基于遗传算法的涡轮叶片喉道面积公差设计方法

常骐越，慕粉娟，侯伟涛，罗华玲
（中国航发商用航空发动机有限责任公司，上海 200241）

摘要：为从制造公差方面控制涡轮叶片喉道面积偏离，降低对涡轮性能及可靠性带来的不利影响，提出了一种基于数值仿真和遗传算法的涡轮叶片喉道面积公差设计方法。针对双级高压涡轮，采用商用软件分析了流量、级间静压、流道内转子轴向力、效率与4排叶片喉道面积偏差的敏感性关系，并建立了基于叶片喉道面积偏差的涡轮性能评估模型。以涡轮性能评估模型为基础，构建了涡轮叶片喉道面积公差评价函数，采用遗传算法在给定的范围内实现了4排叶片喉道面积公差的寻优。结果表明：建立的性能评估模型对涡轮主要性能参数的预测结果与CFD结果偏差均小于0.1%。种群数为50、100、200时，均收敛到相同的4排叶片喉道面积公差最优解；在解空间内，为使高压涡轮性能参数最接近限制值，4排叶片喉道面积公差应分别为±1.02%、±1.00%、±1.00%、±1.01%。

关键词：涡轮叶片；喉道面积；公差设计；数值计算；遗传算法；航空发动机
中图分类号：V235.1 **文献标识码：**A doi：10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.06.002

Tolerance Design Method for Turbine Blade Throat Area Based on Genetic Algorithm

CHANG Qi-yue, MU Fen-juan, HOU Wei-tao, LUO Hua-ling
(AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

Abstract: To control deviations in turbine throat area from manufacturing tolerances and mitigate adverse effects on turbine performance and reliability, a turbine throat area tolerance design method based on numerical simulation and a genetic algorithm was proposed. For a two-stage high-pressure turbine, sensitivity relationships between mass flow rate, inter-stage static pressure, rotor axial force, efficiency, and deviations in the four-row blade throat areas were analyzed using commercial software, establishing a turbine performance evaluation model based on throat area deviations. Based on this model, a tolerance evaluation function for turbine throat area tolerance was constructed, and the genetic algorithm was employed to optimize the tolerance ranges for the four-row blade throat areas within specified ranges. Results show that for key turbine performance parameters, the deviations between the performance evaluation model's predictions and CFD results are less than 0.1%. For population sizes of 50, 100 and 200, the optimizations consistently converge to the same optimal tolerance solution for the four-row blade throat areas; within the solution space, to realize performance parameters of the high-pressure turbine closest to the limit values, the throat area tolerances for the four blade rows should be ±1.02%, ±1.00%, ±1.00%, ±1.01%, respectively.

Key words: turbine blade; throat area; tolerance design; numerical calculation; genetic algorithm; aeroengine

0 引言

涡轮叶片喉道面积是指涡轮叶栅通道的最小截面面积。在燃气轮机及航空发动机中，涡轮叶片喉道面积是影响涡轮性能及整机部件匹配的重要参数。涡轮叶片分为静止的导向叶片（导叶）和随轮盘转动的工作叶片（动叶）。涡轮导叶喉道面积对涡轮通流能力及压气机裕度有较大影响，进而影响整机推力、耗油率等关键性能[1]。与导叶相比，涡轮动叶喉道面积对涡轮流量的影响相对较小，但其面积变化会影响导叶/动叶间的压力[2]，进而影响动叶前缘冷却效果及转/静子之间的轮缘封严效果。因此，叶片喉道面积若存在较大偏差，会对涡轮部件的性能和可靠性构成潜在威胁。对于多级涡轮，各排叶片喉道面积公差设计属于典型的多变量、多目标优化问题。工程上采用的多目标优化方法包括遗传算法[3-5]、神经网络[6]、粒

收稿日期：2024-01-24 **基金项目：**国防工业重点研究项目资助
作者简介：常骐越（1990），男，硕士，工程师。

引用格式：常骐越，慕粉娟，侯伟涛，等.基于遗传算法的涡轮叶片喉道面积公差设计方法[J].航空发动机，2025，51(6)：19-25.CHANG Qiyue，MU Fenjuan，HOU Weitao，et al.Tolerance design method for turbine blade throat area based on genetic algorithm[J].Aeroengine，2025，51(6)：19-25.

子群算法等。其中,遗传算法通过模拟大自然中生物体进化规律,是一种随机全局搜索和优化方法[7],在叶轮机械设计领域得到了广泛应用。

国内外学者对遗传算法进行了广泛研究。Obayashi等[8]采用遗传算法对一种机翼翼型的压力分布进行了优化;Quagliarella等[9]采用遗传算法对一种跨声速叶型进行了优化,降低了激波损失;Vicini等[10]以叶型升力、压力分布为优化目标,采用遗传算法对NACA 0012叶型进行了优化设计,并验证了不同遗传算子对优化结果具有显著影响;丰镇平等[11]分别针对透平叶栅和压气机叶栅,采用遗传算法优化了压力分布,证明了遗传算法在叶轮机械优化方面具有重要作用;高丽敏等[12]结合遗传算法与计算流体力学(Computational Fluid Dynamics,CFD)方法,对压气机过渡段进行了优化设计,降低了过渡段总压损失;张金环等[13]采用并行遗传算法开展了向心涡轮气动优化设计。上述研究主要是针对叶轮机械叶型气动设计参数的优化,未涉及对叶片喉道面积偏差控制方法的分析。

本文通过数值计算分析建立了流量、效率、级间静压、流道内轴向力与4排叶片喉道面积偏差的数学关系模型,采用遗传算法对双级高压涡轮4排叶片喉道面积公差进行了寻优设计。

1 设计方法简述

涡轮叶片喉道面积公差设计流程如图1所示。

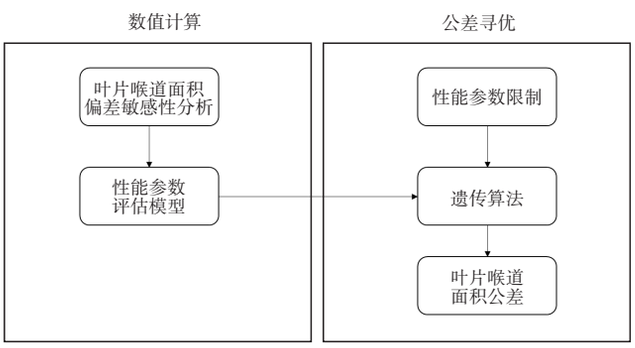


图1 公差设计流程

公差设计分为数值计算和公差寻优2部分,主要过程为:

(1)基于商用CFD软件,计算叶片不同喉道面积时的涡轮性能参数。

(2)根据叶片喉道面积偏差敏感性结果,建立关键性能参数随喉道面积变化的评估模型。

(3)根据涡轮利益攸关方反馈,获取关键性能参数限制值。

(4)根据(2)和(3),利用遗传算法开展公差寻优。

(5)获取最终的叶片喉道面积公差。

2 涡轮叶片喉道面积偏差敏感性分析

2.1 数值方法

本文以双级高压涡轮为研究对象,高压涡轮4排叶片布置如图2所示。其中,S_1、R_1、S_2、R_2分别为第1级导叶、第1级动叶、第2级导叶、第2级动叶(下文分别简称1导、1动、2导和2动)。40、41、42、43分别为1导进口、1导/1动、1动/2导和2导/2动共4个交界面。

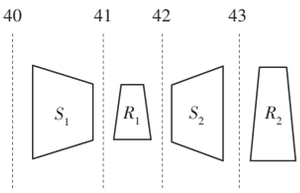


图2 高压涡轮4排叶片布置

数值计算采用商用软件,计算模型如图3所示,包括1导、1动、2导、2动和过渡段整流叶片。各排叶片均采用六面体结构化网格,近壁面第1层网格厚度为6 μm,网格参数见表1。高压涡轮进口边界条件给定总温、总压,出口边界条件给定静压。计算中通过调整出口静压,保证高压涡轮进出口总压之比(膨胀比)达到目标值。湍流模型选择剪应力输运模型(Shear Stress Transport,SST),转静子交界面采用Stage模型。

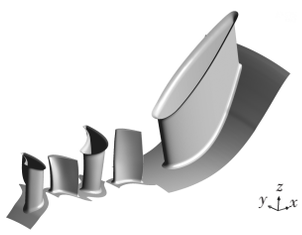


图3 计算模型

表1 网格参数

叶片排	网格数/万
1导	80
1动	70
2导	60
2动	70

高压涡轮冷气采用源项法模拟,利用商业软件提供的源项(Sources)功能,在每排叶片的前缘设置1对内部交界面(Interfaces)。在交界面上添加源项(Sources),给定冷气的质量流量、总温。采用3个型号双级高压涡轮性能试验数据对上述网格参数及计算设置进行校核,模型校核见表2。

表2 模型校核 %

参数	型号1	型号2	型号3
进口流量	+1.7	−1.1	−0.6
效率	+1.5	+1.3	+1.1

2.2　叶片喉道面积偏差敏感性

针对高压涡轮工作特点,选取了流量、级间静压、流道内转子轴向力和效率共6个性能参数,通过调整叶片安装角模拟叶片喉道面积变化,分析了4排叶片喉道面积变化对上述参数的影响。敏感性结果Ⅰ、Ⅱ见表3、4。表中数据为各排叶片喉道面积相对于理论值+1%时,高压涡轮各性能参数对应变化。其中,Δw为高压涡轮流量;Δp_{41}为1导/1动间静压;Δp_{42}为1动/2导间静压;Δp_{43}为2导/2动间静压;Δf_a为流道内转子轴向力;$\Delta\eta$为高压涡轮效率。

表3　敏感性结果Ⅰ　　%

叶片	Δw	Δp_{41}	Δp_{42}
S_1	0.71	0.81	0.63
R_1	0.33	−0.72	0.50
S_2	0.05	−0.11	−1.11
R_2	0.01	−0.02	−0.24

表4　敏感性结果Ⅱ　　%

叶片	Δp_{43}	Δf_a	$\Delta\eta$
S_1	0.49	1.41	0.05
R_1	0.23	−1.88	0.02
S_2	0.18	1.54	−0.04
R_2	−1.13	−1.13	−0.06

从表3、4中可见:

(1)高压涡轮叶片喉道面积增大,高压涡轮流通能力提高。对于双级高压涡轮,流通能力主要受1导影响,1动对流量的影响程度大约为1导的一半,2导和2动对流量的影响很小。

(2)本文研究的双级高压涡轮属于亚声速涡轮,1导出口未达到堵塞工况,1导/1动间静压主要受1导和1动喉道面积影响。1导喉道面积增大,气流在1导中的加速-膨胀减弱,压降减小,1导出口静压升高[14]。将1动假设为1导后的“喷管”,1动喉道面积增大后,相当于喷管面积增大,气流在1导中的膨胀增强,1导出口静压降低[14];2导喉道面积增加也有类似效果,但对1导出口静压的影响程度相对于1动已经减弱。

(3)1动/2导间静压主要受1导、1动和2导喉道面积影响。1导、1动喉道面积增加,气流在上述2排叶片中的加速-膨胀减弱,1动出口静压升高;2导相当于第1级涡轮的“喷管”,对1动出口静压的影响机制与(2)类似;2动喉道面积增加也有类似效果。

(4)2导/2动间静压受四排叶片喉道面积影响,各排叶片喉道面积变化对其影响机制与(2)、(3)类似。

(5)流道内转子轴向力为作用在1动、2动上的气动力的轴向分量。当1导/1动、2导/2动间静压增大时,轴向力增大,反之减小。

(6)各排叶片喉道面积对效率的影响主要通过改变级间压力,进而改变气流在叶片排间的焓降分配(出功)来实现。当前设计下,1导、1动喉道面积增加,气流在1级涡轮膨胀减弱,1级涡轮出功减小,2级涡轮出功增加,高压涡轮2级总效率提高;2导、2动喉道面积增大,气流在1级涡轮膨胀增强(如(3)),1级涡轮出功增加,2级涡轮出功减少,高压涡轮2级总效率降低。

3　性能参数评估模型

3.1　评估模型

根据表3、4,基于线性关系假设,建立如性能参数与叶片喉道面积偏差数学关系式为

$$\Delta w = 0.71\alpha_1 + 0.33\alpha_2 + 0.05\alpha_3 + 0.01\alpha_4 \quad (1)$$

$$\Delta p_{41} = 0.81\alpha_1 - 0.72\alpha_2 - 0.11\alpha_3 - 0.02\alpha_4 \quad (2)$$

$$\Delta p_{42} = 0.63\alpha_1 + 0.50\alpha_2 - 1.11\alpha_3 - 0.24\alpha_4 \quad (3)$$

$$\Delta p_{43} = 0.49\alpha_1 + 0.23\alpha_2 + 0.18\alpha_3 - 1.13\alpha_4 \quad (4)$$

$$\Delta f_a = 1.41\alpha_1 - 1.88\alpha_2 + 1.54\alpha_3 - 1.13\alpha_4 \quad (5)$$

$$\Delta\eta = 0.05\alpha_1 + 0.02\alpha_2 - 0.04\alpha_3 - 0.06\alpha_4 \quad (6)$$

式中:$\alpha_1 \sim \alpha_4$分别为1导、1动、2导、2动喉道面积相对于理论值的偏差百分比。

3.2　模型验证

为验证线性关系假设的有效性,分别对以下2种情形进行数值计算分析。对比数值计算结果与按式(1)~(6)得到分析结果。情形1、2验证结果见表5、6。

表5　情形1验证结果　　%

参数	Δw	Δp_{41}	Δp_{42}	Δp_{43}	Δf_a	$\Delta\eta$
CFD	−4.00	−1.11	−0.56	−1.50	−3.49	−0.08
线性关系式	−3.96	−1.04	−0.49	−1.55	−3.44	−0.06

表6　情形2验证结果　　%

参数	Δw	Δp_{41}	Δp_{42}	Δp_{43}	Δf_a	$\Delta\eta$
CFD	3.50	0.46	−0.41	1.33	3.16	0.00
线性关系式	3.55	0.51	−0.33	1.33	3.21	0.02

情形1:1导、1动、2导、2动喉道面积分别较理论值−4.1%、−2.7%、−2.8%、−1.4%。

情形2:1导、1动、2导、2动喉道面积分别较理论值+3.5%、+2.7%、+3.2%、+1.4%。

2种情形下式(1)~(6)的线性关系式分析结果与CFD分析结果各项偏差均小于0.1%,说明基于线性关系假设的性能参数-叶片喉道面积偏差模型具有合理性。

4 叶片喉道面积公差寻优

4.1 性能参数限制

涡轮叶片喉道面积公差是叶片喉道面积的允许变动量,是涡轮性能要求和制造经济性之间的协调产物。因此,涡轮叶片喉道面积公差设计需制定合理的性能参数限制值[15]。性能参数限制值Ⅰ、Ⅱ见表7、8。从双级涡轮气动性能和可靠性进行分析,选取6个参数(表7、8)作为目标性能参数,并给定允许的变动范围,变动范围的上下限即为限制值。各参数说明详见第2.2节。

表7 性能参数限制值Ⅰ %

参数	Δw	Δp_{41}	Δp_{42}
范围	±1.0	±2.0	±2.0

表8 性能参数限制值Ⅱ %

参数	Δp_{43}	Δf_a	$\Delta \eta$
范围	±2.0	±3.0	±0.2

4.2 算法模块

遗传算法(Genetic Algorithm,GA)起源于对生物系统所进行的计算机模拟研究,是模仿自然界生物进化机制发展起来的随机全局搜索和优化方法,借鉴了达尔文的进化论和孟德尔的遗传学说。其本质是一种高效、并行、全局搜索的方法,能在搜索过程中自动获取和积累有关搜索空间的知识,并自适应地控制搜索过程以求得最佳解。

为完成双级高压涡轮4排叶片喉道面积公差设计,采用Python语言编写了遗传算法全部代码。遗传算法的主要环节如图4所示。

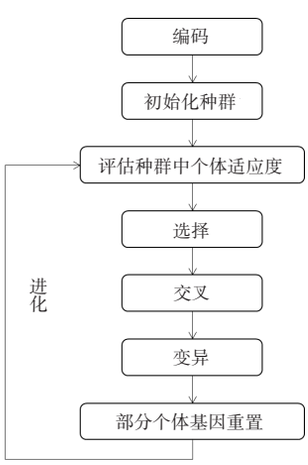


图4 遗传算法的主要环节

4.2.1 个体基因编码

为求解多变量优化问题,根据基因编码长度进行种群中个体基因编码。基因编码长度如图5所示。

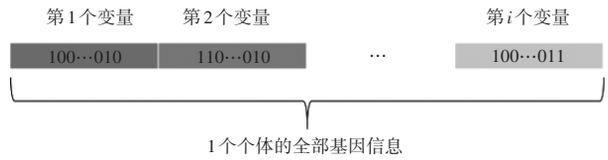


图5 基因编码长度

假设优化问题中有i个变量,则每个变量采用相同位数的二进制数进行编码。i个变量对应的二进制数依次相连,则构成了1个个体的全部基因信息[16]。

4.2.2 种群选择策略

遗传算法中的种群选择策略模拟了生物种群中的自然选择。本文中种群选择策略为“精英选择+锦标赛选择”。

(1)精英选择。对1个种群中所有个体的适应度进行评价,选择适应度排名前5%的父代个体进入到子代。精英选择的策略保证了父代中的最优解可以100%的概率进入到子代中。

(2)锦标赛选择。通过精英选择选取5%的种群个体后,种群中其余95%个体通过“三元锦标赛”选出,即从父代中任意选出3个个体,比较个体适应度,个体适应度最高的进入到子代。锦标赛选择的策略可以淘汰父代种群中的最劣解。

4.2.3 随机交叉策略

遗传算法中的随机交叉策略模拟了生物种群中的基因重组[16]。对通过第4.2.2节选择出的子代每一个个体,按0.9的交叉概率,进行如下交叉,交叉策略如图6所示。

(1)第i个个体,随机与第j个个体($i \neq j$),以单个变量为单位交换基因信息,生成新的子代fnew1和fnew2。

(2)第i个个体、fnew1、fnew23者中个体适应度最大的替换第i个个体,作为子代中的个体。

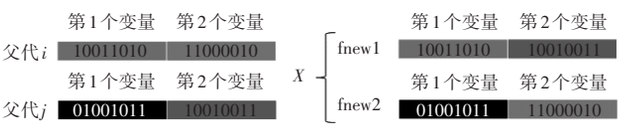


图6 交叉策略

4.2.4 变异策略与基因重置

遗传算法中的变异策略模拟了生物种群中的基因变异。针对完成第4.2.3节随机交叉的子代每一个个体基因中的每一位,按0.1的变异概率,进行基因变异(原值为0,变异后为1(原值为1,变异后为0)。在基因变异操作中,需对二进制编码转码为格雷码,再进行变异。采用格雷码进行变异操作的好处在于避免了变异后可能会出现远离最优解的情况[17]。

同时，为了避免收敛到局部最优解，在完成变异后，选择子代种群中个体适应度排名后10%的个体，对其基因进行重置（初始化随机赋值）。

4.2.5　算法校验

为验证自编算法的准确性，以求解函数最大值的问题为例，与英国谢菲尔德大学开发的遗传算法工具进行了对比[16]，算法校验结果见表9。

问题案例：求解函数的最大值

$$f(x,y) = x\cos(2\pi y) + y\sin(2\pi x) \tag{7}$$

式中：$x \in [-2,2]$，$y \in [-2,2]$。

表9　算法校验结果

变量	谢菲尔德	自编算法
x	1.7625	1.7653
y	−2	−2
f_{max}	3.7563	3.7561

从表9中可见，自编算法与谢菲尔德大学遗传算法工具求解得到的最大值偏差为−0.005%。

4.3　公差寻优

公差寻优的过程包括：

（1）求解域选择；

（2）个体基因编码；

（3）制定个体适应度评价函数；

（4）遗传算法寻优。

4.3.1　求解域选择

根据当前叶片试制工艺能力，4排叶片喉道面积公差寻优求解域见表10。从第2.2节表3中可见，由于1导喉道面积对流量有较大影响，公差寻优范围设定为±0.5%~±3.0%；其它3排叶片喉道面积公差寻优范围放宽至±1.0%~±3.5%。

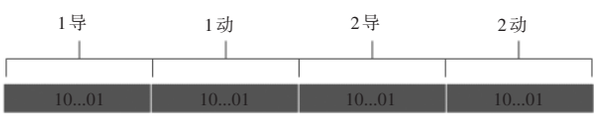
表10　求解域　　%

参数	1导	1动	2导	2动
范围	±0.5~±3.0	±1.0~±3.5	±1.0~±3.5	±1.0~±3.5

为便于采用遗传算法求解，实际按半个公差带进行寻优，即1导、1动、2导、2动的遗传算法求解域分别为[0.5，3.0]，[1.0，3.5]，[1.0，3.5]，[1.0，3.5]。

4.3.2　个体基因编码

在执行遗传算法时，以1组4排叶片喉道面积公差信息作为个体基因，按基金编码进行二进制编码。基金编码如图7所示。



每项均为8位二进制数，1个个体完整基因长度为32位

图7　基因编码

编码公式为

$$\theta_1 = 0.5 + 0.009804\sum_{i=1}^{8} b_{1i}2^{i-1} \tag{8}$$

$$\theta_2 = 1.0 + 0.009804\sum_{i=1}^{8} b_{2i}2^{i-1} \tag{9}$$

$$\theta_3 = 1.0 + 0.009804\sum_{i=1}^{8} b_{3i}2^{i-1} \tag{10}$$

$$\theta_4 = 1.0 + 0.009804\sum_{i=1}^{8} b_{4i}2^{i-1} \tag{11}$$

式中：θ_1~θ_4分别为1导、1动、2导、2动的半个公差带值；b_{1i}、b_{2i}、b_{3i}、b_{4i}分别为1导、1动、2导、2动各自对应的8位二进制数上第i位数字。

针对每个叶片喉道面积偏差，按8位二进制数进行编码，可实现在解空间内按0.01分度进行寻优。

4.3.3　个体适应度评价函数

公差设计的目的在于实现涡轮性能要求和制造经济性之间的协调。针对特定的4排叶片喉道面积公差组合θ_1~θ_4（即1个个体），在各自公差范围内按正态分布随机取值作为叶片喉道面积偏差，构成1个样本，可按式（1）~（6）计算得到1组性能参数偏差。执行N次随机取值，便可得到N组性能参数偏差。统计N组参数的标准差，按3倍样本标准差（即99.73%的置信度）作为可能的参数偏差极限值。该极限值与表7、8中的限制值偏差越小，则认为这1组公差组合越合理，个体适应度评价如图8所示。

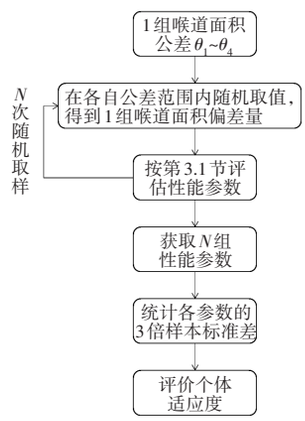


图8　个体适应度评价

为提高遗传算法的求解效率，针对每1个公差组合（即1个个体），不再通过随机取值的方式确定性能参数的3倍样本标准差，其3倍样本标准差计算式为

$$3\chi_1 = 0.7\Delta w_{max} \tag{12}$$

$$3\chi_2 = 0.7\Delta p_{41,max} \tag{13}$$

$$3\chi_3 = 0.6\Delta p_{42,max} \tag{14}$$

$$3\chi_4 = 0.6\Delta p_{43,max} \tag{15}$$

$$3\chi_5 = 0.5\Delta f_{a,max} \tag{16}$$

$$3\chi_6 = 0.5\Delta \eta_{max} \tag{17}$$

式中：χ_1~χ_6分别为第2.2节中6个性能参数的样本标准差。

由于寻优均按照半个公差带进行，根据式(2)~(7)可知，6个性能参数的偏差极值为

$$\Delta w_{\max} = 0.71\theta_1 + 0.33\theta_2 + 0.05\theta_3 + 0.01\theta_4 \quad (18)$$

$$\Delta p_{41,\max} = 0.81\theta_1 + 0.72\theta_2 + 0.11\theta_3 + 0.02\theta_4 \quad (19)$$

$$\Delta p_{42,\max} = 0.63\theta_1 + 0.50\theta_2 + 1.11\theta_3 + 0.24\theta_4 \quad (20)$$

$$\Delta p_{43,\max} = 0.49\theta_1 + 0.23\theta_2 + 0.18\theta_3 + 1.13\theta_4 \quad (21)$$

$$\Delta f_{a,\max} = 1.41\theta_1 + 1.88\theta_2 + 1.54\theta_3 + 1.13\theta_4 \quad (22)$$

$$\Delta \eta_{\max} = 0.05\theta_1 + 0.02\theta_2 + 0.04\theta_3 + 0.06\theta_4 \quad (23)$$

定义个体适应度函数$f(\theta_1,\theta_2,\theta_3,\theta_4)$。

当下列条件有1个成立时，$3\chi_1 > 1$；$3\chi_2 > 2$；$3\chi_3 > 2$；$3\chi_4 > 2$；$3\chi_5 > 3$；$3\chi_6 > 0.2$，则

$$f(\theta_1,\theta_2,\theta_3,\theta_4) = 0 \quad (24)$$

当上述条件均不成立时，则

$$f(\theta_1,\theta_2,\theta_3,\theta_4) = 1/(1 + 1 - 3\chi_1 + 2 - 3\chi_2 + 2 - 3\chi_3 + 2 - 3\chi_4 + 3 - 3\chi_5 + 0.2 - 3\chi_6) \quad (25)$$

对个体适应度评价函数的说明如下：

(1)针对特定的公差组合θ_1~θ_4，当任一性能参数的3倍样本标准差大于限制值时，认为该公差组合不能满足性能参数的要求，个体适应度为0。

(2)针对特定的公差组合θ_1~θ_4，当任一性能参数的3倍样本标准差均不大于限制值时，其与限制值的偏差之和越小，越接近理想的公差值，个体适应度越高。

(3)极限情况下(不考虑公差解空间的限制)，当某一特定公差组合θ_1~θ_4，能使得各性能参数的3倍样本标准差均等于限制值，就达到了最理想情况下的公差，个体适应度为1。

4.3.4 公差设计结果

分别计算了种群数量50、100、200时，种群最大个体适应度进化情况(进化代数=5000)。个体最大适应度进化过程如图9所示。从图中可见，从大约第2500代以后，采用不同种群数量进行遗传算法求解，所得种群中最大个体适应度不再变化，最大个体适应度均为0.278。

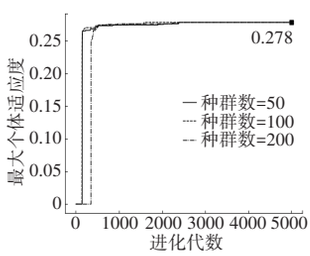


图9 个体最大适应度进化

1导、1动、2导、2动喉道面积公差进化如图10~13所示。从大约第2500代以后，采用不同种群数量进行遗传算法求解，所得θ_1~θ_4不再变化，分别为1.02，1.00，1.00，1.01，即1导叶片喉道面积公差±1.02%，1动叶片喉道面积公差±1.00%，2导叶片喉道面积公差±1.00%，2动叶片喉道面积公差±1.01%。

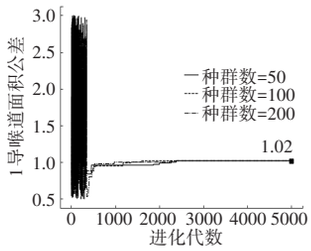


图10 1导喉道面积公差进化

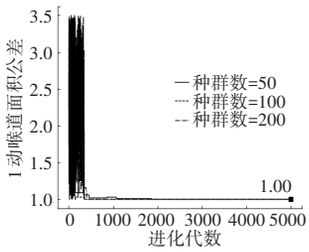


图11 1动喉道面积公差进化

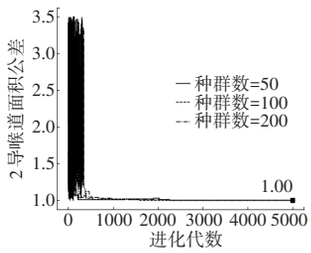


图12 2导喉道面积公差进化

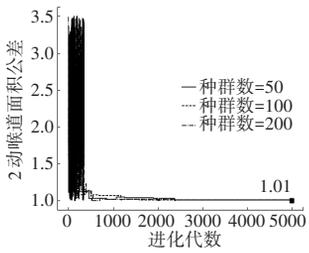


图13 2动喉道面积公差进化

为验证上述公差是否满足表7、8中的性能参数限制，在得到的4排叶片喉道面积公差范围内随机取值，作为1组叶片喉道面积偏差，按式(1)~(6)计算出6个性能参数的偏差。执行1000次随机取值，统计6个性能参数的偏差分布[18]，性能参数偏差见表11。从表中可见，按公差设计结果统计的6个性能参数偏差均满足限制值要求。其中，流量和流道内转子轴向力的3倍样本标准差最接近限制值。在满足流量和流道内转子轴向力要求的前提下，级间静压和效率的偏差较各自限制值均有一定的裕度。

表11 性能参数偏差 %

变量	Δw	Δp_{41}	Δp_{42}	Δp_{43}	Δf_a	$\Delta\eta$
$\pm 3\chi$	±0.78	±1.08	±1.41	±1.26	±2.91	±0.09%
限制值	±1.00	±2.00	±2.00	±2.00	±3.00	±0.20%

5 结论

(1)在研究参数范围内，各性能参数与叶片喉道面积偏差近似呈线性变化关系。

(2)经验证，所建立的遗传算法程序与谢菲尔德大学开发的遗传算法工具可得到相同数量级精度的寻优结果。

(3)在设置的涡轮叶片喉道面积公差寻优范围内，为满足性能参数限制，1导、1动、2导和2动叶片喉道面积公差应分别为±1.02%、±1.00%、±1.00%、

±1.01%。

参考文献:

[1] 齐晓雪,李长晖,彭振宇.大涵道比涡扇发动机几何面积调整研究[J].航空科学技术, 2014,25(8):54-59.
QI Xiaoxue,LI Changhui,PENG Zhenyu.Geometry area variation study on high bypass ratio turbofan engine[J].Aeronautical Science & Technology,2014,25(8):54-59.(in Chinese)

[2] 杨杰,刘冬华,潘尚能,等.动力涡轮动叶预扭对涡轮部件气动影响研究[J].热能动力工程,2016,31(8):44-50.
YANG Jie,LIU Donghua,PAN Shangneng, et al.Aerodynamic effects of pre-twist of the power Turbine blade on the turbine part[J].Journal of Engineering for Thermal Energy & Power,2016,31(8):44-50.(in Chinese)

[3] Oyama A,Liou M S,Obayashi S.Transonic axial-flow blade optimizaition: evolutionary algorithms/three-dimensional Navier-Stokes slover [J].Journal of Propulsion and Power,2004,20(4):612-619.

[4] Booker L B.Classifier systems and genetic algorithms[J].Aritificial Intelligence,1989,40:135-282.

[5] Forouraghi B.Worst-case tolerance design and quality assurance via genetic algorithms[J].Journal of Optimization Theory and Application, 2002,113(2):251-268.

[6] Pierret S.Turbomachinery blade design using a Navier-Stokes solver and artificial neural network[J].Journal of Turbomachinery,1999,121: 326-332.

[7] 韩文俊,唐兰,王晨,等.基于遗传算法的涡扇发动机稳态调节规律优化设计[J].航空发动机,2020,46(1):17-21.
HAN Wenjun,TANG Lan,WANG Chen,et al.Optimization design of steady-state regulation law of the turbofan engine based on the genetic algorithm[J].Aeroengine,2020,46(1):17-21.(in Chinese)

[8] Obayashi S,Takanashi S.Genetic optimization of target pressure distributions for inverse design methods[J].AIAA Journal,1996,34(5): 881-886.

[9] Quagliarella D,Cioppa A D.Genetic algorithms applied to the aerodynamic design of transonic airfoils[J].Journal of Aircraft,1995,32(4): 889-991.

[10] Vicini A,Quagliarella D.Inverse and direct airfoil design using a multiobjective genetic algorithm[J].AIAA Paper,1997,35(9):1499-1505.

[11] 丰镇平,李军,任斌,等.气动优化设计中的进化计算[J].热力透平, 2003,3(1):6-16.
FENG Zhenping,LI Jun ,REN Bin,et al.Evolutionary computation in aerodynamic optimization design[J].Thermal Turbine,2003,3(1):6-16.(in Chinese)

[12] 高丽敏,冯旭栋,陈璇,等.关于压气机过渡段设计方法的探讨[J].航空学报,2013,34(5):1057-1063.
GAO Limin,FENG Xudong,CHEN Xuan,et al.Exploration about compressor intermediate duct design[J].Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2013,34(5):1057-1063.(in Chinese)

[13] 张金环,周正贵.基于并行遗传算法的向心涡轮气动优化设计[J].航空发动机,2015,41(3):39-43.
ZHANG Jinhuan,ZHOU Zhenggui. Aerodynamic Optimization design of radial turbine based on parallel genetic algorithm[J].Aeroengine, 2015,41(3):39-43.(in Chinese)

[14] 蒋滋康,舒士甄.叶轮机械原理[M].北京:清华大学出版社,1991: 89-97.
JIANG Zikang,SHU Shizhen.Theory of turbomachinery[M].Beijing: Tsinghua University Press,1991:89-97.(in Chinese)

[15] 朱之丽,陈敏,唐海龙,等.航空燃气涡轮发动机工作原理及性能[M].上海:上海交通大学出版社,2018:64-66.
ZHU Zhili,CHEN Min,TANG Hailong,et al.Working principle and performance of aircraft gas turbine engines[M].Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press,2018:64-66.(in Chinese)

[16] 郁磊,史峰,王辉,等.MATLAB智能算法30个案例分析[M].北京:北京航空航天大学出版社,2015:14-16.
YU Lei,SHI Feng,WANG Hui,et al.MATLAB intelligent algorithm 30 case studies[M].Beijing: Beihang University Press,2015: 14-16.(in Chinese)

[17] 杨晓华,杨志峰,郦建强.格雷码混合加速遗传算法及其性能分析[J].北京师范大学学报:自然科学版,2004,40(6):831-836.
YANG Xiaohua,YANG Zhifeng,LI Jianqiang.A gray code hybrid accelerating genetic algorithm and its property analysis[J].Journal of Beijing Normal University(Natural Science),2004,40(6):831-836.(in Chinese)

[18] George S F,Monte C,Concepts, algorithms and applications[M].New York:Springer,1996:21-30.

(编辑:兰海青)