

多级轴流压气机多排可转导/静叶联合调节规律研究*

廖吉香, 姜斌, 吕从鹏, 郑群, 邱毅, 王国强

(哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 为了减少多级轴流压气机多排可转导/静叶联合调节对实验的依赖, 利用 Isight 软件、HARIKA 算法以及部分自编接口程序搭建可转导/静叶联合调节方案的优化设计平台。通过结合压气机原特性给定目标喘振边界并量化当前喘振边界与目标喘振边界的距离作为目标函数, 从而便于快速获取压气机不同转速下多排可转导/静叶安装角的调节角度, 实现压气机可转导/静叶的无级调节。并将此优化平台应用于八级轴流压气机, 发现可转导/静叶的调节能力受限于调节级数, 需仔细考虑所需的调节级数以达到预期的调节目标。优化后压气机非设计转速的喘振边界向左上方移动, 如 Case 2 中 70% 转速时近失速点流量减小了 17.94%, 近失速点压比增加了 4.93%, 压气机的低工况稳定性得到改善。利用三维软件计算优化后的压气机特性, 证明了此优化平台的可行性和有效性。

关键词: 可转导叶; 可转静叶; HARIKA 算法; 优化设计; 喘振边界

中图分类号: V231 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2017) 02-0334-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2017.02.012

Numerical Optimization of Combined Adjustment of Multi-Row Variable Inlet Guide Vane and Stators in a Multistage Axial-Flow Compressor

LIAO Ji-xiang, JIANG Bin, LV Cong-peng, ZHENG Qun, QIU Yi, WANG Guo-qiang

(College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: In order to reduce the dependence on experiments in the combined adjustment of multi-row variable inlet guide vane and stators in a multistage axial-flow compressor, an optimization design platform was constructed by Isight software, HARIKA algorithm and some self-compiled interface programs. This optimization design platform quantified the distances between the original surge margin boundary line and the objective surge margin boundary line as an objective function, which is given according to the original characteristic lines of compressor, so the adjustive angles of inlet guide vane and stators are easily obtained at the different rotating speed to realize the stepless adjustment. This platform was used in a eight-stage axial-flow compressor, the results show that the ability to regulate the inlet guide vane and the stators is limited by the number of adjustive rows of blades, so it need to balance the number of adjustive rows of blades to achieve the desired goal. The surge margin of the compressor moves up and left greatly at the off-design speed after optimization, for example, the mass flow reduces by 17.94% and pressure ratio increases by 4.93% near stall point at 70% rotating speed in Case 2, so the aerodynamic stability of compressor is improved at the low rotating speed. Finally, the

* 收稿日期: 2015-09-14; 修订日期: 2015-11-25。

基金项目: 国家自然科学基金 (51476039); 中央高校基本科研业务专项基金 (HEUCF150304)。

作者简介: 廖吉香, 女, 博士生, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: ljx200@126.com

setting angles of inlet guide vane and stators obtained from one-dimensional optimization are substituted in 3-D software to compute the characteristic lines of compressor, the results demonstrate the feasibility and effectiveness of the optimization design platform.

Key words: Variable inlet guide vane; Variable stators; HARIKA algorithm; Optimization design; Surge margin boundary

1 引言

非设计工况性能作为航空发动机和燃气轮机整机性能指标的一个重要组成部分,其优劣直接决定了航空发动机和燃气轮机在非设计工况下的经济性和稳定性,而压气机非设计工况的稳定性对整机性能起到至关重要的作用,所以提高压气机非设计工况的稳定性是非常必要的^[1]。为了实现压气机非设计工况的稳定运行,可转导/静叶作为一种常用的措施已经得到广泛的应用,其通过调节导/静叶的安装角减小下游动叶的攻角,改善压气机低工况下各排叶片之间的气动匹配,从而避免压气机低工况时发生失速和喘振^[2~4]。

作为可转导叶技术的一项难点,多排可转导/静叶联合调节规律的获取目前较为困难。早期的压气机可转导/静叶联合调节方案往往是通过理论分析和实验^[5,6]的方法来确定,这种方式需要耗费大量的人力和物力。近年来,一些采用优化算法结合压气机一维特性计算程序对可转导叶调节方案进行优化的方法已经出现。Cranfield大学的Sun^[7]对一台七级轴流压气机可转导叶的调节规律进行了研究,利用自编的压气机一维特性计算程序,结合序列加权因子法(SWIFT),对100%、84%和70%设计转速时的可转导叶调节角度分别进行了优化,提高了压气机的效率。其后,该大学的White, Gallar^[8~10]不断改进压气机一维特性计算程序和优化算法,使优化的结果更加接近于实验值。国内在这方面研究较多的是西北工业大学,吴虎^[11,12]在充分分析了各种落后角模型、损失模型后,自编了压气机一维特性预测程序,并结合复形调优法以近失速点流量为优化目标对八级轴流压气机不同转速时多排静叶联合调节的方案分别进行了优化,给出了每排可转静叶调节的角度。史磊^[13]采用HARIKA算法对商用发动机10级高压压气机进行一维特性预测,并引入遗传优化算法,以设计转速或部分转速的峰值效率为优化目标,对该10级压气机四排可转静叶的安装角调节规律进行了优化,压气机效率获得提高。

前人对多排可转导/静叶联合调节的研究主要是

在单一转速下进行优化,缺少对压气机整体特性的认识,无法在已知某转速时某排静叶的安装角调节规律的情况下快速推测出其他转速下各排导/静叶的安装角调节规律,从而实现不同转速下压气机多排可转导/静叶安装角的无级调节。

针对前人对多排可转导/静叶联合调节研究存在的不足,本文结合八级低压轴流压气机可转导/静叶安装角调节规律方案设计中遇到的问题,提出一种新的优化目标,并利用俄罗斯的压气机一维特性计算程序—HARIKA算法^[14,15],在Isight多学科优化设计平台上搭建压气机多排可转导/静叶联合调节方案的优化设计平台,完成该压气机可转导叶/静叶调节方案的优化设计,并将优化获得的角度方案代入三维数值模拟软件中进行压气机特性计算,验证该优化平台的可行性和有效性。

2 一维特性计算的基本原理

压气机特性计算方法包括统计法(0D)、级叠加法(1D)、流线曲率法和欧拉法(2D)以及三维数值模拟(3D)。而对多排导/静叶联合调节方案进行优化的有效性必须建立在压气机特性的准确预测上,尤其是变几何压气机特性的准确预测。本文的压气机特性计算采用一维的HARIKA算法,该算法不但可以用于定几何的压气机特性预测,还可以用于变几何的压气机特性预测。HARIKA算法类似于级叠加法,但是优于级叠加法,主要是因为该算法在转子和静子出口都设立计算站,比级叠加法更接近于实际情况,更重要的是这种方法不是简单的按平均半径来计算,而是沿叶高进行了经验修正,同时该算法对叶型各特征参数也进行了经验修正,从而可以更为准确地预测压气机的特性^[16]。

在HARIKA算法中存在三个循环:特性线循环、特性点循环、级循环。特性线是最外层的循环,即每个特性线分支的循环,循环的次数由输入特性线的计算条数决定。特性点循环是在每条特性线(等换算转速)上,改变流量得到的特性点。级循环是最内层的循环,在指定的转速和流量下逐级计算,得到整台压气机的特性参数。

对于每条特性线的计算,首先计算出转子效率最高和级效率最高的工况点,对于其他工况点的计算,则将特性线分成垂直段和非垂直段两个部分。在非垂直段部分,又可以根据最佳点、临界点、分离点(或喘振边界点)进行分割,如图1所示, η 表示效率, φ 表示流量系数。最佳点指效率最高点;临界点是气流损失急剧增加的点;分离点是指压气机不稳定工作点,也就是喘振边界点。

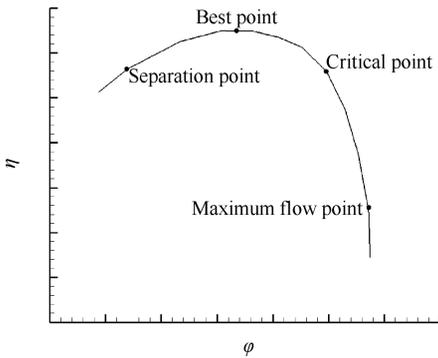


Fig.1 Characteristics of stage

由于本文的优化目标是压气机不同转速下的喘振边界,所以对分离点(喘振边界点)的准确预测起决定性作用。为确定分离点,首先确定分离边界点的气动载荷临界值^[15]。

转子的气动载荷临界值为

$$f_k = f[(2.630 - 4.23n)d_1 + 1.629n + 0.248] \quad (1)$$

静子的气动载荷临界值为

$$f_a = 1.2f[(2.630 - 4.23n)d_1 + 1.629n + 0.248] \quad (2)$$

式中下标k表示动子,下标a表示静子,下标1,2表示转子进出口,3,4表示静子进出口, n 为相对换算转速, d_1 为动叶进口轮毂比, f 为雷诺数对气动载荷临界值的经验修正系数,由下式计算

$$f = \begin{cases} 1.3 - 0.184Re \times 10^{-5} & Re < 1.63 \times 10^5 \\ 1 & Re \geq 1.63 \times 10^5 \end{cases} \quad (3)$$

式中 Re 表示雷诺数。

级的气动载荷临界值为

$$f_z = \frac{5.2(yx - h_a \sin \alpha_2)(1.2 - 2c_k)}{y(xy + h_a \sin \alpha_2)(1 - 0.35\lambda_2^2)} \quad (4)$$

式中 $x = \frac{b_{14} \sin \alpha_4}{b_{14}^2 + \sin \alpha_4}$, $y = h_a b_{13} + \sin \alpha_2$, 式中下标t

表示稠度, b_{13} , b_{14} 分别为静子进出口稠度, h_a 为静子展弦比, c_k 为转子叶型最大厚度, α_2 为转子出口绝对气流角, α_4 为静子出口绝对气流角, λ_2 为转子出口速度系数。

确定喘振边界点相对流量系数的初值为

$$\varphi_0 = \frac{r_1}{\left(\sqrt{\frac{1}{z_4^2} - 1} + \text{ctg} \alpha_1 \right) C_{1ao}} \quad (5)$$

$$\text{式中 } z_4 = \frac{b_f z - \varphi_{k0} z_1 \sqrt{z_3}}{h_k}, z = r_1 b_{11} + y, z_1 = 1.0 -$$

$$0.35\lambda_1^2, z_2 = 6.24 - 10.24c_k, z_3 = z(b_f z + h_k x), b_f = \frac{\sin \beta_2}{\sqrt{\frac{1}{z_4^2} - 1}}, x = \sqrt{\frac{1}{z_4^2} - 1}, y = \sqrt{1 + \frac{1}{x^2}}, \text{式中下标0表}$$

示初值,下标o表示最佳值, C_{1ao} 为最佳点静子进口流量系数, φ_{k0} 为输入的失速边界点动子气动载荷临界值的初值, λ_1 为转子进口速度系数, h_k 为动叶的展弦比, b_{11} , b_{12} 分别为转子进出口稠度, c_k 为转子叶型最大厚度, r_1 , r_2 分别为转子进出口平均半径, b_2 为转子出口弦长, β_2 为转子出口的相对气流角。

最后确定喘振边界点。喘振边界点的相对流量系数

$$C_1 = C_{1ao} \cdot [\varphi_0 + 0.2(f_z - f_a)] \quad (6)$$

上述的计算是一个迭代过程,首先给定喘振边界点的相对流量系数的初值,利用上述的计算公式不断迭代,直到相对流量系数的误差满足精度为止。确定喘振边界点的相对流量系数后,喘振边界点的其他参数随之可以确定。

为了验证HARIKA算法关于喘振边界点计算的准确性,采用NACA报告中公开的8级轴流压气机参数(参见文献[17,18])进行验证,该8级轴流压气机的前两级为跨声速级,转子为双圆弧叶型,静子为NACA65系列叶型,后6级为亚声速级,转子和静子都是NACA65系列叶型。该压气机的设计流量为29.5kg/s,压比为10.26,效率为86.2%,转速为13380r/min。将上述压气机的几何参数代入HARIKA算法中进行特性计算,计算结果与实验值比较如图2所示,从中可以看出,HARIKA算法对压比-流量特性线的预测与实验值存在一定的偏差,主要体现在HARIKA算法计算得到的流量比实验值偏大,尤其是较低转速时。对于喘振边界点压比的预测,偏差较大主要发生在设计转速,算法预测的压比相对于实验值偏小,但是由于本文以非设计转速的喘振边界为优化目标,所以设计转速时压比偏差较大对优化结果没有影响。最重要的是在部分转速时,算法预测的喘振边界与实验获得的喘振边界偏差较小,满足本文对优化目标的精度要求,所以本文采用HARIKA算法以喘振边界为优化目标对压气机多排可转导/静

叶联合调节方案进行优化是可行的。

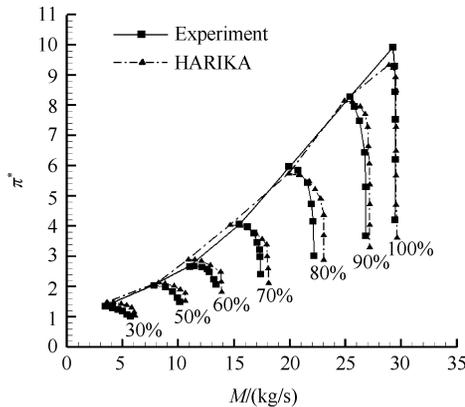


Fig. 2 Characteristic comparison of the results of experiment and calculation by HARIKA

3 优化平台搭建

3.1 优化流程

本文对多排可转导/静叶联合调节方案的优化设计在多学科优化设计平台 Isight 中实现,通过自编的软件接口程序集成 HARIKA 程序正问题分析模块,完成多排可转导/静叶联合调节方案的优化,具体优化流程如图 3 所示。

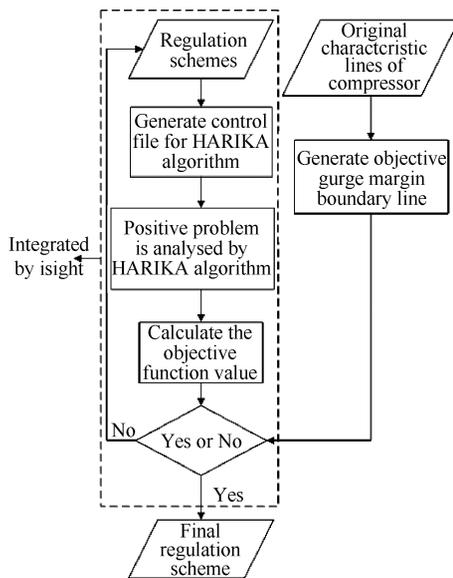


Fig.3 Optimization process

优化过程首先需要获取压气机的原特性曲线,并根据该特性曲线的喘振边界生成目标喘振边界,该过程通过自编程序实现。对于每个叶片调节方案,首先使用自编的接口程序生成 HARIKA 算法所需的控制文件,经过 HARIKA 算法计算之后,通过自编的后处理程序计算该调节方案对应的目标函数,即当前喘振边界与目标喘振边界的距离。整个过程

在 Isight 优化平台上整合,并不断修改调节方案,通过优化算法寻找使目标函数值最小的方案,从而获得多排可转导/静叶联合调节的最佳方案。

3.2 优化目标函数

考虑到该压气机是船用燃机的低压压气机,由于船用燃机大部分时间都是在部分工况下运行,对压气机的低工况稳定性要求较高,而采用直线构建目标喘振边界可以达到较大幅度提高低转速时压气机喘振裕度的目的,同时也更加方便,其构建方式如下:

(1)对原始压气机的压比-流量特性曲线采用设计点进行无量纲化处理,即不同工况点的压比和流量分别除以设计点压比和流量,分别用 π^* / π_{ref}^* 和 M/M_{ref} 表示。无量纲化后,将 50% 转速的喘振边界点的压比乘以比例放大系数 K_{pr} ,然后将其与无量纲化后的设计转速喘振边界点进行连线构成目标喘振边界线,即图 4 中的点划线。

(2)计算无量纲化后各个转速下的喘振边界点与目标喘振边界的距离,则目标函数为各个转速下喘振边界点与目标喘振边界的垂直距离之和,即

$$OF = d_{50} + d_{60} + d_{70} + d_{80} + d_{90} + d_{95} \quad (7)$$

式中 $d_{50}, d_{60}, d_{70}, d_{80}, d_{90}, d_{95}$ 分别表示 50%, 60%, 70%, 80%, 90%, 95% 设计转速的喘振边界点与目标喘振边界的垂直距离,如图 4 所示。

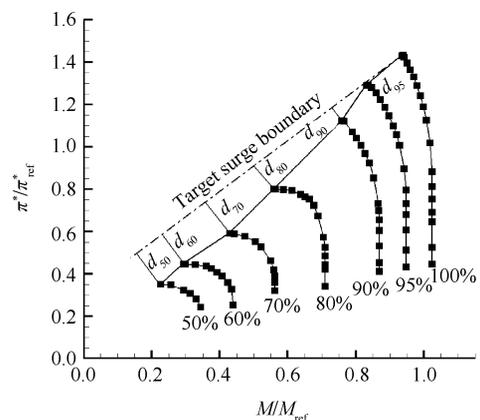


Fig. 4 Definition of target surge boundary

优化的目标是使目标函数 OF 趋于最小,对此得到的最优调节方案能够使压气机的喘振边界最大程度地接近目标喘振边界,从而使压气机非设计转速的稳定工作范围获得最大幅度的提高。

3.3 约束条件

由于在不同转速条件下多排导/静叶联合调节的角度组合方案过多,同时受到控制机构的限制,为了简化可转导/静叶的变化规律,参考 LM2500 燃气轮机

压气机可转导叶的约束方案^[19],本文在优化过程中,选定某排可转叶片在各个转速下的调节角度作为参考角度,用符号 A95, A90, A80, A70, A60, A50(分别代表 95%, 90%, ..., 50%设计转速下的参考角度)表示,其他排可转叶片在对应转速下的转角与其成线性关系,分别为参考角度乘以比例系数 K_0 , K_1 , K_2 , ... (分别代表进口导叶、第一级静叶、第二级静叶、...的比例系数)。优化过程中选择以上数值作为优化变量,通过给定恰当的优化变量范围和优化目标,即可对多排可转导/静叶联合调节方案进行优化。

本文制定了两种优化方案,如表 1 所示,Case 1 调节进口导叶和前两级静叶,压比放大系数 K_{pr} 为 1.3, Case 2 调节四排叶片,即进口导叶和前三级静叶,压比放大系数 K_{pr} 也为 1.3,该两个方案用于对比不同调节叶片排数对优化结果的影响。在这两个方案中,均选取第一级静叶的调节角度作为参考角度,参考角度的变化范围如表 2 所示。

Table 1 Relationship of several stators

	Case 1		Case 2
K_{pr}	1.3	K_{pr}	1.3
K_0	1~1.5	K_0	1~1.5
K_1	1	K_1	1
K_2	0.4~1	K_2	0.4~1
		K_3	0.4~1

Table 2 Adjustment range of reference angle

Rotation speed/%	Lower limit/(°)	Upper limit/(°)
95	-5	0
90	-10	0
80	-15	-5
70	-20	-10
60	-25	-15
50	-30	-20

3.4 优化算法

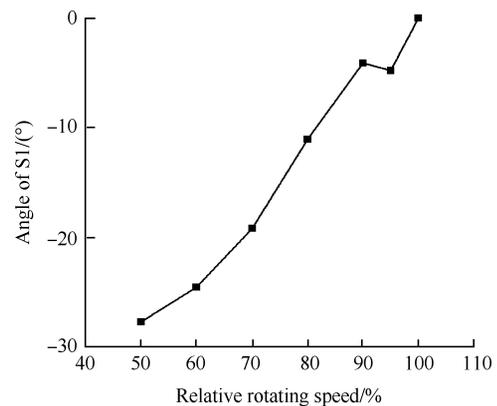
遗传算法由于其适用性强、通用性好、寻优效率高优点,在叶轮机械优化设计领域得到了广泛的应用^[20,21]。该方法对模型的数学形态没有特殊要求,特别适合处理像多排导/静叶联合调节方案优化这种非线性、多峰值的复杂问题。

相比于标准的遗传算法,多岛遗传算法在协调群体的多样性与加速收敛速度方面有很大提高,其引入了“岛”的概念,每个“岛”是一个子种群。当进化到一定代数时,每个岛上一定数量的个体会迁移到其他岛上,继续进化。本文中的多岛遗传算法都

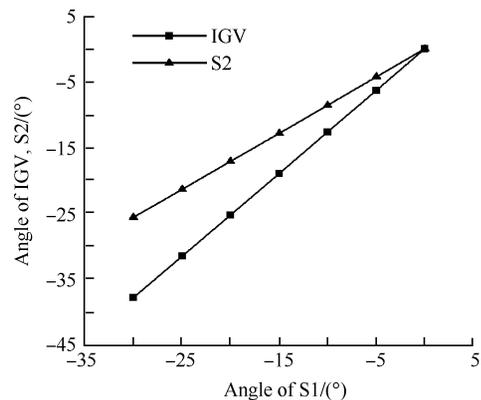
给定 10 个岛,每个岛有 10 个种群,优化 10 代,突变率和迁移率为 0.01,计算步数为 10^3 次。

4 优化结果及分析

由于本文利用一维压气机特性预测程序对多排可转导/静叶联合调节方案进行优化,该过程较为快速,整个优化过程大约消耗 3h,可见该优化平台可以快速地为实验调节提高参考,节省了大量的人力和物力。图 5 和图 6 分别给出了 Case 1 和 Case 2 中可转导/静叶安装角的的调节规律,它们都以第一级静叶安装角的调节角度随转速的变化为参考,其他排导/静叶的安装角调节角度与其成线性关系,从而可以快速确定某转速下多排导/静叶联合调节的规律。如 Case 1 中,作为参考叶片排的第一级静叶在 70% 转速时转角为 19.2° ,而进口导叶和二级静叶与其对应的比例系数分别为 1.315 和 0.890,相应的转角分别为 25.2° 和 17.1° 。相对于前人每次只对某单一转速进行优化,本文的优化可在已知某转速多排可转导/静叶联合调节规律的情况下推测出其他转速下导/静叶的调节规律,便于快速地获取压气机不同转速时



(a) Relationship between the angle of the first stator and the rotation speed



(b) Relationship between the angle of the other stators and the first stator

Fig. 5 Optimization results of Case 1

多排导/静叶的联合调节规律,从而实现压气机的无级调节。

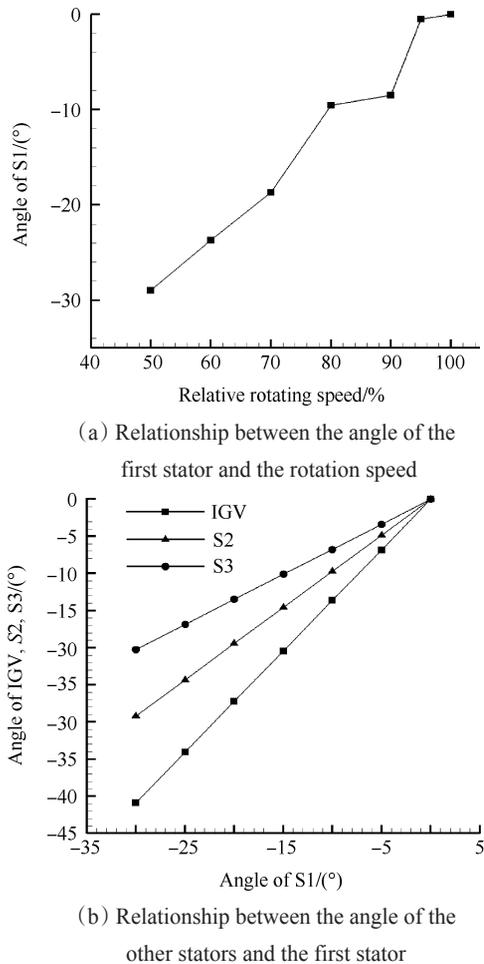


Fig. 6 Optimization results of Case 2

图7给出了采用 Case 1 和 Case 2 调节角度后压气机特性曲线与原型压气机的对比,从中可以看出,优化后的喘振边界都获得明显的提升,从而使压气机非设计转速下稳定运行的工作范围拓宽,达到改善压气机部分转速性能的目的。对比 Case 1 和 Case 2 的压气机特性曲线,调节三排导/静叶的 Case 1 在转

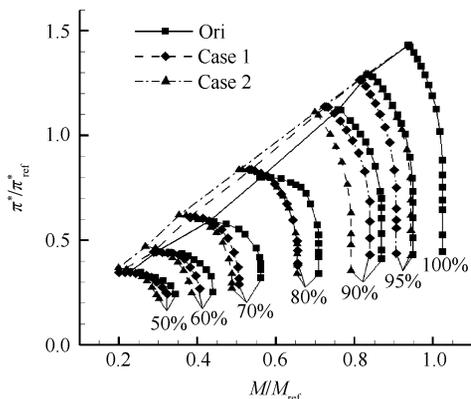


Fig.7 Characteristics comparison after optimization by HARIKA

速很低时,喘振边界并没有明显向左上方移动,说明在转速较低时三排导/静叶联合调节的能力存在不足,而四排导/静叶的 Case 2 在转速较低时调节依然较强,所以优化时需要合理安排导/静叶的调节排数从而达到预期的调节日标。

为了验证在一维环境下对压气机多排导/静叶联合调节方案进行优化的有效性,本文利用三维软件 NUMECA 对 Case 2 得到的结果进行验算。计算工质采用空气,湍流模型选择 S-A 湍流模型,边界条件给定进口总温总压和出口静压,当网格数超过 1300 万时,网格敏感性基本消失,所以本文的计算网格数为 13953062。由于三维计算量过大,这里仅计算优化后 95%, 90%, 80% 和 60% 设计转速的压气机特性曲线,如图 8 所示。在三维条件下压气机优化后的喘振边界线明显向左上方移动,说明压气机低工况稳定性得到了很大改善。而且优化后压气机的喘振边界线也近似直线,与一维条件下的目标喘振边界趋势一致,证明了利用 Isight 软件、HARIKA 算法以及部分自编接口程序搭建的优化设计平台的有效性。

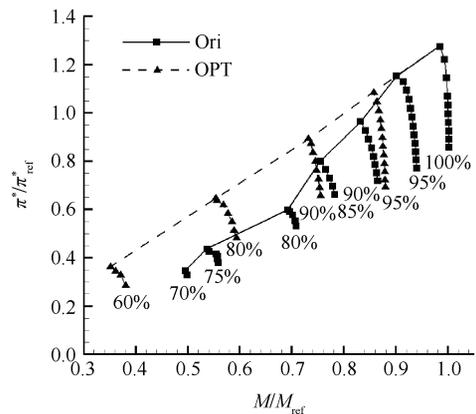


Fig. 8 Characteristics comparison after optimization by NUMECA

5 结论

本文通过建立多级轴流压气机多排可转导/静叶联合调节方案的优化设计平台,得出如下结论:

(1) 通过给定喘振边界的优化目标对多排可转导/静叶联合调节方案进行优化,便于快速获取压气机不同转速下多排可转导/静叶安装角的调节规律,实现压气机可转导/静叶的无级调节,并为实验提供参考。

(2) 可转导/静叶的调节能力受限于调节级数,调节级数过少,压气机较低转速时调节能力存在不足,而过多的调节级数会增大控制机构的难度,所以需要

要仔细考虑所需的调节级数以达到预期的调节目标。

(3)优化后压气机的喘振边界明显向左上方移动,如CASE2中70%转速时近失速点流量减小了17.94%,近失速点压比增加了4.93%,压气机低工况气动稳定性获得提高。

(4)将一维优化获得的可转导/静叶安装角调节角度代入三维软件中进行验算,其喘振边界与一维条件下的变化趋势基本一致,证明了此优化平台的可行性和有效性。

参考文献:

- [1] Day I J, Freeman C. The Unstable Behaviour of Low and High Speed Compressors[R]. *ASME 93-GT-26*.
- [2] Gresh M T. Compressor Performance: Selection, Operation, and Testing of Axial and Centrifugal Compressors [M]. *NED: Elsevier Science & Technology Book*, 1990.
- [3] Muir D E. Health Monitoring of Variable Geometry Gas Turbines for the Canadian Navy[J]. *Engineering for Gas Turbines and Power*, 1989, 5(10): 111-118.
- [4] 楚武利, 申 凯. 可调进口导叶和叶片角向缝处理机匣相互作用的实验研究及机理分析[J]. *推进技术*, 2014, 35(9): 1209-1215. (CHU Wu-li, SHEN Kai. Experiment Investigation and Mechanism Analysis of Interaction of Variable Inlet Guide Vanes and Axial Skewed Slots Casing Treatment [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(9): 1209-1215.)
- [5] Garberglio J E, Song J O, Boudreaux W L. Optimization of Compressor Vane and Bleed Settings[R]. *ASME 82-GT-81*.
- [6] 张 健, 任铭林. 静叶角度调节对压气机性能影响的试验研究[J]. *航空动力学报*, 2000, 15(1): 27-30.
- [7] Sun J, Elder R L. Numerical Optimization of a Stator Vane Setting in Multistage Axial-Flow Compressors[J]. *Journal of Power and Energy*, 1998, 212-247.
- [8] White N M, Tourlidakis A, Elder R L. Axial Compressor Performance Modelling with a Quasi-One-Dimensional Approach. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers[J]. *Journal of Power and Energy*, 2009, 12(9): 181-193.
- [9] Gallar L, Arias M. Compressor Variable Geometry Schedule Optimization Using Genetic Algorithms [R]. *ASME GT-2009-60049*.
- [10] Gallar L, Arias M. Stochastic Axial Compressor Variable Geometry Schedule Optimization[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2011, 15(5): 366-374.
- [11] 吴 虎, 孙 娜. 多级轴流压气机变几何扩稳优化方法研究[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(11): 2558-2563.
- [12] 吴 虎, 毛 凯. 多级轴流压气机变几何扩稳优化与性能约束分析[J]. *航空发动机*, 2012, 38(6): 11-15.
- [13] 史 磊, 刘 波. 商用发动机10级高压压气机一维特性优化设计[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(7): 1564-1569.
- [14] 萨奇科娃. 一维平均半径轴流压气机气动设计[M]. 沈阳:沈阳发动机研究所, 1994.
- [15] 黄 杰. 压气机总特性与级特性相关性研究[D]. 西安:西北工业大学, 2001.
- [16] 赵 勇, 胡 骏, 屠宝锋. 多级轴流风扇/压气机非设计点性能计算方法[J]. *推进技术*, 2008, 29(2): 219-224. (ZHAO Yong, HU Jun, TU Bao-feng. Calculation of Multistage Axial Fan/Compressor Off-Design Performance [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(2): 219-224.)
- [17] Viot C H. Investigation of a High-Pressure-Ratio Eight-Stage Axial Flow Research Compressor with Two Transonic Inlet Stage, Part I: Aerodynamic Design[R]. *NACA-RM-E53124*, 1953.
- [18] Geye R P, Budinger R E, Viot C H. Investigation of a High-Pressure-Ratio Eight-Stage Axial Flow Research Compressor with Two Transonic Inlet Stage, Part II: Preliminary Analysis of Overall Performance [R]. *NACA-RM-E53J06*, 1953.
- [19] Wadia A R, Wolf D P. Aerodynamic Design and Testing of an Axial Flow Compressor with Pressure Ratio of 23. 3:1 for the LM2500+ Gas Turbine[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 4(15): 331-340.
- [20] Gardner B A, Selig M S. Airfoil Design Using a Genetic Algorithm and an Inverse method [R]. *AIAA 2003-0043*.
- [21] Temegen C, Wahid G. Single and Multi-Point Shape Optimization of Gas Turbine Blade Cascades [R]. *AIAA 2004-4446*.

(编辑:朱立影)