcomes have reference values for the design optimization of multistage transonic compressors.

Keywords: E^3 high pressure compressor; geometric parameterization; pressurization characteristics; shock detachment

自1952年跨声速轴流压气机首次被Lieblein设计并开展试验以来^[1],其已广泛应用于航空发动机,并不断向更大叶尖速度、叶型扭速和级负荷方向发展^[2-3],这使得压气机的旋转、弯曲和逆压流动特征更为突出,并导致前面级叶道激波强度增大、波系结构趋于复杂,显著影响压气机性能,为压气机设计带来极大挑战。研究现代高负荷多级跨声速压气机的激波结构与气动性能之间的关系,对发展压气机设计体系具有重要价值。

NASA/GE高效节能发动机 E^3 (energy efficient engine)是大涵道比涡轮风扇发动机,整机结构如图1(a)^[4]所示,其中高压压气机的设计流程如图1(b)所示,其设计过程并没有全三维CFD(computational fluid dynamics)模拟技术的参与,而高度依赖于设计经验、试验数据库和试验改型,设计结果是众多现代高性能商用发动机如GE90、LEAP等高压压气机的原型。虽然其叶片设计的核心方法及参数包括前面级跨声叶片的定制叶型技术等并未解密,但已经公开的基本设计方法与数据对现代多级跨声速压气机气动设计体系的发展仍具有重要参考意义。

多级轴流压气机气动设计方法之间的一个重要区别在于通流设计阶段中是否在叶道内布置计算站,并决定后续叶型造型为任意曲线中弧线叶型(也称为定制叶型)或标准叶型。Turner等^[5-6]发展了相对完整的压气机设计体系,功能包括一维流道生成、叶道内布置计算站的轴对称通流计算、S1流面计算,以及基于多项式和样条曲线的三维叶片截面参数化造型,并与NASA合作^[7]对 E^3 10级高压压气机进行重新设计,模拟结果表明造型压气机的总体气动性能与原型压气机误差较小,各级总温升分布与设计值趋势一致,但尚未公开更详细的模拟数据。李林熹等^[8]同样基于叶道内布置计算站的二维气动设计方法对 E^3 高压压气机进行重新设计,并利用参数曲线对压气机前5级进行了三维叶片参数化造型,所造型压气机在设计转速近最高效率点基本

达到设计要求,性能曲线范围及趋势合理。定制叶型更符合现代压气机的发展需求,尤其是对于跨声速压气机,其流场中激波结构对压气机几何极为敏感^[9],但定制叶型的成功设计还需要长期设计经验与数据积累的支撑。

标准叶型法通常依据叶片前缘相对马赫数选取标准叶型,特别是高亚声速NACA 65系列叶型、跨声速双圆弧及多圆弧叶型试验数据和经验模型较为齐全,具有较高设计精度,因此仍得到广泛应用。Banjac等^[10-11]开发了基于平均流线法的一维计算程序与仅在叶片前、尾缘布置计算站的流线曲率通流计算程序,并应用于 E^3 高压压气机与另一台8级跨声速压气机的重新设计中,叶型采用标准叶型,其中转子叶片为多圆弧叶型,静子叶片为圆弧中弧线叠加NACA 65系列厚度分布叶型,但没有进一步明确叶型具体造型方法,模拟结果表明造型压气机可以在设计流量附近达到目标压比。闫转运等^[12]也发展了仅在叶片前、尾缘布置计算站的S2流面流线曲率通流计算与叶型造型一体化方法,对 E^3 高压压气机前6.5级进行了重新造型,并依据叶片前缘进口相对马赫数大小选取相应标准叶型,同样没有明确叶型具体造型方法,经与试验数据对比,造型压气机的气动性能满足工程精度要求。因此在当前压气机设计体系下,利用标准叶型造型仍具有较高可行性。

无论是叶片设计,还是后续基于全三维CFD模拟结果或试验结果的叶片修型,均要求设计人员对跨声速压气机的流场结构与气动性能之间关系有更清楚理解。前述工作主要是从气动设计角度开展研究,而设计结果的流场结构与气动性能之间的关系,尤其是流场激波结构与压气机增压特性之间的关系仍需要更进一步的分析。

本文以NASA/GE的 E^3 高压压气机前6.5级为研究对象,针对其已公开发表的关键几何参数提出相应标准叶型参数化造型方法,获得压气机几何模型,并将数值模拟所得气动性能结果与原型机设

计目标和试验结果进行比较,通过分析增压特性和气动负荷,重点研究其流场激波结构与气动性能之间关系,并指出当前设计的改进方向,为跨声速压气机设计优化提供性能良好的基础样机。

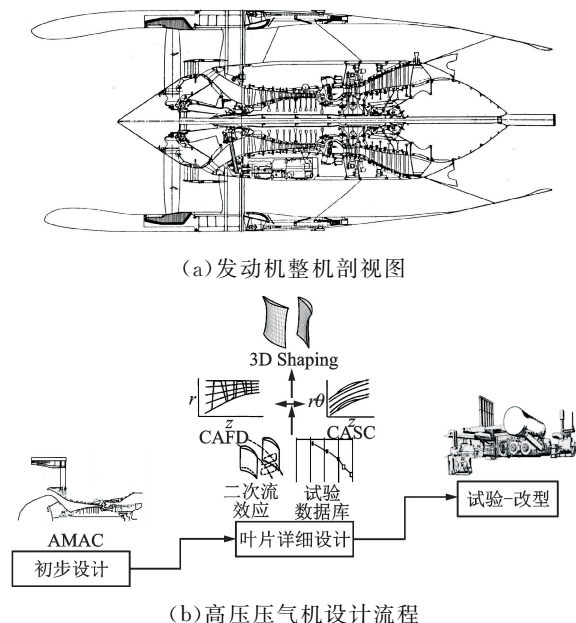


图1 NASA/GE-E³ 整机结构及压气机设计流程

Fig. 1 NASA/GE-E³ structure and compressor design process

1 几何参数化造型及数值方法

1.1 研究对象

1970年,美国宇航局(NASA)开展飞机高效节能 ACEE(aircraft energy efficiency)项目研究,其子项目高效节能发动机 E³ 由 NASA Lewis 研究中心承担,具体由美国发动机制造商通用电气(GE)公司与普惠(P&W)公司分别独立设计研制。GE公司以 CF6 系列发动机为原型,对其全部部件进行重新设计,最终得到符合主要预期指标要求的 NASA/GE 高效节能发动机。其中高压压气机共 10.5 级,基本气动布局由 NASA/GE 先进多级核心轴流压气机 AMAC(advanced multistage axial flow core compressor)研究工作确定^[13],S2 流面通流计算采用 GE 公司内部开发的 CAFD(circumferential average flow determination)程序,该程序可在叶道内布置计算站,考虑了叶片力及叶片厚度的影响,通过求解完全径向平衡方程获得子午面定常、周向平均流场,经与 S1 流面叶栅计算程序 CASC(cascade analysis by streamline curvature)反复迭代,确定子午轮廓以及叶型形状,最后对叶型进行积叠获得三维叶片。在准三维设计结束后,E³ 高压压气机进行

了 3 轮试验与改型,其准三维设计结果^[14]与试验结果^[15]均已公开。

第一轮试验为压气机前 6.5 级部件试验,试验结果显示存在设计工况下总压比未达到设计目标、失速裕度较低等问题,之后根据试验结果对压气机进行改型,主要包括修改叶型、调整叶片安装角以及机匣处理。相较于改型压气机,初始设计的设计方法与数据以及试验数据较为完整,因此选用 E³ 高压压气机初始设计的前 6.5 级为研究对象(本文称为原型压气机),其运行设计点的气动目标值为质量流量 54.4 kg/s,总压比 9.6,绝热效率 85.5%,失速裕度 14%^[14-15]。

1.2 参数化造型方法

E³ 前 6.5 级高压压气机的动叶均为定制叶型,进口导叶为 NACA A₄K₆ 63 系列叶型^[16],前 4 排静叶为修正圆弧中弧线叠加多圆弧厚度分布叶型,第 5、6 排静叶为修正圆弧中弧线叠加 NACA 65 系列厚度分布叶型。公布了每排叶片 12 个叶高处的叶型关键几何参数,包括安装角 β_0 ,前后缘叶片角 β_{1A} 、 β_{2A} ,弦长 c ,最大厚度弦向位置 x_{tmax} ,最大厚度 t_m 以及尾缘厚度 t_{tc} 。

针对原型机已知叶型关键几何参数,提出了多圆弧叶型、多圆弧中弧线叠加多圆弧厚度分布叶型(简称为多圆弧厚度分布叶型),以及修正 NACA 6-系列叶型 3 种造型方法。3 种造型方法均可分解为中弧线造型、叶身造型和前尾缘造型步骤。其中中弧线包括两类,分别为多圆弧中弧线与 Bezier 曲线中弧线;叶身造型同样分为两类,分别为直接生成吸、压力面型线(对应多圆弧叶型)与通过厚度分布确定叶身型线(对应多圆弧厚度分布叶型和修正 NACA 6-系列叶型)。

1.2.1 中弧线造型

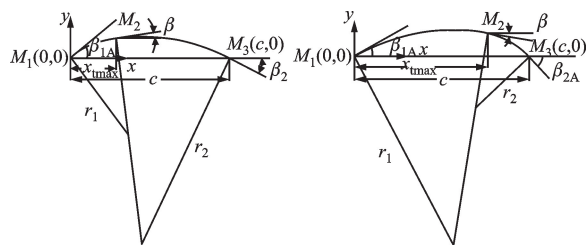
(1)多圆弧中弧线。由两段圆弧组成,假设两段圆弧相切于叶型最大厚度位置处,则存在如图 2(a)所示的两种情况,其中 β 为切点 M_2 处切线与轴向夹角,两种情况的解如下

$$\begin{cases} r_1 = \frac{x_{tmax}}{\sin\beta_{1A} \pm \sin\beta}, r_2 = \frac{c - x_{tmax}}{\sin\beta_{2A} \mp \sin\beta} \\ (a_1, b_1) = (r_1 \sin\beta_{1A}, -r_1 \cos\beta_{1A}) \\ (a_2, b_2) = (c - r_2 \sin\beta_{2A}, -r_2 \cos\beta_{2A}) \end{cases} \quad (1)$$

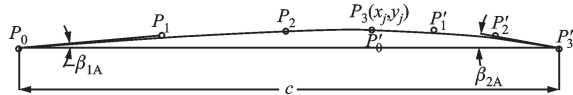
式中: a_1 、 b_1 、 r_1 和 a_2 、 b_2 、 r_2 分别为两段圆弧的圆心点坐标和半径。 β 为中间变量,可通过二分法等方法迭代确定。

(2)Bezier 曲线中弧线。由两段三阶 Bezier 曲

线组成,如图 2(b)所示,其中 (x_j, y_j) 为两段曲线的交点,该点处曲线斜率为 0,坐标可由同一叶片其他叶高叶型中弧线最大挠度点坐标外推确定。Bezier 曲线中弧线仅应用于第一级转子叶片叶尖,叶型厚度分布为多圆弧厚度分布。



(a) 多圆弧叶型中弧线



(b) 两段三阶 Bezier 曲线中弧线

图 2 叶型中弧线定义

Fig. 2 Definition of the airfoil meanline

1.2.2 叶身造型

(1)多圆弧叶型吸、压力面型线。如图 3(a)所示,其中 S 、 P 和 M 分别代表吸力面、压力面和中弧线两段圆弧端点。令 S_2 、 P_2 点处叶身型线斜率等于 M_2 点处中弧线斜率,通过以下约束条件使叶型最大厚度、前缘厚度^[17]和尾缘厚度满足设计与加工要求

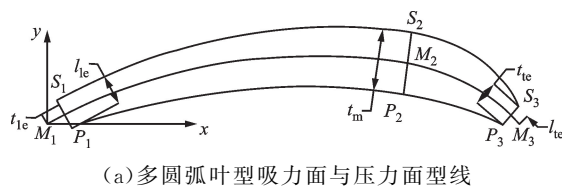
$$|S_2P_2| = t_m, |S_1P_1| > 0.4 \text{ mm}, |S_3P_3| = t_{te} \quad (2)$$

吸、压力面每段圆弧未知参数均为 3 个——圆心坐标和半径 a 、 b 、 r , 已知条件均为两端点的坐标以及其中一个端点处的斜率,分别代入圆方程与斜率方程中得 3 个待解变量,方程组封闭。

(2)厚度分布。对于多圆弧厚度分布叶型,根据上述方法解得中弧线与吸力面型线坐标即可求解厚度分布;对于修正 NACA 6-系列叶型,其厚度分布则需要根据保角变换与曲线修正方法确定。

首先根据保角变换法实现标准 NACA 6-系列尖尾缘叶型造型^[18-19],使其厚度分布满足设计要求,即应满足最大厚度位置及大小与设计目标的误差足够小。为验证该方法,对已知厚度分布的标准 NACA 64₂-015 叶型进行重新造型,结果如图 4 所示,与标准叶型相比,重新造型叶型的厚度分布最大误差为 0.000 43 倍的弦长,叶型表面气动参数分布与设计原型基本一致。之后利用 3 阶 Bezier 曲线对叶型后段厚度分布进行修正,将标准 NACA 6-系列

叶型的尖尾缘改型为有限厚度尾缘,使尾缘厚度满足设计要求,如图 3(b)所示。将厚度分布叠加至中弧线上即可获得吸力面、压力面型线,完成叶身型线造型。



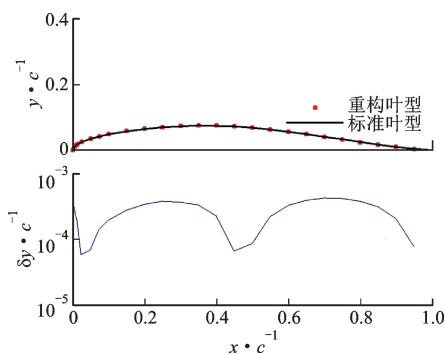
(a) 多圆弧叶型吸力面与压力面型线



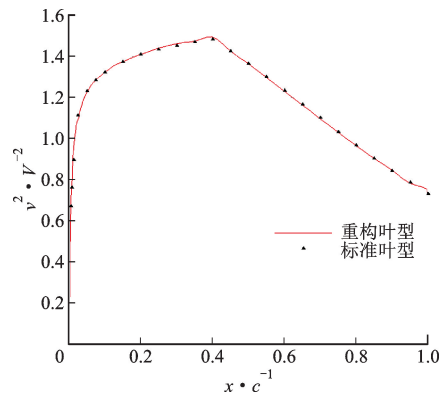
(b) 修正 NACA 6-系列叶型厚度分布

图 3 叶型叶身定义方式

Fig. 3 Definition of the airfoil main body



(a) 几何误差



(b) 气动误差

图 4 NACA 64₂-015 叶型重新造型结果

Fig. 4 NACA 64₂-015 airfoil re-construction result

1.2.3 前尾缘造型

叶型前、尾缘均采用两段三阶 Bezier 曲线定义,其中前缘造型保证前缘型线与叶身型线在交点处曲率连续,而尾缘造型仅保证尾缘型线与叶身型线在交点处一阶连续。

以图 5 所示的前缘型线为例,对于型线 p_0p_3 ,

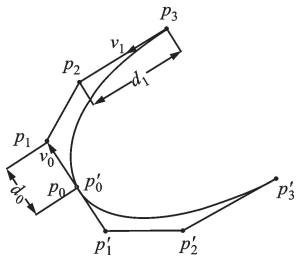


图 5 两段三阶 Bezier 曲线前缘造型

Fig. 5 Leading edge constructed by two 3rd order Bezier curves

已知前缘 p_0 与叶身交点 p_3 的坐标、切矢 $\mathbf{v}_1$ 及曲率 k_1 ,待求控制点 p_1 与 p_2 坐标。根据 Bezier 曲线性质^[20],有

$$\begin{cases} p_1 = p_0 + d_0 \mathbf{v}_0 \\ p_2 = p_3 + d_1 \mathbf{v}_1 \end{cases} \quad (3)$$

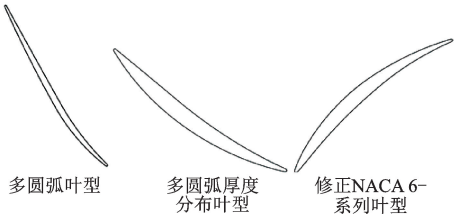
给定前缘点切矢 $\mathbf{v}_0$ 和曲率 k_0 作为叶型设计参数,待求变量为 d_0 和 d_1 。令前缘点 p_0 处、前缘与叶身交点 p_3 处均满足曲率连续,可得两个曲率连续方程,方程组封闭,解得 d_0 与 d_1 。 $p'_0 p'_3$ 型线方程确定与上述过程一致。对于尾缘,直接给定 d_0 、 d_1 和尾缘点切矢 $\mathbf{v}_1$ 获得型线方程,因此尾缘点处、尾缘与叶身交点处保证一阶连续。

利用上述叶型造型方法对 E³ 前 6.5 级高压压气机共 13 排叶片、每排叶片沿叶高共 12 个叶型进行造型。参考原型叶型与叶片前缘相对马赫数大小,确定造型机所有动叶及导静叶叶型。图 6(a)给出典型叶型造型结果,沿子午面前缘线对各叶型进行积叠,获得三维叶片,并利用报告^[14]中原型机子午轮廓坐标和叶顶间隙值获得造型机几何模型,其三维视图见图 6(b)。

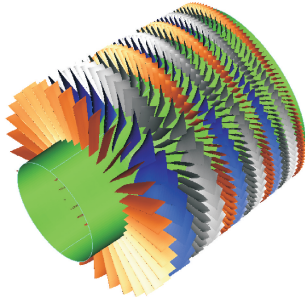
1.3 数值方法

采用商业 CFD 软件 NUMECA FINE/Turbo 求解三维雷诺时均 N-S 方程组,预测压气机气动性能及内部流动,湍流模型为 S-A 模型,方程的空间离散格式为二阶中心格式结合二阶和四阶人工黏性格式,时间推进为 4 阶显式 Runge-Kutta 法,转静交界面处应用混合平面法。压气机设计转速 12 303 r/min,进口边界条件为总压 101 325 Pa,总温 288.15 K,轴向进气,出口给定均径处静压,通过简单径向平衡方程计算得其他径向处静压。通流网格为 O4H 型拓扑结构,叶顶间隙网格为蝶形拓扑结构,第一层网格满足 $y^+ \leq 5$ 。图 6(c)给出了造型机在同一工况下绝热效率随网格总节点数的变化曲线,当总节点数由 610 万增至 700 万时,绝热效率变化约为 0.01%,因此所

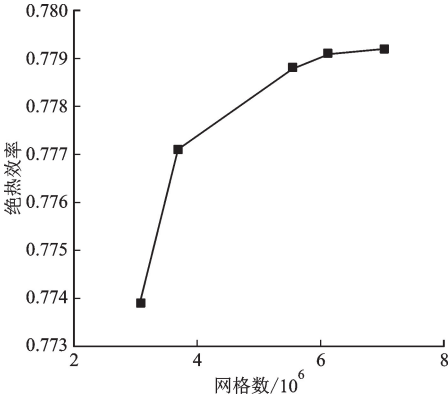
有算例均采用总节点数为 650 万~700 万之间的网格规模,其中 100% 转速下所生成的叶片和轮毂网格如图 6(d)所示。



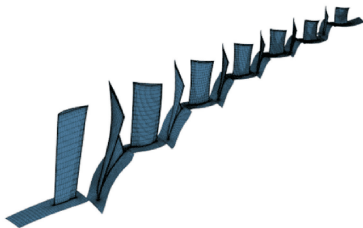
(a)典型叶型造型结果



(b)压气机三维视图



(c)网格无关性验证



(d)100%转速下叶片和轮毂网格

图 6 E³ 6.5 级压气机几何造型与网格
Fig. 6 Geometric model and meshes of E³ 6.5-stage compressor

2 结果与讨论

2.1 造型机与原型机性能对比

E³ 原型压气机采用可调导/静叶结构,在部件试验过程中导叶与 6 级静叶均可调整。原型初步试

验结果显示,需要对进口导叶及第一排静叶进行安装角刚性调整,即所有叶高处叶型安装角变化一致,否则压气机增压能力不足、失速裕度过低,但具体调整角度并未公开^[14]。为了验证该试验结论,本文首先数值模拟造型机在不同进口导叶调整角下气动性能,调整角度包括-3°、0°、3°、6°、9°以及12°,角度为正代表在原型的基础上增加后排叶片进口气流预旋程度。压气机在100%转速近最高效率点气动性能的模拟结果见表1,在进口导叶调整角为9°时,造型压气机近最高效率点质量流量与目标值54.4 kg/s的误差为0.4%,总压比与目标值9.6的误差为10.3%,绝热效率与目标值85.5%的误差为1.9%,失速裕度与目标值14%的误差为2.9%。本文失速裕度利用下式计算

$$S_M = \left(\frac{\pi_s}{\pi_p} \frac{m_p}{m_s} - 1 \right) \times 100\%$$

(4)

式中: π 和 m 分别代表压气机总压比和质量流量;下标s和p分别代表近失速点和近最高效率点。以上数值模拟结果符合原型机初步试验得到的原型设计增压能力不足与导静叶角度相关的改型结论。

表 1 不同进口导叶安装角下压气机近最高效率点气动性能

Table 1 Compressor aerodynamic performance at near peak efficiency point with different setting angles of inlet guide vane

进口导叶 调整角/(°)	质量流量/ (kg·s ⁻¹)	总压比	绝热效率	失速 裕度
-3	54.20	7.999	0.792	0.010
0	54.60	7.809	0.797	0.012
3	54.70	8.441	0.816	0.034
6	54.60	8.626	0.830	0.068
9	54.20	8.607	0.836	0.111
12	53.72	8.477	0.841	0.118

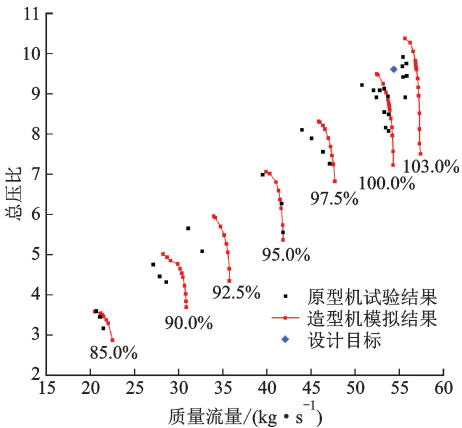
初步试验后 NASA/GE 开展原型压气机全工况试验,并公开了全工况试验的导/静叶调整规律^[15]。本文据此确定不同转速下造型机几何模型,造型机导/静叶具体调整角见表2,其中第6级静叶调整角为0°,之后对造型机流场进行数值模拟。图7为模拟所得各转速下性能曲线,在100%设计转速近最高效率点,造型机质量流量为53.85 kg/s,与原型机试验结果53.5 kg/s的误差为0.6%;绝热效率为84.7%,与原型机试验测得85.6%的误差为0.9%,二者满足工程精度要求,但造型机总压比为8.72,原型机试验测得总压比约为8.2,均低于目标值9.6。

综上所述,利用本文方法所得造型压气机在设计点下质量流量和绝热效率均符合设计要求,但存在增压能力不足的问题,这与原型压气机试验结果一致。在非设计工况下,造型机模拟结果与原型机试验结果之间存在一定的差异,这主要是由于造型机没有考虑放气、转速变化时叶片变形等因素,但就性能曲线而言,本文的造型方法及结果是合理的。

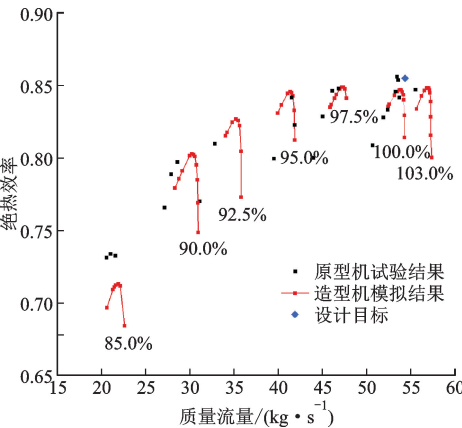
表 2 不同转速下导、静叶调整角

Table 2 The setting-angle schedule of inlet guide vane and stators

转速	导、静叶调节角/(°)					
	进口导叶	静叶 1	静叶 2	静叶 3	静叶 4	静叶 5
103.0%	12.02	4.19	-0.25	-2.82	-2.82	-5.75
100.0%	12.02	4.19	-0.25	-2.82	-2.82	-5.75
97.5%	22.87	7.84	2.65	0.12	-0.72	-4.65
95.0%	33.92	11.55	5.95	3.39	1.63	-3.39
92.5%	44.45	15.54	9.25	6.69	3.94	-2.05
90.0%	51.83	19.25	12.37	9.71	6.18	-0.90
85.0%	60.91	26.55	18.88	16.03	10.73	1.78



(a)总压比-流量



(b)绝热效率-流量

图 7 6.5 级压气机性能曲线

Fig. 7 6.5-stage compressor performance curve

2.2 增压特性分析

为探究造型压气机增压不足的主要原因,对 100%设计转速下近最高效率点的流场进行详细分析。图 8 为压气机典型转子出口气动参数径向分布与原型机试验值和准三维气动设计目标值的对比,结果显示造型机模拟与原型机试验所得总压比在第 3 级转子叶片出口吻合程度良好,但在第 6 级转子叶片出口存在一定偏差,这主要归因于二

者叶片的几何差异、原型机试验中存在放气而造型机未考虑放气,以及数值模拟误差等(图 8(a))。相比于准三维气动设计目标值,造型机第一级转子叶片总压比偏大,高于设计目标值,但从第二级开始增压不足,总压比低于设计目标值(图 8(a))。另外,第一级转子叶片叶中部以上绝热效率低于准三维设计目标值,该现象一直保持至压气机出口(图 8(b))。

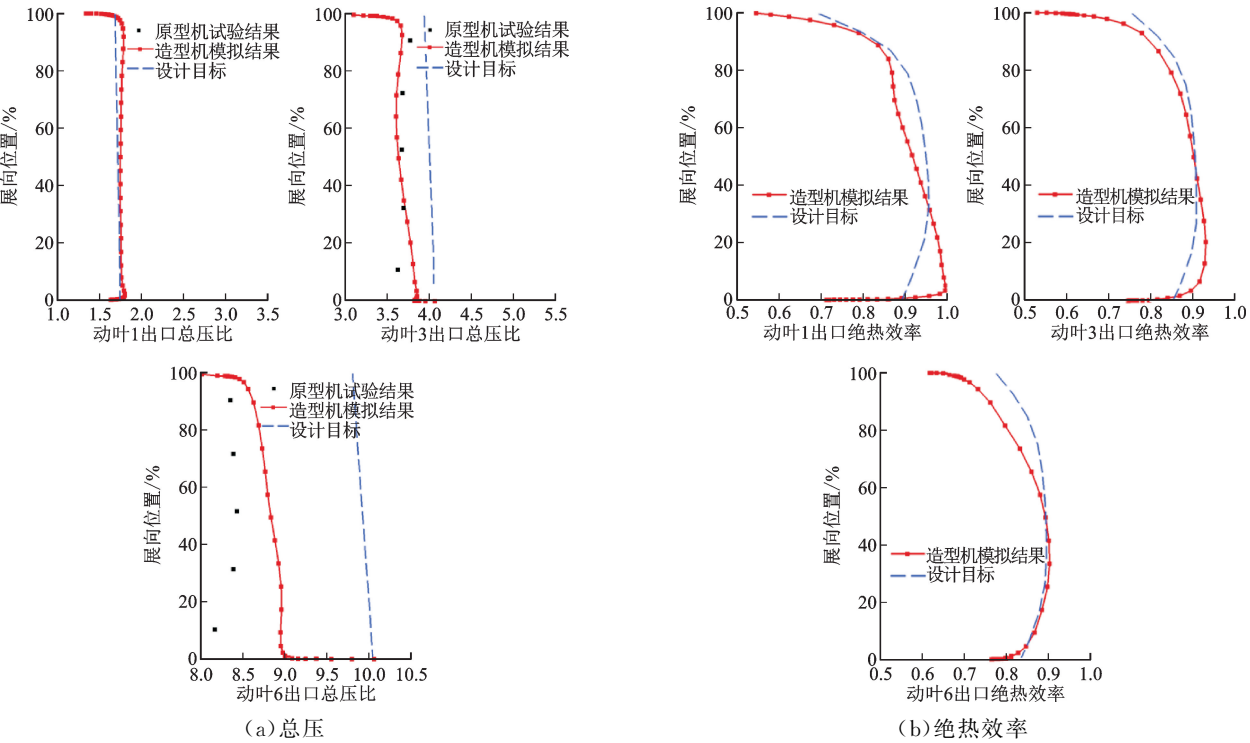
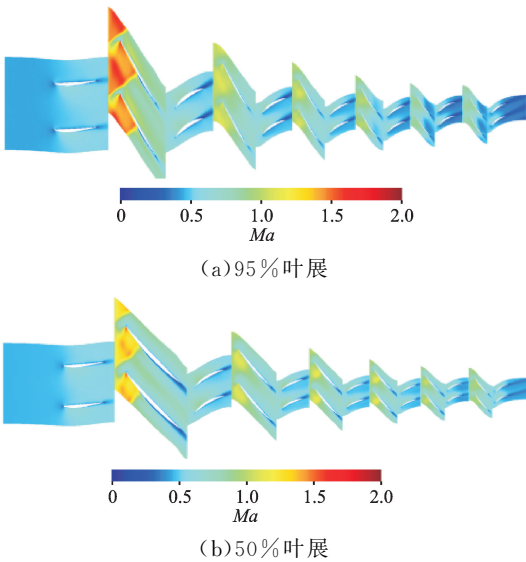


图 8 压气机转子出口气动参数展向分布
Fig. 8 Radial distribution of aerodynamic parameter at the compressor rotor outlet

图 9 给出了该工况下 95%、50%和 5%叶展流面上的相对马赫数分布,前排转子激波与超声叶栅处于近失速点(高背压)时激波模型一致,即仅在入口前产生一道脱体激波,包括一道槽道正激波和一道外伸激波,槽道正激波后至叶道出口流场为亚声速,表明出现溢流问题,叶片处于未起动状态^[21-22],图 10 给出了 50%叶展流面上的第一级转子前缘局部放大图,当叶片溢流时,为适应高背压,前缘滞止流线发生弯曲,使激波后至前缘这一段亚声区槽道 ABCD 的扩压程度更大,导致流动冲角增加,轴向速度及流量减小^[22],并使后面级的增压能力达不到设计压比,前后级匹配变差(图 8a)。当压气机背压继续增大,其激波脱体情况更加严重,最终导致压气机失速。因此,第一级转子叶片气动负荷过大,导致其激

波脱体严重,是当前设计增压能力不足的主要原因。



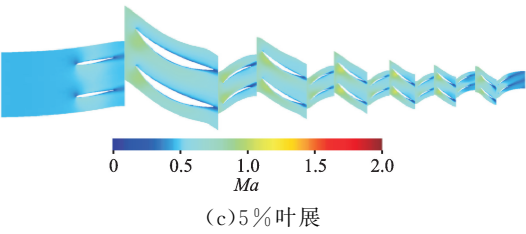


图 9 造型压气机相对马赫数分布

Fig. 9 Parametric compressor relative Mach number contour

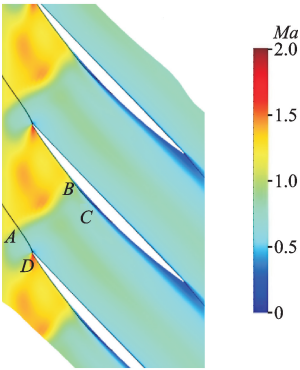


图 10 50%叶展流面上第一级转子前缘处相对马赫数分布

Fig. 10 Relative Mach number contour of the R1 leading edge at 50% spanwise stream surface

2.3 跨声转子叶片气动负荷分析

为进一步探究提升造型压气机气动性能的有效方式,从叶片负荷系数出发,讨论第一级跨声转子叶片气动负荷与激波结构之间的关系。叶片气动负荷系数可表示为

$$\psi \approx \frac{r\Delta V_u}{\omega r_{2mid}^2} \tag{5}$$

式(5)忽略了内漏气与轮阻损失,并假设对同一条流线 $r_1 \approx r_2 = r_{\circ}r_{2mid}$ 代表叶片出口叶中截面处半径, ω 为叶片转速, $\Delta V_u = V_{u2} - V_{u1}$ 为叶片扭速。可见对于几何尺寸相近的压气机,转速和扭速是影响叶片气动负荷的关键因素。下面分别通过改变转速和扭速来改变叶片气动负荷,研究其与激波的相互影响,并探究提升压气机气动性能的有效方式。

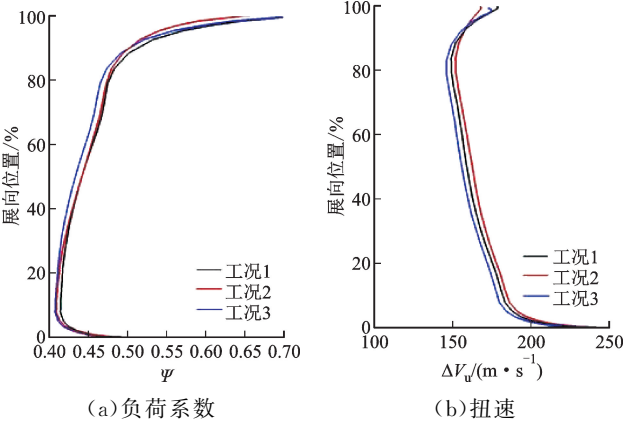
表 3 给出了 3 个工况及其气动性能计算结果,工况 1 为造型机 100% 转速近最高效率点;工况 2 几何模型与工况 1 相同,仅转速增大为 103% 设计转速;工况 3 转速与工况 1 相同,仅进口导叶调整角增大 1.5° ,即减小第一级转子扭速。结果显示通过适当增加转速、降低扭速均可以降低第一级转子叶片的气动负荷系数并提升其绝热效率,也有利于提升压气机整机绝热效率。

表 3 不同工况下压气机第一级转子气动性能

Table 3 Aerodynamic performance of R1 at different condition

工况	质量流量/ ($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	R1 负荷 系数	R1 绝热 效率	整机绝热 效率	整机 总压比
1	53.85	0.481	0.883	0.847	8.72
2	56.94	0.468	0.892	0.848	9.64
3	53.55	0.473	0.890	0.850	8.70

图 11 为 3 个工况第一级转子叶片出口负荷系数和扭速径向分布,图 12 为第一级转子叶片 95% 叶展流面和吸力面上的相对马赫数分布。



(a) 负荷系数 (b) 扭速

图 11 第一级转子叶片出口参数展向分布

Fig. 11 Radial distribution of R1 aerodynamic parameters of parametric compressor

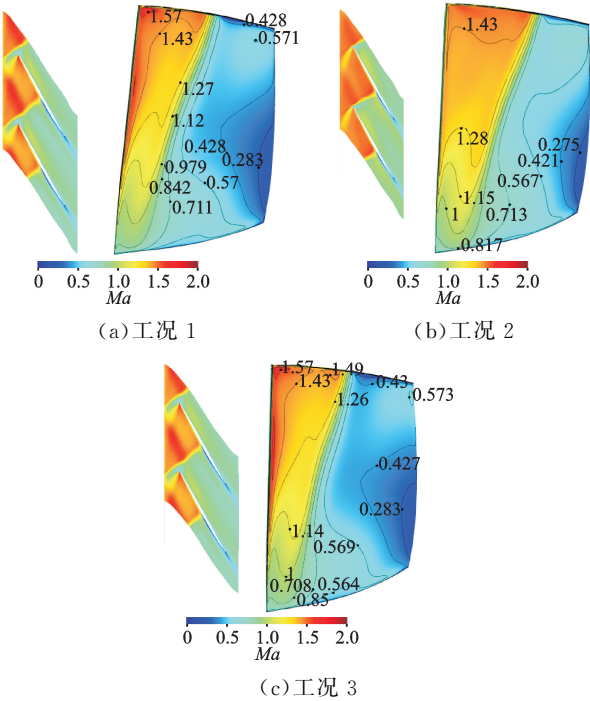


图 12 第一级转子叶片 95% 叶展及吸力面相对马赫数分布

Fig. 12 Relative Mach number contour at 95% span and suction surface of R1 of parametric compressor

相比于工况 1,工况 2 在适当提升转速后,第一级转子叶片的激波脱体程度明显减小,叶根和叶尖区域负荷系数降低,而叶中区域负荷系数无明显变化,扭速在叶尖区域有所降低,而在其他叶高区域有所增加。因此适当提升转速可以明显改善其激波结构,使得叶片气动负荷在不同叶高区域的分布趋势发生改变,缓解叶片溢流问题。相比于工况 1,工况 3 适当降低第一级转子扭速,其叶片负荷系数和扭速在全部叶高区域均降低,根据图 13 中级总压比的变化情况可知,工况 3 除第一级总压比贡献(级总压比除以整机总压比)降低外,其他级总压比贡献均增大,验证了降低第一级转子叶片气动负荷有利于发挥后面级增压潜能、改善前后级气动匹配情况,但由于该方法没有改善第一级转子叶片气动负荷分布、没有明显降低其激波脱体程度(图 11(c)),因此整机总压比并未得到提高(表 3)。

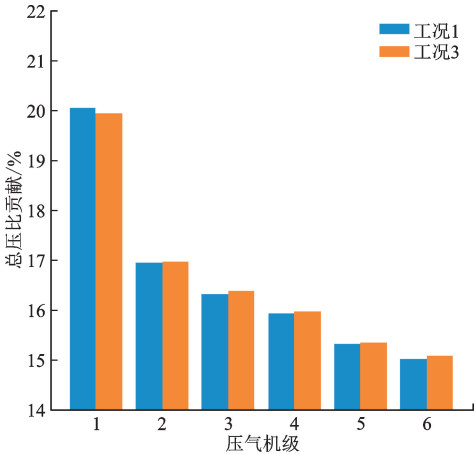


图 13 工况 1 与 3 的级总压比变化对比
Fig. 13 The comparison of stage total pressure ratios between case 1 and 3

综上所述,为提升造型机气动性能,尤其是提升其增压能力,应减小前排跨声转子叶片气动负荷,从而降低其激波脱体程度,具体应以改善叶片气动负荷分布、缓解叶片溢流为改进方向。通过优化级负荷分配、叶片三维造型、叶型修型以及流动控制^[23-25]可以实现这一目的。

3 结 论

本文提出了多圆弧叶型、多圆弧厚度分布叶型造型方法以及修正 NACA 6-系列叶型造型方法,利用 NASA/GE-E³ 高压压气机准三维设计结果的公开发布数据,开展了前 6.5 级叶片几何参数化造型,

并利用全三维 CFD 模拟方法对造型机气动性能及增压特性进行了分析,主要研究工作及结论如下。

(1)造型压气机在设计转速近最高效率点质量流量与原型设计目标的误差为 0.4%,与原型试验结果的误差为 0.6%;绝热效率与原型设计目标的误差为 1.9%,与原型试验结果的误差为 0.9%;造型压气机模拟与原型压气机试验所得总压比均低于设计目标,本文提出的叶型造型方法能够用于多级跨声速轴流压气机三维叶片几何参数化建模。

(2)前排跨声转子叶片气动负荷过高、激波脱体严重,导致压气机流量及总压比降低、前后级匹配性变差、后面级增压能力降低,是压气机设计点总压比与目标值具有一定差距的主要原因。

(3)缓解前排跨声转子叶片溢流、改善叶片气动负荷分布是提升压气机气动性能的有效方法,后续将依据分析结果对造型压气机开展优化工作。

参考文献:

[1] LIEBLEIN S, LEWIS G W Jr, SANDERCOCK D M. Experimental investigation of an axial flow compressor inlet stage operating at transonic relative inlet Mach numbers: I Over-all performance of stage with transonic rotor and subsonic stators up to rotor relative inlet Mach number of 1.1 [EB/OL]. (2013-08-16) [2021-05-01]. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19930086942>.

[2] BIOLLO R, BENINI E. Recent advances in transonic axial compressor aerodynamics [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2013, 56: 1-18.

[3] BROICHHAUSEN K D, ZIEGLER K U. Supersonic and transonic compressors: past, status and technology trends [C]//ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea, and Air. New York, NY, USA: ASME, 2005: 63-74.

[4] STEARNS E M. Energy Efficient Engine core design and performance report [EB/OL]. (1982-12-01) [2021-05-01]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19900019243>.

[5] TURNER M G, MERCHANT A, BRUNA D. A turbomachinery design tool for teaching design concepts for axial-flow fans, compressors, and turbines [J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(3): 031017.

[6] SIDDAPPAJI K. Parametric 3D blade geometry modeling tool for turbomachinery systems [D]. Cincinnati, OH, USA: University of Cincinnati, 2012.

[7] CLAUS R W, BEACH T, TURNER M, et al. Geometry and simulation results for a gas turbine represent-

- ative of the energy efficient engine (EEE) [EB/OL]. (2015-02-01) [2021-06-20]. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20150002712>.
- [8] 李林熹. 某多级压气机气动设计方法及流场结构分析研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.
- [9] JOHN A, QIN Ning, SHAHPAR S. Using shock control bumps to improve transonic fan/compressor blade performance [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(8): 081003.
- [10] BANJAC M, PETROVIC M V. Development of method and computer program for multistage axial compressor design: part I Mean line design and example cases [C]//ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2018: V02CT42A007.
- [11] BANJAC M, PETROVIC M V. Development of method and computer program for multistage axial compressor design: part II Two-dimensional design and validation using CFD [C]//ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2018: V02CT42A008.
- [12] 闫转运, 成金鑫, 陈江. 多级轴流压气机通流造型一体化设计研究 [J]. *工程热物理学报*, 2016, 37(6): 1218-1224.
- YAN Zhuanyun, CHENG Jinxin, CHEN Jiang. Integrated through-flow and blade shape design of multistage axial flow compressor [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2016, 37(6): 1218-1224.
- [13] WISLER D C, KOCH C C, SMITH L H Jr. Preliminary design study of advanced multistage axial flow core compressors [EB/OL]. (1977-02-01) [2021-05-01]. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19770013161>.
- [14] HOLLOWAY P R, KNIGHT G L, KOCH C C, et al. Energy efficient engine high pressure compressor detail design report [EB/OL]. (1982-05-01) [2021-05-01]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19850002690>.
- [15] CLINE S J, FESLER W, LIU H S, et al. High pressure compressor component performance report [EB/OL]. (1983-09-01) [2021-05-01]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19850025825>.
- [16] DUNAVANT J C. Cascade investigation of a related series of 6-percent-thick guide-vane profiles and design charts [EB/OL]. [2021-12-01]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930088445>.
- [17] GOODHAND M N, MILLER R J. Compressor leading edge spikes: a new performance criterion [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, 133(2): 021006.
- [18] THEODORSEN T. Theory of wing sections of arbitrary shape [EB/OL]. [2021-12-01]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930091485>.
- [19] 西安交通大学. 基于保角变换的 NACA 6-系列叶型造型软件 V1.0; 中国, 2021SR2137767 [CP]. 2021-12-24.
- [20] DE BOOR C, HÖLLIG K, SABIN M. High accuracy geometric Hermite interpolation [J]. *Computer Aided Geometric Design*, 1987, 4(4): 269-278.
- [21] 邱名. 高级压比轴流压气机转子通道内激波组织研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- [22] 舒士甄, 朱力, 柯玄龄, 等. 叶轮机械原理 [M]. 北京: 清华大学出版社, 1991: 219-225.
- [23] LEI Fan, JU Yaping, ZHANG Chuhua. A rapid and automatic optimal design method for six-stage axial-flow industry compressor [J]. *Journal of Thermal Science*, 2021, 30(5): 1658-1673.
- [24] WANG Junying, HE Xiao, WANG Baotong, et al. Shapley additive explanations of multigeometrical variable coupling effect in transonic compressor [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2022, 144(4): 041015.
- [25] 迟志东, 楚武利, 张耀峰, 等. 缝式机匣处理对跨声速轴流压气机叶尖流场结构的非定常影响 [J]. *西安交通大学学报*, 2021, 55(11): 25-33.
- CHI Zhidong, CHU Wuli, ZHANG Yaofeng, et al. Unsteady effect of slot-type casing treatment on the rotor tip flow structures in a transonic axial flow compressor [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2021, 55(11): 25-33.

(编辑 武红江 杜秀杰)