

跨声速轴流压气机通流计算及模型优化方法

张超, 张夏雯, 许颜博, 李震, 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: 针对跨声速轴流压气机气动分析设计中落后角与损失经验模型精度低、适用范围窄等问题, 发展了跨声速轴流压气机通流特性计算方法, 并提出了一种基于多转速特性曲线实验数据的经验模型优化校准方法。利用典型跨声速压气机级的多转速特性曲线的实测数据, 对经验模型组合中的15个经验参数进行了优化校准, 并在多台跨声速轴流压气机/风扇上进行了通用性验证。研究表明: 基于落后角和损失系数实测数据的多转速通流计算相对误差小于1%; 相较于传统经验模型组合高达6%的通流计算误差, 优化后的经验模型可将压气机级多转速通流特性计算误差降低1%~4%; 在两级跨声速风扇与三级跨声速压气机验证算例中, 设计转速通流特性计算相对误差均降低至1%以内。该研究工作可为多级跨声速轴流压气机分析设计和模型开发提供有参考价值的通流计算方法和经验模型。

关键词: 跨声速轴流压气机; 通流特性计算; 多转速; 经验模型优化

中图分类号: TH453 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtubXXXXXX001 **文章编号:** 0253-987X(XXXX)XX-0001-11

Throughflow Calculation and Model Optimization Method for Transonic Axial-Flow Compressors

ZHANG Chao, ZHANG Xiawen, XU Yanbo, LI Zhen, JU Yaping, ZHANG Chuhua

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

Abstract: To address the issues of low accuracy and limited applicability of existing deviation angle and loss empirical models in the aerodynamic analysis and design of transonic axial compressors, this paper develops a throughflow performance calculation method for transonic axial compressors and proposes an empirical model optimization and calibration method based on experimental multi-speed characteristic curve data. Using measured multi-speed characteristic data from typical transonic compressor stages, 15 empirical parameters in the model combination are optimized and calibrated, and the generality of the optimized model is validated on multiple transonic axial compressors/fans. The results show that the relative error of multi-speed throughflow calculations based on measured deviation angles and loss coefficients is less than 1%. Compared with the up to 6% calculation error of conventional empirical model combinations, the optimized empirical model reduces the multi-speed throughflow calculation error for compressor stages by 1% - 4%. In the validation cases of a two-stage transonic fan and a three-stage transonic compressor, the relative errors of throughflow calculations at the design rotational speed are all reduced to within 1%. This work provides valuable throughflow calculation methods and empirical models for the analysis, design, and model

development of multi-stage transonic axial compressors.

Keywords: transonic axial compressor; throughflow performance calculation; multi-speed; empirical model optimization

现代航空压气机的前面级已广泛采用跨音速级设计,但压气机领域普遍使用的、基于早期叶栅气动理论和边界层理论发展的、结合少量低速平面叶栅风洞测量数据校核的落后角和损失经验模型,在跨声速级分析设计中仍然存在着计算精度低、适用范围窄的共性问题。提高落后角和损失经验模型的计算精度和适用范围,是压气机气动学的核心课题,也是跨声速级设计成败的关键。

作为压气机性能计算的重要方法,二维通流方法的核心是子午面上的流线曲率法^[1],通过求解子午速度梯度方程,获得各计算站的子午速度分布,进而获得其他气动热力参数。其计算精度强烈依赖于落后角模型和损失模型,二者影响气流偏转和流动损失计算。目前,机器学习方法和数学统计方法已成为改进压气机经验模型的有效途径。

机器学习方法具有自适应处理、非线性映射和全局优化的特性,已广泛应用于压气机模型优化领域^[2]。Schmitz等^[3]提出了一种关于叶型损失的贝叶斯前馈神经网络方法,并通过跨声速转子的通流计算,初步验证了该方法对非设计条件和高马赫数条件下叶型气动性能计算的有效性。随后,Schmitz等^[4]基于叶栅数据库构建了关于总压损失和出口气流角的神经网络,实现了4.5级跨声速压气机的快速通流特性计算。唐天全和刘波^[5]基于广义径向基函数神经网络与遗传算法,构建了关于落后角和损失系数的代理模型,发现代理模型的预测精度显著优于传统经验模型与径向掺混模型。程兰兰等^[6]利用支持向量回归方法建立落后角与损失代理模型,并对比分析了该模型在不同预旋条件下的预测结果、计算流体力学(CFD)计算及经验模型预测结果。

回归分析等数学统计方法与空气动力学方法的交叉融合,是发展压气机气动力学模型的重要手段。Schnoes和Nicke^[7]利用NACA 65和双圆弧叶型的实验样本库,利用非线性最小二乘法拟合了落后角和损失模型中的自由参数,并通过亚音速、跨声速压气机和跨声速风扇通流计算评估了该模型。费腾和季路成^[8]利用回归分析方法建立了最小叶型损失模型、最小损失落后角模型和冲角范围模型,通流计算结果表明线性和非线性回归模型都具有

较高的预测精度。宋召运等^[9]通过遗传算法对非设计损失模型和冲角修正落后角模型进行参数优化校准,一维正反问题耦合求解的结果表明优化校准方法有效提高了模型精度。于佳正^[10]提出了一种基于Nelder-Mead单纯形法的经验模型自适应标定方法,通过标定冲角、落后角和损失模型的系数,使得一维均线法的预测曲线逐步靠近实验或数值模拟的结果。刘稼昊等^[11]基于一维均线法和遗传算法,提出了一种经验模型校准方法,并通过四级亚音速和八级高速轴流压气机,验证了该方法的有效性。闫巍等^[12]基于CFD结果对一维分析模型进行修正,采用多岛遗传算法确定了经验模型中落后角和功和效率的计算系数。

以神经网络为代表的机器学习方法存在物理知识不明确、数学表达式难以提取、应用复杂度较高的局限性。以回归分析为代表的数学统计方法需预先假定经验模型的方程形式,而方程形式的确定本身也是一个难点。因此,本文选择数学统计方法中的优化算法对已有经验关联式的参数进行优化校准。现有经验模型参数优化校准研究多聚焦于一维均线法^[9-12],而针对更为耗时、复杂的二维通流方法,相关模型参数校准研究还很匮乏。

本文发展了跨声速轴流压气机通流特性计算方法,并通过对比典型跨声速压气机通流计算结果和实验数据,确认影响跨声速通流计算精度的主要瓶颈在于落后角和损失模型组合;在此基础上,提出了适合于多转速通流特性计算的经验模型优化方法,利用多台跨声速轴流压气机/风扇的公开实验数据确认优化模型的适用性。研究工作可为跨声速轴流压气机设计分析提供工程实用化经验模型和方法指导。

1 跨声速压气机通流特性计算

1.1 控制方程

基于绝热、定常、无黏和轴对称等假设,对圆柱坐标系下的Navier-Stokes方程进行简化,并转化到自然坐标系,具体见图1。图中, m 为子午流线,其与 z 方向的夹角为 φ ; l 为准正交线,即计算站方向,其与 r 方向的夹角为 γ 。

通流特性分析的速度梯度方程为

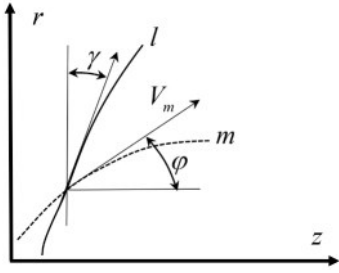


图1 子午面坐标系

Fig. 1 Meridional surface coordinate system

$$\frac{\partial V_m}{\partial l} = A V_m + B + \frac{C}{V_m} \quad (1)$$

$$A = \left\{ -\frac{\sin(\varphi + \gamma)}{1 - M_m^2} \left[\frac{\sin \varphi}{r} (1 + M_\theta^2) + \frac{\tan(\varphi + \gamma)}{r_m} \right] + \frac{1}{\cos(\varphi + \gamma)} \frac{\partial \varphi}{\partial l} \right\} - \frac{\cos(\varphi + \gamma)}{r_m} - \left(\tan \beta \frac{\partial \tan \beta}{\partial l} + \frac{\tan^2 \beta}{r} \cos \gamma \right) \cos^2 \beta \quad (2)$$

$$B = -2\omega \sin \beta \cos \beta \cos \gamma \quad (3)$$

$$C = \left(\frac{\partial I}{\partial l} - T \frac{\partial S}{\partial l} \right) \cos^2 \beta \quad (4)$$

式中: V_m 为子午速度; $M_m = V_m/a$ 为子午马赫数; $M_\theta = V_\theta/a$ 为相对周向马赫数; a 为声速; $\frac{1}{r_m} = -\frac{\partial \varphi}{\partial m}$ 为子午流线曲率; $I = h + V^2/2 - \omega^2 r^2/2$ 为相对转子焓; h 为比焓; S 为比熵; T 为温度; ω 为旋转速度; β 为相对气流角。

1.2 计算流程

采用 Python 编程语言和面向对象编程方法开发二维通流计算程序,主要步骤如下。

(1) 在压气机进出口流道、叶片前后缘设置计算站,并选定流线数目。

(2) 在各个计算站处按等环面积方法初始化流线,确定初始网格节点坐标。

(3) 对同一条流线上的计算节点进行三次样条插值,并计算流线倾角和流线曲率等流线几何参数。

(4) 计算落后角、出口相对气流角和总压损失系数以及温度、压力、焓和熵等气动热力参数。

(5) 设置中间流线上的子午速度初值,通过改进 Euler 法求解速度梯度方程,得到速度展向分布。

(6) 根据速度分布,通过连续方程积分得到该计算站总质量流量,并与目标质量流量比较,满足

流量公差则返回第(4)步,然后计算下一个计算站;否则,调整中间流线的子午速度并返回第(5)步重新计算,直至满足流量公差为止。

(7) 根据等分流量原则计算出新的计算节点坐标,计算新旧流线偏差,若满足流线公差则退出,否则调整流线,返回第(2)步进行迭代。

1.3 经验模型

在压气机通流计算中,需引入冲角、落后角和损失模型计算实际流动的偏转角度和黏性效应。

(1) 冲角模型。参考冲角是关联非参考状态与参考状态的关键参数,直接影响非设计工况的总压损失系数与落后角的计算精度。本文采用基于叶栅实验数据建立的 Lieblein 经验模型^[13]计算参考冲角。

(2) 落后角模型。落后角受压气机内部多种复杂因素的共同影响,根据 Boyer 方法^[14],落后角由 5 项组成,表达式为

$$\delta = \delta_{\text{ref}} + \delta_M + \delta_i + \delta_{VR} + \delta_{3D} \quad (5)$$

式中: δ_{ref} 为参考落后角; δ_M 为马赫数增加引起的落后角修正值; δ_i 为实际冲角偏离最小损失冲角引起的落后角修正值; δ_{VR} 为进出口子午速度变化引起的落后角修正值; δ_{3D} 为三维特征引起的落后角修正值。

本文选取的基准模型组合仅考虑 Lieblein^[13]参考落后角模型和 NASA SP-36^[15]提供的冲角修正落后角模型,忽略了马赫数、流道子午速度变化和三维特征对落后角的影响。后续不同模型组合的对比结果也验证了可以忽略次要因素。

(3) 损失模型。跨声速压气机损失可分为叶型损失、二次流损失和激波损失。设计点的总压损失系数计算式为

$$\varpi^* = \varpi_{\text{prof}} + \varpi_{\text{sec}} + \varpi_s \quad (6)$$

式中: 上标*表示设计点; ϖ_{prof} 为叶型损失系数; ϖ_{sec} 为二次流损失系数; ϖ_s 为激波损失系数。

此外,非设计工况计算还需要考虑非设计损失模型。本文选择 Lieblein^[16]的叶型损失模型、Howell^[17]的二次流损失模型、Ronald^[18]的激波损失模型以及 Aungier^[19]的非设计损失模型。

表 1 列出了本文选择的 10 套经验模型组合^[20]。其中,第①套模型组合为基准模型组合,其他 9 套模型组合分别替换①的子类模型,例如②把基准模型组合中参考落后角模型替换为 Carter^[21]模型;③在基准模型组合中加入马赫数增加引起的落后角修正的 Swan^[22]模型;⑤把基准模型组合中参考落后

角模型和冲角修正落后角模型替换为 Jansen 和
Moffatt^[23]落后角模型。其他模型组合具体替换模
型情况可见表1,不再赘述。

表1 10套经验模型组合
Table 1 10 empirical model combinations

类型	子类	基准模型组合①	其他模型组合②~⑩
冲角模型	参考冲角模型	Lieblein ^[13]	—
	参考落后角模型	Lieblein ^[13]	Carter ^[21] (②)、Jansen和Moffatt ^[23] (⑤)
落后角模型	马赫数修正落后角模型	未修正	Swan ^[22] (③)
	冲角修正落后角模型	NASA SP-36 ^[15]	Creveling ^[20] (④)、Jansen和Moffatt ^[23] (⑤)
	流道子午速度比修正落后角模型	未修正	Hearsey ^[14] (⑥)
损失模型	叶型损失模型	Lieblein ^[16]	Koch和Smith ^[24] (⑦)、Jansen和Moffatt ^[23] (⑧)
	二次流损失模型	Howell ^[17]	Morris和Hoare ^[25] (⑨)
	激波损失模型	Ronald ^[18]	Swan ^[22] (⑩)
	非设计损失模型	Aungier ^[19]	

1.4 通流特性计算结果

首先,利用NASA设计实验报告公开的落后角和损失系数的实测数据,开展通流特性计算,验证所发展的二维通流计算方法和程序的精度。其次,利用10套经验模型组合开展通流特性计算,指出经验模型的改进方向。

(1)NASA Stage 35通流特性计算结果。为了验证通流特性计算方法和经验模型的精度,对NASA Stage 35进行多转速通流特性计算。NASA Stage 35^[26]跨声速压气机级的性能参数如下:设计流量为20.188 kg/s,设计总压比为1.865,设计绝热效率为0.828,设计转速为17 188.7 r/min。

NASA公开的压气机/风扇报告通常会提供各转速、各工况、各叶排的落后角及损失系数等参数的展向分布数据,这些数据可用于验证通流方法及经验模型的准确性。基于报告中提供的落后角和损失系数的实测数据,NASA Stage 35的通流特性计算结果见图2,其中百分数表示相对于设计工况的转速。由图可见,预测误差约小于1%,验证了本文所发展的通流计算方法和程序的精确性,为后续经验模型优化的精度奠定了可靠的通流特性计算工具。

基于表1列出的10套模型组合,NASA Stage 35的通流特性计算结果见图3。结果表明,模型组合①的整体预测误差相对最小,多转速通流特性计算的压比预测值与实验值相对误差约在3%以内,但效率预测值在大流量下误差较大,70%转速近堵塞工况误差接近6%。

组合②采用Carter参考落后角模型,其总压比

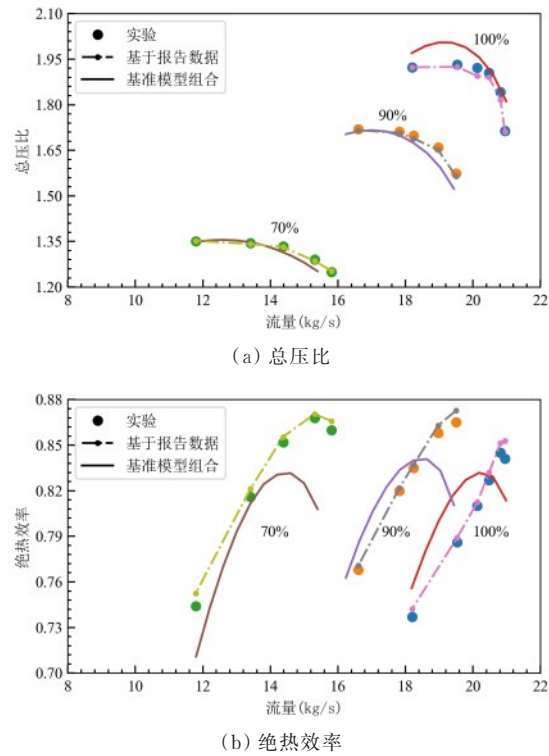


图2 NASA Stage 35基于报告中落后角和损失系数实测数据的通流特性曲线

Fig. 2 Throughflow characteristics of NASA Stage 35 using reported measured deviation angles and loss coefficients

预测值整体偏低。组合③与组合①的预测结果基本重合,即Swan马赫数修正落后角模型的影响并不显著,这验证了Boyer^[14]的观点:高跨声速叶片中激波-叶片边界层相互作用引起的落后角增大效应可能被掩盖。组合④采用的Creveling冲角修正落后角模型在小流量工况下误差较大。组合⑤采用

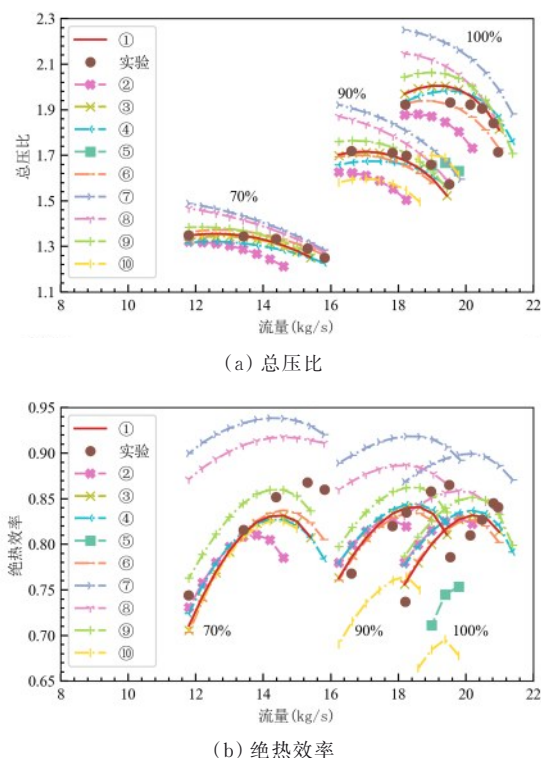


图3 NASA Stage 35不同模型组合的通流特性曲线

Fig. 3 Throughflow characteristic curves of NASA Stage 35 with different empirical model combinations

Jansen和Moffatt落后角模型,压比和效率预测值均偏低,且在90%和70%转速时难以收敛。组合⑥引入Hearsey流道子午速度比修正落后角模型,在100%和90%转速的通流计算精度较组合①略微下降。

采用Lieblein叶型损失模型的组合①的预测结果,比采用Koch和Smith模型的组合⑦及Jansen和Moffatt模型的组合⑧计算的叶型损失更大,效率和压比预测值更接近实验值,表明Lieblein模型的精度更高。组合⑨采用的Morris和Hoare二次流损失模型预测的压比和效率偏高。组合⑩采用的Swan激波损失模型,计算的激波损失偏大,导致压比和效率预测值偏低,该现象在高转速工况下尤为明显。

(2) NASA Stage 37 通流特性计算结果。NASA Stage 37^[27]是NASA Lewis研究中心设计的跨声速高压压气机进口级,设计流量为20.188 kg/s,设计总压比为2.050,设计绝热效率为0.842,设计转速为17 188.7 r/min。

NASA Stage 37的通流特性计算结果见图4。由图可见,与NASA Stage 35的计算结论相似,基于报告中落后角和损失系数实测数据的通流特性

计算结果与实验数据吻合很好,总压比和绝热效率的相对误差约在1%以内。针对Stage 37,基准模型组合的压比预测误差相对较小,但低转速下效率预测误差高达6%。

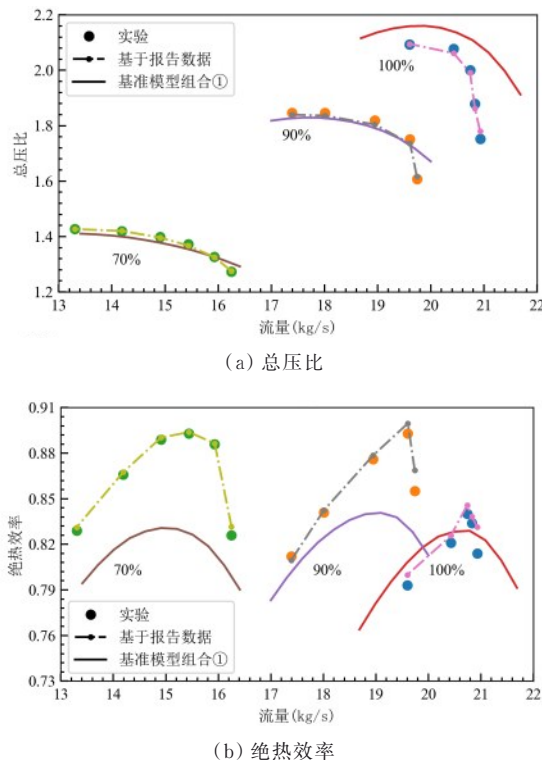


图4 NASA Stage 37的通流特性曲线

Fig. 4 Throughflow characteristic curves of NASA Stage 37

2 经验模型参数优化校准

由上节可知,现有落后角与损失模型对跨声速轴流压气机非设计工况下的性能预测精度不高,需对其模型参数加以优化校准。其核心在于建立优化命题,以最小化实验与计算特性曲线之间的偏差。本节将在基准模型组合的基础上优化模型参数。

2.1 优化变量

从基准模型组合①出发,选取15个模型参数作为优化变量。其中,从损失模型中选取11个模型参数,从冲角和落后角模型中各选取2个参数。

(1) Lieblein参考冲角模型取2个修正量 Δi_{rotor} 和 Δi_{stator} ,校准后的计算式如下

$$(i_{\text{ref}})_{\text{rotor}} = (i_{\text{ref}})_{\text{Lieblein}} + \Delta i_{\text{rotor}} \quad (7)$$

$$(i_{\text{ref}})_{\text{stator}} = (i_{\text{ref}})_{\text{Lieblein}} + \Delta i_{\text{stator}} \quad (8)$$

$$(i_{\text{ref}})_{\text{Lieblein}} = K_{\text{sh}} (K_i)_t (i_0)_{10} + n\theta \quad (9)$$

式中: i_{ref} 为参考冲角; $(i_{\text{ref}})_{\text{Lieblein}}$ 为原Lieblein参考冲

角模型计算的参考冲角;下标 rotor 和 stator 分别表示转子和静子的; K_{sh} 为叶片形状与 NACA 65 系不同时的修正系数; $(K_i)_t$ 为叶片最大厚度不等于 10% 时的修正系数; $(i_0)_{10}$ 为相对厚度为 10% 和 0 弯度的 NACA 65 系叶型的冲角; n 为冲角随弯角变化的斜率; θ 为叶片弯角。

(2) Lieblein 参考落后角模型取 2 个修正量 $\Delta\delta_{rotor}$ 和 $\Delta\delta_{stator}$, 校准后的计算式如下

$$(\delta_{ref})_{rotor} = (\delta_{ref})_{Lieblein} + \Delta\delta_{rotor} \quad (10)$$

$$(\delta_{ref})_{stator} = (\delta_{ref})_{Lieblein} + \Delta\delta_{stator} \quad (11)$$

$$(\delta_{ref})_{Lieblein} = K_{sh}(K_{\delta})_t(\delta_0)_{10} + m\theta \quad (12)$$

式中: $(\delta_{ref})_{Lieblein}$ 为原 Lieblein 参考落后角模型计算的参考落后角; $(K_{\delta})_t$ 为叶片相对厚度不等于 10% 时的修正系数; $(\delta_0)_{10}$ 为相对厚度为 10% 和 0 弯度的 NACA 65 系叶型的落后角; m 为落后角随弯角变化的斜率。

(3) Lieblein 叶型损失模型取 1 个修正量 K_1 , 校准后的计算式如下

$$D_{eq} = \frac{\cos\beta_1}{\cos\beta_2} \left[K_1 + 0.61 \frac{(\cos\beta_1)^2}{\sigma} (\tan\beta_1 - \tan\beta_2) \right] \quad (13)$$

$$\frac{\theta_w}{c} = f(D_{eq}) \quad (14)$$

$$\varpi_{prof} = 2 \left(\frac{\theta_w}{c} \right) \frac{\sigma}{\cos\beta_2} \left\{ \frac{\frac{2H}{3H-1}}{\left[1 - \left(\frac{\theta_w}{c} \right) \frac{\sigma H}{\cos\beta_2} \right]^3} \right\} \quad (15)$$

式中: D_{eq} 为当量扩散因子; σ 为叶片稠度; $\frac{\theta_w}{c}$ 为尾缘相对动量厚度; H 为形状因子。

(4) Howell 二次流损失模型取 1 个修正量 K_2 , 校准后的计算式如下

$$\varpi_{sec} = K_2 C_L \sigma \frac{\cos^2\beta_1}{\cos^3\beta_m} \quad (16)$$

式中:升力系数 $C_L = 2 \cos\beta_m (\tan\beta_1 - \tan\beta_2) / \sigma$;进出口平均气流角正切值 $\tan\beta_m = (\tan\beta_1 + \tan\beta_2) / 2$ 。

(5) Ronald 激波损失模型取 3 个修正量 K_3 、 K_4 和 K_5 , 模型校准后计算式如下

$$\varpi_s = \frac{2\sigma}{\cos\beta_2} (K_3 M_1'^2 + K_4 M_1' + K_5) \quad (17)$$

式中: M_1' 为进口相对马赫数。

(6) Aungier 非设计损失模型取 6 个修正量 K_6 、 K_7 、 K_8 、 K_9 、 K_{10} 和 K_{11} , 模型校准后计算式如下

$$\varpi = \varpi^* f(\xi) \quad (18)$$

$$\xi = (i - i_{min}) / (i_{stall} - i_{min}), i \geq i_{min} \quad (19)$$

$$\xi = (i - i_{min}) / (i_{min} - i_{choke}), i < i_{min} \quad (20)$$

$$f(\xi) = K_6 \xi + K_7, \xi \leq -2 \quad (21)$$

$$f(\xi) = K_8 \xi^2 + K_9, -2 < \xi \leq 1 \quad (22)$$

$$f(\xi) = K_{10} \xi + K_{11}, \xi > 1 \quad (23)$$

式中: ξ 为归一化冲角参数; i_{min} 为最小损失冲角; i_{stall} 为失速冲角; i_{choke} 为堵塞冲角。

2.2 优化目标和方法

优化目标为最小化通流计算曲线与实验数据在全工况下的整体偏差,最小化的目标函数为

$$F = \sum_{k \in (70\%, 90\%, 100\%)} [H(\eta_{Tf, k}, \eta_{Exp, k}) + H(\epsilon_{Tf, k}, \epsilon_{Exp, k})] \quad (24)$$

式中: η 、 ϵ 分别为压气机绝热效率和总压比;下标 Tf 和 Exp 分别表示通流计算结果与实验数据;下标 k 表示第 k 条转速线。

双向 Hausdorff 距离 $H(A, B)$ 计算式为

$$H(A, B) = \max \{ h(A, B), h(B, A) \} \quad (25)$$

式中: $h(A, B)$ 为单向 Hausdorff 距离,表示点集 A 中所有点 a_i 距点集 B 中最近点距离的最大值。

记 $|a_i - b_j|$ 为点集 A 中 a_i 点距点集 B 中 b_j 点的距离, $\min(b_j \in B) |a_i - b_j|$ 表示点集 A 中点 a_i 距 B 集所有点的最近距离,则有

$$h(A, B) = \max(a_i \in A) \{ \min(b_j \in B) \{ |a_i - b_j| \} \} \quad (26)$$

为了更好表征两个空间曲线的整体吻合程度,采用点集 A 中所有点 a_i 距点集 B 中最近点距离的平均值和两个单向 Hausdorff 距离的求和值,来衡量通流计算与实验性能曲线之间的距离,mean 指取平均值。计算式如下

$$H_2(A, B) = h_2(A, B) + h_2(B, A) \quad (27)$$

$$h_2(A, B) =$$

$$\text{mean}(a_i \in A) \{ \min(b_j \in B) \{ |a_i - b_j| \} \} \quad (28)$$

本文采用 Nelder-Mead 单纯形法求解上述优化问题。根据优化变量初始值构建初始单纯形,计算每组参数下的目标函数值,根据目标函数值对单纯形的顶点进行排序,并进行反射、扩张、紧缩和收缩等变形操作,在达到迭代终止条件后输出优化变量值。

3 优化结果及分析

首先,以单级跨声速轴流压气机 NASA Stage 35 和 Stage 37 多转速实验特性曲线为基础,利用 Nelder-Mead 单纯形法对基准模型组合的 15 个参数进行优化校准,优化前、后的参数见表 2。然后,利用优化后的模型参数对两级跨声速风扇 NASA TP-1493 及 NASA 74A 前三级跨声速压气机进行通流计算,以验证优化模型的有效性。

表 2 NASA Stage 35(A)和 NASA Stage 37(B)优化前、后的模型参数

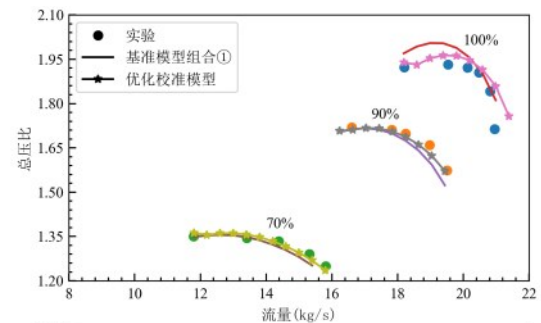
Table 2 Model parameters of NASA Stage 35 (A) and NASA Stage 37(B) before and after optimization

模型参数	优化前	优化后(A)	优化后(B)
Δi_{rotor}	2.500	0.240	1.690
Δi_{stator}	2.500	0.216	0.902
$\Delta \delta_{\text{rotor}}$	0	-0.000284	-0.000102
$\Delta \delta_{\text{stator}}$	0	0.000213	0.000115
K_1	1.120	0.978	0.963
K_2	0.0180	0.0190	0.0126
K_3	0.0215	0.0280	0.0311
K_4	-0.0253	-0.0307	-0.0334
K_5	0.00620	0.00153	0.00191
K_6	-4.00	-9.77	-6.66
K_7	-3.00	-7.53	-4.08
K_8	1.00	1.14	1.63
K_9	1.00	1.09	1.17
K_{10}	2.00	1.12	2.20
K_{11}	0	0.0003020	-0.0000824

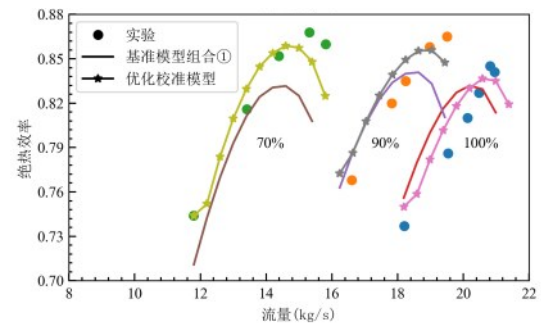
3.1 模型优化结果

(1) NASA Stage 35 的模型优化结果。针对 Stage 35,对基准模型组合的 15 个参数进行优化,目标函数值从 0.542 降至 0.381,100%、90% 和 70% 转速下最高效率点的效率误差分别降低了 0.5%、1.5% 和 2.7%。优化前、后的通流特性曲线对比如图 5 所示。由图可见,在保持总压比预测精度的同时,优化后模型的效率预测精度显著提高,效率误差降低了 1%~3%,说明优化模型的总压损失系数

有一定降低。



(a) 总压比



(b) 绝热效率

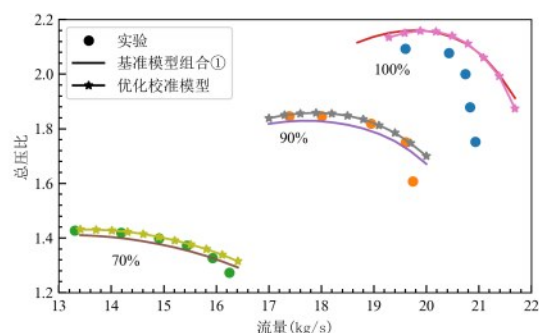
图 5 NASA Stage 35 模型优化前、后的通流特性曲线
Fig. 5 Throughflow characteristic curves of NASA Stage 35 before and after model optimization

Stage 35 优化模型的冲角与落后角修正量较小,而损失修正量较大,与优化变量选取情况相符。Lieblein 叶型损失模型参数 K_1 减少,叶型损失显著减少,而 Howell 二次流损失模型参数 K_2 略微增加,二次流损失有所增加。根据 Ronald 激波损失模型式(17)及优化前、后的激波损失修正量 K_3 、 K_4 和 K_5 ,当相对马赫数小于 1.352 时,优化后的激波损失减少,反之则激波损失增加。这一修正有助于缓解原基准模型在低转速工况下效率预测偏低的问题。针对 Aungier 非设计损失模型,由 K_6 和 K_7 的变化可知,当归一化冲角 $\xi \leq -2$ 时,即近堵塞工况下, $f(\xi)$ 明显增加,损失明显增加。由于 K_8 和 K_9 的增加,当 $-2 < \xi \leq 1$ 时, $f(\xi)$ 增加,损失增加。根据 K_{10} 和 K_{11} 的变化可得,当 $\xi > 1$ 时,近喘振工况下,损失降低。

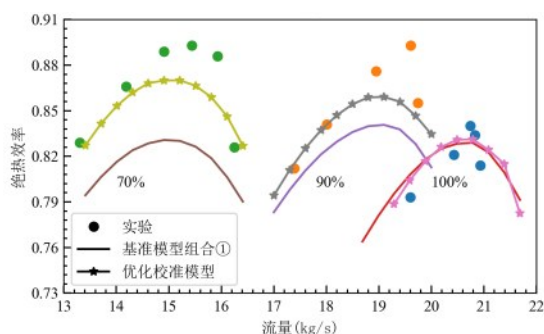
(2) NASA Stage 37 的模型优化结果。针对 Stage 37,对基准模型组合的 15 个参数进行优化,目标函数值从 0.591 降至 0.455,100%、90% 和 70% 转速下最高效率点的效率误差分别降低了 0.2%、1.8% 和 3.9%。优化前、后的通流特性曲线对比如

图6所示。由图可见,在90%和70%转速下,相较于基准模型,Stage 37优化模型计算的总压损失系数降低使得效率曲线升高,与实验数据之间的误差降低了1%~4%。

分析表2中针对Stage 37优化前、后激波损失模型参数 K_3 、 K_4 和 K_5 的变化,并求解二次方程可知,当相对马赫数小于1.215时,激波损失减少,反之增加。优化后的激波损失模型在维持高转速工况的计算精度的同时,提高了其在低转速工况的适用性,拓宽了激波损失模型的适用范围。与Stage 35优化模型相比,Stage 37优化模型扩大了激波损失提升的马赫数范围,这与其更高的设计进口马赫数及更大的高低转速流动差异相符。



(a) 总压比



(b) 绝热效率

图6 NASA Stage 37模型优化前、后的通流特性曲线

Fig. 6 Throughflow characteristic curves of NASA Stage 37 before and after model optimization

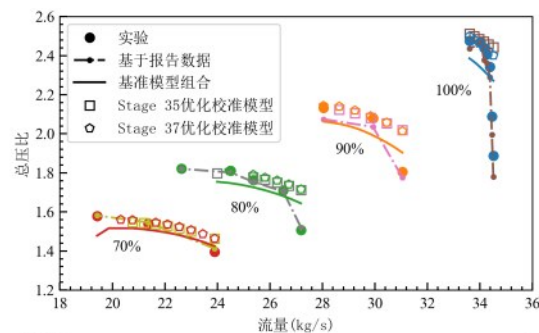
3.2 优化模型验证

为检验优化模型的泛化能力,将优化模型应用于两级跨声速轴流风扇NASA TP-1493^[28]和三级跨声速轴流压气机NASA 74A前三级^[29]。

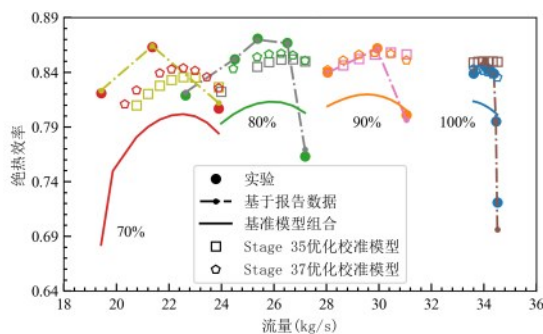
(1) NASA TP-1493通流特性计算。计算时,两级高负荷跨声速轴流风扇NASA TP-1493^[28]的设计流量为33.248 kg/s,设计总压比为2.399,设计绝热效率为0.849,设计转速为16 042.8 r/min。

图7对比了通流特性曲线的实验数据与4种通流特性计算结果。基于报告公开的落后角及损失系数的实测数据,通流特性计算结果除100%转速近堵塞工况以外,压比和效率的相对误差均小于1%。

基准模型组合、Stage 35优化模型和Stage 37优化模型预测结果的目标函数值为3.445、2.722和2.563。对比基准模型组合,Stage 35优化模型和Stage 37优化模型的计算误差均有明显降低。将Stage 37优化模型应用于NASA TP-1493的通流计算,各转速压比和效率精度显著提升,相对误差约在3%以内,其中100%转速压比和效率相对误差约小于1%。



(a) 总压比



(b) 绝热效率

图7 NASA TP-1493通流特性曲线

Fig. 7 Throughflow characteristic curves of NASA TP-1493

(2) NASA 74A前三级通流特性计算。NASA 74A是5级跨声速高压压气机^[29],但NASA仅公开了前三级设计实验数据共7排叶片,包括一排进口导叶(IGV)、三排动叶和三排静叶,IGV和静子角度可调。NASA 74A前三级设计流量为29.710 kg/s,设计总压比为4.474,设计绝热效率为0.799,设计转速为16 042.3 r/min。

根据NASA 74A前三级实验数据^[29]可知,在原设计导静叶角度工况下,NASA 74A前三级在

90%、95% 和 100% 转速工况下出现性能恶化现象,大部分模型组合的预测准确性不高。为改善性能,普惠公司开发了导静叶角度优化调节程序,通过优化 IGV 及各级静子安装角来提升级间匹配与绝热效率。

针对 NASA 74A 前三级,为最大化绝热效率在各转速单独调节导静叶的工况下应用优化模型的结果如图 8 所示。基准模型组合、Stage 35 优化模型和 Stage 37 优化模型预测结果的目标函数值为 3.840、2.464 和 2.088。其中,使用 Stage 37 优化模型后整体预测特性与实验特性更加吻合,压比和效率预测精度大幅提升,压比相对误差均控制在 3% 以内。100% 转速下压比和效率误差小于 1%,90% 转速下效率绝对误差降至 3% 以内,70% 转速下最大绝对误差从 10% 降至 6% 以下。

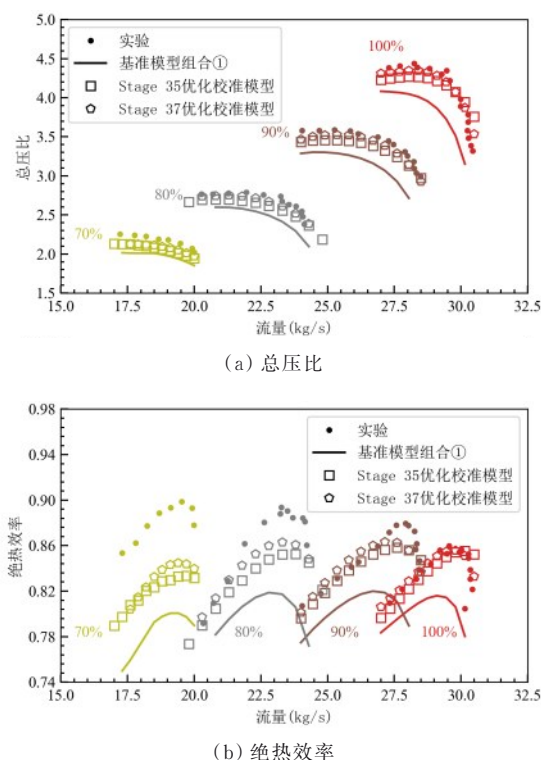


图 8 NASA 74A 前三级通流特性曲线(各转速下单独调节导静叶角度的工况)

Fig. 8 Throughflow characteristic curves of the first three stages of NASA 74A (at optimized IGV-stator setting angles for maximum efficiency at each speed shown)

综上,优化模型在 1-3 级跨声速轴流压气机/风扇、70%~100% 转速工况下均有效提升了通流特性计算精度,其模型参数优化结果可为同类跨声速

压气机/风扇气动设计分析提供参考。然而,基准模型及其优化形式更适用于高马赫数工况,在低转速条件下的预测存在一定的局限。当前,高马赫数经验模型组合及其优化方法难以兼顾跨声速压气机/风扇高低转速的流动差异。未来研究可通过引入更全面的高低速实验数据、更广泛的经验模型公式,系统开展敏感性分析,找出关键参数及调整方向,进一步拓宽经验模型在中低马赫数适用范围,提升校准模型的全工况预测能力。

4 结 论

针对现有经验模型对跨声速轴流压气机通流特性计算精度不足的问题,开展了经验模型中 15 个模型参数的优化研究,并在两级跨声速轴流风扇以及三级跨声速轴流高压压气机上验证了优化模型的泛化能力。研究得到以下主要结论。

(1) 基于落后角和损失系数的实测数据,跨声速轴流压气机级多转速通流特性曲线的计算误差约小于 1%,验证了通流计算方法和程序的准确性;基于 10 套经验模型组合,跨声速压气机级多转速通流特性曲线计算误差较大。

(2) 基于跨声速压气机级多转速特性曲线的实测数据,开展了基准模型组合的 15 个参数的优化校准。结果表明:优化模型在保持总压比预测精度的条件下显著提升效率预测精度,通流计算误差降低了 1%~4%。

(3) 在两级跨声速轴流风扇以及三级跨声速轴流高压压气机上验证了优化模型的泛化能力,优化模型对高转速工况计算精度较高,100% 转速工况下的计算误差在 1% 以内。然而,由于所采用经验模型组合主要基于跨音速算例数据校准,其应用于低马赫数工况时适用性受限,计算误差可能显著增大。因此,进一步拓宽经验模型在中低马赫数的适用范围值得未来重点关注。

参考文献:

- [1] 宫武旗,伍儒康. 求解流线曲率法反命题的一种新型有限差分方法 [J]. 西安交通大学学报, 2015, 49(3): 11-13.
GONG Wuqi, WU Rukang. New finite difference scheme for solving inverse proposition of streamline curvature method [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2015, 49(3): 11-13.
- [2] 范智翔,张夏雯,李震,等. 跨声速压气机转子通用

- k- ω 湍流模型的机器学习辅助优化 [J]. 西安交通大学学报, 2026, 60(1): 180-189.
- FAN Zhixiang, ZHANG Xiawen, LI Zhen, et al. Machine learning-assisted optimization of generalized $k-\omega$ turbulence model for transonic compressor rotors [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2026, 60(1): 180-189.
- [3] SCHMITZ A, AULICH M, NICKE E. Novel approach for loss and flow-turning prediction using optimized surrogate models in two-dimensional compressor design [C]. ASME-GT2011-45086.
- [4] SCHMITZ A, AULICH M, SCHÖNWEITZ D, NICKE E. Novel performance prediction of a transonic 4.5 stage compressor [C]. ASME-GT2012-69003.
- [5] TANG T Q, LIU B. The genetic algorithm-radial basis function neural network to quickly predict aerodynamic performance of compressors [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part G Journal of Aerospace Engineering. 2021, 235(5): 537-552.
- [6] 程兰兰, 李怡, 黄秀全, 等. 基于机器学习的进口导流叶片损失与落后角预测 [J]. 风机技术, 2021, 63(2): 21-28.
- CHENG Lanlan, LI Yi, HUANG Xiuquan, et al. Inlet guide vane loss and deviation prediction based on machine learning [J]. Chinese Journal of Turbomachinery, 2021, 63(2): 21-28.
- [7] SCHNOES M, NICKE E. Automated calibration of compressor loss and deviation correlations [C]. ASME-GT2015-42644.
- [8] FEI T, JI L C. Application of new empirical models based on mathematical statistics in the throughflow analysis [J]. Journal of Thermal Science. 2021 30(6): 2087-2098.
- [9] 宋召运, 王宝潼, 范腾博, 等. 基于正反问题耦合的压气机特性快速预测方法 [J]. 航空动力学报, 2022, 37(3): 619-628.
- SONG Zhaoyun, WANG Baotong, FAN Tengbo, et al. Rapid prediction method of compressor characteristics with coupling direct and inverse problems [J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(3): 619-628.
- [10] 于佳正. 轴流压气机导/静叶调节规律平均中径法预测研究 [D]. 北京: 华北电力大学, 2023.
- [11] 刘稼昊, 耿少娟, 金芸, 等. 多级轴流压气机一维性能预测程序开发及应用 [J]. 热能动力工程, 2024, 39(1): 12-22.
- LIU Jiahao, GENG Shaojuan, JIN Yun, et al. Development and application of one-dimensional performance prediction program for multistage axial compressor [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(1): 12-22.
- [12] YAN W, ZHENG Q, CHI Z, JIANG B. Improving the accuracy of one-dimensional analysis in axial compressor performance prediction [J]. Physics of Fluids. 2025, 37(3): 037150.
- [13] LIEBLEIN S. Incidence and deviation-angle correlations for compressor cascades [J]. Journal of Basic Engineering, 1960, 82(3): 575-584.
- [14] BOYER K M. An improved streamline curvature approach for off-design analysis of transonic compression systems [D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.
- [15] JOHNSEN I A, BULLOCK R O. Aerodynamic design of axial-flow compressors [R]. NASA SP-36, 1965.
- [16] LIEBLEIN S. Loss and stall analysis of compressor cascades [J]. Journal of Basic Engineering, 1959, 81(3): 387-400.
- [17] HOWELL A R. Fluid dynamics of axial compressors [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 1945, 153(1): 441-452.
- [18] 雷凡. 多级轴流压气机多维变可信度气动优化设计方法及应用 [D]. 西安: 西安交通大学, 2022.
- [19] AUNGIER R H. Axial-flow compressors: a strategy for aerodynamic design and analysis [M]. New York: ASME Press, 2003.
- [20] 张超. 跨音速轴流压气机/风扇通流计算模型优化及气动设计 [D]. 西安: 西安交通大学, 2026.
- [21] CETIN M, UECER A S, HIRSCH C H, et al. Application of modified loss and deviation correlations to transonic axial compressors [R]. AGARD-R-745, 1987.
- [22] SWAN W C. A practical method of predicting transonic-compressor performance [J]. Journal of Engineering for Power, 1961, 83(3): 322-330.
- [23] JANSEN W, MOFFATT W C. The off-design analysis of axial-flow compressors [J]. Journal of Engineering for Power, 1967, 89(4): 453-462.
- [24] KOCH C C, SMITH L H. Loss sources and magnitudes in axial-flow compressors [J]. Journal of Engineering for Power, 1976, 98(3): 411-424.
- [25] MORRIS A W, HOARE R G. Secondary loss measurements in a cascade of turbine blades with meridional wall profiling [C]. ASME Paper No. 75-WA/GT-13, 1975.

- [26] REID L. Performance of single-stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure ratio of 1.82 [R]. NASA TP-1338, 1978.
- [27] ROYCE D M, LONNIE R. Performance of single-stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure ratio of 2.05 [R]. NASA TP-1659, 1980.
- [28] URASEK D C, GORRELL W T, CUNNAN W S. Performance of two-stage fan having low-aspect-ratio first-stage rotor blading [R]. NASA TP-1493, 1979.
- [29] STEINKE R J. Design of 9.271-pressure-ratio five-stage core compressor and overall performance for first three stages [R]. NASA TP-2597, 1986.
- (编辑 李慧敏)