

航空发动机初步设计阶段涡轮流道 多学科优化设计分析方法

申秀丽^{1,2}, 龙 丹¹, 董晓琳³

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;

3. 中国运载火箭技术研究院 研究发展中心, 北京 100191)

摘 要: 针对航空发动机涡轮初步设计阶段,在完成气动流道初步设计的前提下,综合考虑气动流道与叶片轮盘关键结构特征的制约和平衡关系,建立了关于高压涡轮气动流道和转子强度分析的多学科优化模型,进行了以气动流道效率和转子结构质量为目标函数的涡轮流道多学科多目标优化,优化后涡轮转子最大径向应力和最大周向应力分别下降 4.62% 和 10.63%,同时危险截面处的平均径向应力和周向应力也分别下降了 42.99% 和 3%,使涡轮部件气动和结构强度的多学科综合性能提高 3.41%。

关 键 词: 航空发动机总体设计; 初步设计阶段; 气动流道设计; 转子强度计算; 多学科设计优化

中图分类号: V231

文献标志码: A

Multidisciplinary design optimization of aero-engine turbine flow path in preliminary design phase

SHEN Xiu-li^{1,2}, LONG Dan¹, DONG Xiao-lin³

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Co-Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;

3. Research and Development Center,

China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100191, China)

Abstract: In the preliminary design phase of aero-engine turbine, the turbine flow path was designed. The complex constraining and balanced relations between aerodynamic performance and turbine blade and disc strength were synthetically analyzed to establish turbine multidisciplinary optimization system of flow path design and turbine strength calculation, and to achieve the multidisciplinary design optimization of turbine flow path, with efficiency and structural weight as design targets. The maximum value of radial stress and circumferential stress are respectively decreased by 4.62% and 10.63%, the mean value of radial stress and circumferential stress in dangerous area are also decreased by 42.99% and 3%, and the turbine comprehensive performance in aerodynamic and structural strength are improved by 3.41% after optimization.

Key words: aero-engine overall design; preliminary design phase; flow path design; turbine strength analysis; multidisciplinary design optimization

传统的航空发动机设计分为3个阶段:概念设计、初步设计和详细设计阶段(conceptual design, preliminary design and detailed design). 概念设计阶段确定流量、压比和涵道比等相对独立的热力参数;初步设计阶段确定航空发动机的基本结构形式;而在详细设计阶段则“冻结”基本结构^[1]. 3个设计阶段并不完全独立,常常会进行迭代,详细设计阶段甚至与概念设计阶段相互迭代. 随着航空发动机性能的不断提高,3个阶段之间的迭代越来越频繁,导致航空发动机设计周期越来越长. 为了缩短航空发动机的设计周期,满足航空发动机越来越高的性能需求,人们针对发动机开展了总体多学科优化设计(multidisciplinary design optimization, MDO)技术研究,尤其是在初步设计阶段.

尹泽勇院士的课题组针对发动机总体方案进行了多学科优化设计技术研究,涉及热力循环分析、流道尺寸分析、强度估算、发动机质量估算和转子动力学分析,优化效果明显:推质比增大19.29%,耗油率降低2.48%,发动机进口直径和轴向长度均有所减小,展现了MDO方法的工程应用前景^[2]. 航空发动机流道几何尺寸、支点支承形式和静子传力线路构成了总体结构的基本框架. 部件的气动分析确定了流道的几何尺寸,而转子的强度要求又常常会迫使气动进行流道尺寸的重新设计. 21世纪初,加拿大普惠公司Jasmin等^[3]分别针对燃气轮机总体性能、涡轮气体动力学和强度3个学科,以流道几何尺寸、关键转子件的结构强度为设计变量进行了多学科优化设计技术研究,并进一步对航空发动机整机在初步设计阶段进行了多学科优化设计^[4],建立了PMDO(preliminary multi-disciplinary optimization)的整机优化流程,其中特别强调涡轮流道多学科优化设计是实现整机PMDO的基础. 本文以航空发动机总体结构多学科优化为背景,针对涡轮流道,在考虑流道气动性能和转子件关键结构特征的基础上进行多学科优化设计技术研究,通过该技术的应用,缩短总体在涡轮部件的设计周期,提高多学科的综合性能.

1 航空发动机总体优化策略

目前航空发动机多为燃气涡轮发动机,根据学科可将其分为气动动力学、传热学和固体力学等,根据部件可将其分为压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管等.

按照传统的设计流程,航空发动机初步设计阶段首先进行总体性能计算,在给定部件截面参数的前提下,部件进行流道设计和叶型设计,即所谓的部件气动设计. 在此基础上,针对关键零部件进行强度校核,质量评估和转子动力学等分析,若不满足要求则重新开始. 在性能设计阶段也会粗略考虑强度. 其分析流程如图1所示.

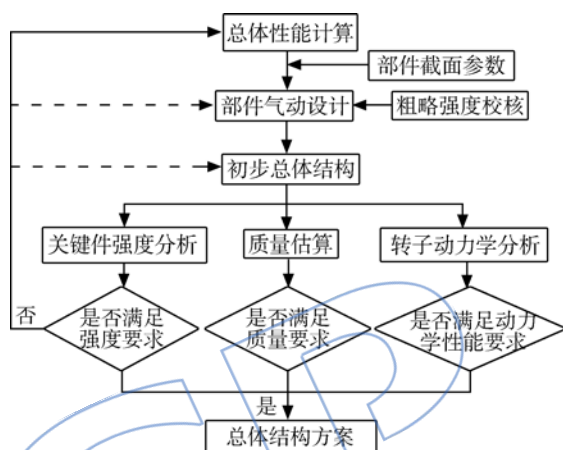


图1 航空发动机总体方案设计流程

Fig. 1 Flow chart of aero-engine overall preliminary design

在航空发动机初步设计阶段,涡轮气动设计在满足总体性能截面参数要求的前提下,为了设计高效率的涡轮,希望提高高压转速和抬高流道截面半径. 除和高压压气机匹配设计外,受到了高压涡轮转子叶片和高压涡轮盘强度的约束. 长期以来, An^2 (A 为流道面积, n 为涡轮转速)值成为了强度的基本表征. An^2 这一表达式简洁明了,非常直观. 它表征了转子叶片在不考虑热载荷的前提下,叶根截面的强度水平. 但在航空发动机初步设计的实践过程中发现,随着航空发动机设计水平不断提高,涡轮前温度和转速越来越高,在气动设计阶段仅仅考虑转子叶片冷态的根截面应力远远不够,有时可能是热载荷的根截面应力,有时是榫接结构或涡轮盘的强度制约了涡轮气动性能设计. 本文基于初步设计阶段总体多学科优化设计思想,针对涡轮初步设计阶段,考虑转子叶片、榫接结构和涡轮盘,进行气体动力学-固体力学多学科优化设计技术的研究,以缩短设计周期和提高设计水平.

技术分析流程如图2所示,包括:气动流道分析模块、高压涡轮转子参数化建模和转子强度分析模块.

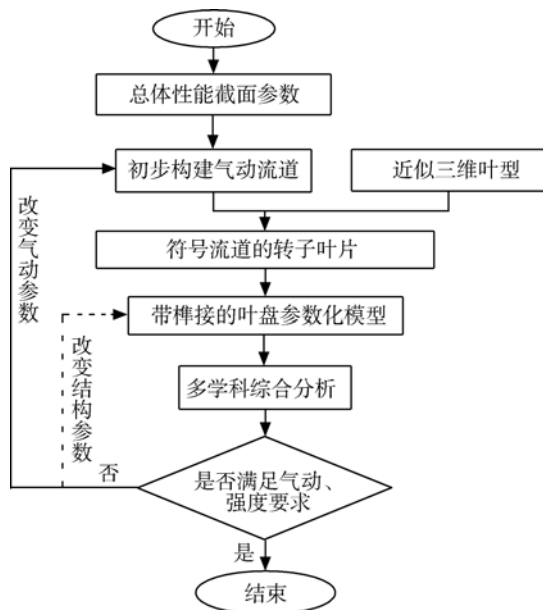


Fig. 2 Flow chart of MDO of turbine path flow

2 涡轮气动流道设计分析模块

涡轮设计主要分为气动设计、传热设计和结构设计。航空发动机总体性能提出对涡轮部件性能的要求,气动设计要设计出满足总体性能要求并满足包括强度约束在内的各种约束条件,具有效率高和质量轻的涡轮气流流道^[5]。这一设计任务由许多设计环节组成,各设计环节的设计方法、计算方法等构成一套设计体系。

涡轮的气动设计主要由性能预估、通流设计、叶片造型设计、三维数值分析和试验验证这 5 个阶段构成^[6]. 性能预估阶段初步确定涡轮级数、直径、转速、级负荷分配、各级动静叶片的展弦比和轮毂比、叶片排之间的轴向间隙等参数. 通流设计阶段是在子午面上以反问题求解 S_2 流场, 确定不同径向截面上的基元级叶片进出口气流速度、角度及状态参数, 得到每一基元级进出口以及内部的速度三角形^[7]. 叶片造型设计阶段是确定从叶根到叶尖各截面的基元叶型几何, 沿径向积叠, 形成三维叶片几何形状.

由于流道尺寸对转子强度的影响很大,流道越高,相同转速下转子应力越大,此时强度对流道高度的约束也增大。故本文着重分析涡轮流道尺寸设计。流道尺寸设计仅涉及性能预估和通流设计部分,不进行叶片造型、三维数值分析和试验验证。本文基于以上气动流道尺寸设计思路,通过编程来实现涡轮流道分析模块。优化时,根据给定的

总体设计参数进行气动一维、 S_2 反问题气动优化设计, 保证涡轮流量、落压比和功率不变, 以气动设计参数如运动反力度、载荷系数、流量系数为设计变量, 以叶片气动效率最高为目标函数。

基于 MDO 人机考虑,在流道尺寸分析模块中引入可视界面.主界面可以将流道尺寸计算结果直观反映在图像中,随时观察流道变化,菜单栏可以实时显示输入的总体性能和涡轮气动主要参数.如图 3 所示.在气动流道分析模块,效率作为优化目标,直接反映气动性能的好坏;该程序界面简洁明了,操作方便.运行时间在 2s 以内,计算结果稳定有效,流道尺寸图形输出直观.

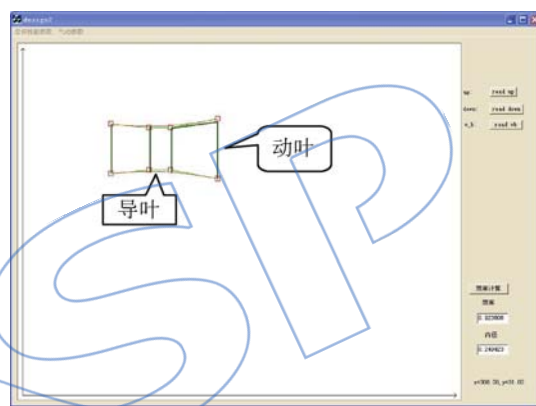


图3 气动流道可视化界面

Fig. 3 Visual interface of the flow paths

基于以上界面可依次分析一系列设计参数对
流道尺寸的影响,分析结果可作为优化过程确定
设计变量的依据.经分析发现,载荷系数和转速主
要影响整个流道高度,流量系数主要影响效率,反
力度对两者均有一定影响.

3 涡轮转子强度分析模块

涡轮转子主要分析其强度和振动. 本文在优化流程中主要考虑涡轮转子的静强度, 并将涡轮盘的形状参数作为其中的设计变量.

3.1 涡轮转子结构设计及参数化建模

在进行多学科优化设计时,要求模型能够根据优化值自动更新,因此必须对结构进行参数化建模,并实现自动化生成结构.研究模型包括转子叶片、涡轮盘及榫接结构.

在涡轮流道初步设计阶段,由于还没有三维叶型,用相似的叶型代替,对叶型不优化,但随流道高度变化改变内外径.该叶片由多个截面积叠而成,如图4所示.

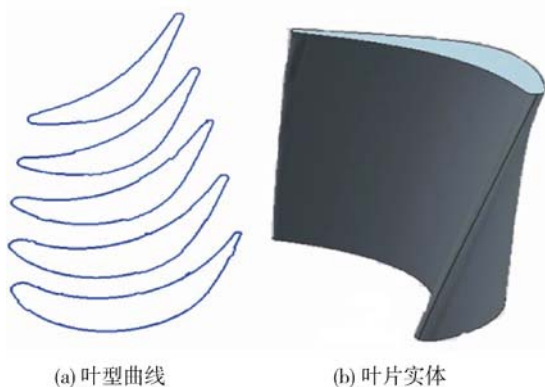


图4 叶片模型
Fig. 4 Blade model

轮盘参数化模型如图5所示.其中盘缘高度(H)、腹板宽度(W_1, W_2)等参数对轮盘应力水平及质量的影响较大,可作为优化中的设计变量.

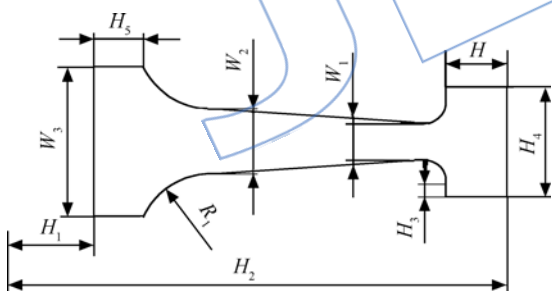


图5 轮盘参数化模型
Fig. 5 Parametric model of the turbine disk

高性能航空发动机多采用齿数少、圆角大的半圆形榫齿^[8],这种榫齿可以减少应力集中,对工况变化有更好的适应力,结构阻尼性能好,接触面积比常规榫齿大.基于以上优点,本文采用两对齿的半圆形榫齿.参数化榫接结构的过程与轮盘类似,参数化模型如图6所示.其中楔形角(α)、榫槽高度(J)、过渡圆角半径(R)等参数对应力水平影响较大^[9],在优化中可以作为设计变量.

在得到叶片、榫接和涡轮盘模型基础上生成整个叶盘模型,进行强度分析.如图7所示.

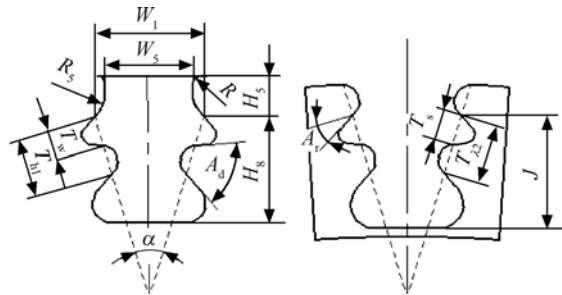


图6 榫接部位参数化模型
Fig. 6 Parametric model of the joint structure



图7 涡轮叶盘模型
Fig. 7 Turbine blade-disk model

3.2 涡轮强度计算及分析

为便于进行优化,强度计算也要实现自动化.

涡轮盘选用某粉末冶金^[10],使用温度($^{\circ}\text{C}$)设为 a .叶片采用某单晶材料^[11],使用温度设为 $1.2143a$.加载转速,即可进行强度分析.分析结果如下.

叶盘结构径向应力分布如图8(a)所示,周向应力分布如图8(b)所示.假设结构中最大径向应力(MPa)为 b ,最大周向应力为 $1.032b$,两者均出现在盘体的榫槽底部.

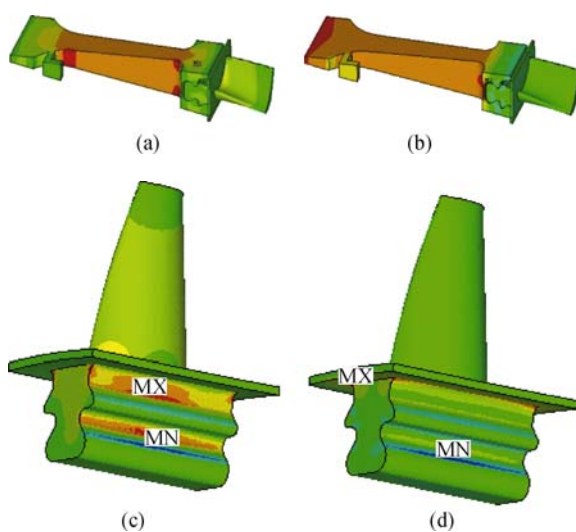


图8 叶盘结构应力分布云图
Fig. 8 Stress distribution of blade disc

由于叶片与盘体材料不同,许用应力不同,虽然最大径向和周向应力不在叶片上,仍需单独考

虑叶片的应力分布情况,其径向应力分布如图 8(c)所示,周向应力图 8(d)所示,叶片最大径向应力为 $0.9320b$,出现在榫头处;最大周向应力为 $0.9552b$,出现在下缘板与榫头连接部位。

根据以上强度分析结果,影响该气动方案的强度约束为榫接结构,叶盘结构中榫槽径向和周向应力最大,但榫头部位应力也比较大,均有可能是转子最危险截面。本处通过计算截面平均应力的安全系数来进一步考察^[12]。

根据 EGD-3 准则^[13],盘体拉伸应力安全系数为 1.98,榫头处为 2.23。而盘体榫槽底部周向应力安全系数为 1.01,榫头处为 5.15。

当叶片使用温度为 $1.2143a$ 、盘体使用温度为 a 时,盘体榫槽处安全系数小于榫头截面安全系数,叶盘结构中榫槽处为最危险截面。

考虑叶片冷却,实际使用温度为 $1.6429a$,该温度下,榫头处径向应力安全系数为 0.86,盘体榫槽径向应力安全系数为 1.98;榫头处周向应力安全系数为 1.99,盘体榫槽周向应力安全系数为 1.01。因此实际分析中,榫槽和榫头都为危险截面,且应着重考虑榫头处径向应力与榫槽周向应力。

基于以上分析结果,优化时同时考虑径向应力和周向应力,将叶盘结构最大径向应力和最大周向应力为优化约束条件。

4 多学科优化设计模块

多学科优化设计基于 iSIGHT 优化平台,系统建模采用全集成优化(FIO)建模^[14-15],优化算法采用序列二次规划(NLPQL)优化算法,该算法与同类算法相比,在达到相同的优化效果的前提下,具有更快的收敛速率,稳定可靠性高。

4.1 优化设计流程及模型

多学科优化设计有两条途径:一是通过改变气动设计参数得到不同流道尺寸,而流道尺寸变化直接影响涡轮转子结构设计,进而影响转子强度和质量;二是通过改变转子转速为途径,改变转子载荷条件,进而改变转子应力水平,影响转子强度。优化流程如图 9 所示。

优化模型的建立包括选取设计变量,设置约束条件以及确定目标函数。

首先选取设计变量。根据气动分析及结构分析,选取载荷系数 μ 、流量系数 ϕ 、反力度 Ω 、转速 n 、腹板宽度(W_1)、楔形角(α)、榫槽高度(J)、过渡圆角半径(R)作为优化设计变量,其初值选取及取值范围如表 1 所示。

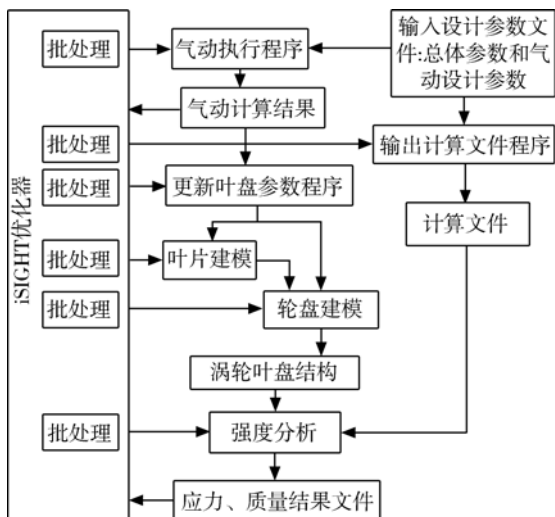


图 9 优化流程图

Fig. 9 Flow chart of optimization process

表 1 设计变量初值及取值范围

Table 1 The initial value and ranges of the design variables

设计变量	下限值	初值	上限值
载荷系数	$0.7928d$	d	$1.133d$
流量系数	$0.2888d$	$0.3010d$	$0.4247d$
反力度	$0.3398d$	$0.4078d$	$0.4813d$
转速/(r/min)	$0.9e$	e	$1.15e$
W_1/mm	$0.9167f$	f	$1.083f$
$\alpha/^\circ$	$1.25l$	$1.396l$	$1.458l$
J/mm	$0.9792f$	$1.071f$	$1.313f$
R/mm	$0.125f$	$0.1667f$	$0.2917f$

其次设置约束条件。根据 EGD-3 强度准则和工程经验公式,选定优化最大径向应力 σ_r 约束上限为 $0.9860b$,最大周向应力 σ_θ 约束上限为 $0.9244b$ 。

最后,选取目标函数。充分考虑气体动力学和航空发动机结构强度两学科的影响,在气动上,在保证满足流量、功率等设计要求的前提下,效率是衡量气动性能好坏的重要标准;在结构设计时,在保证满足强度要求的条件下,涡轮质量最小是结构设计的最终目标。故本文选取质量和效率为目标函数。但为校核优化效果,对效率和质量进行权重计算,引入综合评价函数 $F^{[16]}$,表达式如式(1)所示。

$$F(\mathbf{X}) = \omega_1 \frac{1}{\eta(\mathbf{X})} + \omega_2 \frac{m(\mathbf{X})}{m(\mathbf{X}_0)} \quad (1)$$

其中 $\eta(\mathbf{X})$ 为效率函数; $m(\mathbf{X})$ 为质量函数; $m(\mathbf{X}_0)$ 为初始函数值; ω_1, ω_2 为权因子。

优化的数学模型如下:

$$\begin{aligned} \min F(\mathbf{X}) \quad & \mathbf{X} = (\mu, \phi, \Omega, \dots, R)^T \\ \text{s. t.} \quad & \begin{cases} x_{i-\text{down}} \leq x_i \leq x_{i-\text{up}} & i = 1, 2, \dots, 8 \\ \sigma_r(\mathbf{X}) - 0.9860b \leq 0 \\ \sigma_t(\mathbf{X}) - 0.9244b \leq 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (2)$$

其中目标函数中叶盘结构总质量为 c , 则

$$F(\mathbf{X}) = 0.5 \times \frac{1}{\eta(\mathbf{X})} + 0.5 \times \frac{m(\mathbf{X})}{c} \quad (3)$$

式中 $x_{i-\text{down}}, x_{i-\text{up}}$ 分别为设计变量取值的上下限。

4.2 优化结果及分析

图 10 为优化前后涡轮流道和盘对比图, 其中实线为优化前模型, 虚线为优化后模型。

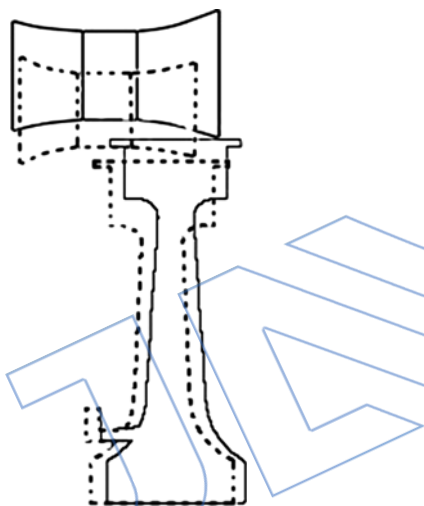


图 10 优化前后涡轮流道和盘对比图

Fig. 10 Turbine flow path and disc before and after optimization

表 2 至表 5 分别为优化前后设计变量、约束条件、目标函数值及危险截面平均应力的对比。

由图 10 与表 2 可看出: 优化后, 涡轮转子流道下降, 叶片高度降低, 轴向弦长缩短。其中载荷系数和流量系数的增大以及转速的降低使流道降低。而流量系数的增大使得叶片高度降低, 轴向弦长缩短。同时盘型参数以及榫接结构参数也有了较大的变化。

由表 3 至表 5 可看出: 在满足约束条件的同时, 优化后涡轮转子整体质量下降了 7.76%, 而危险截面处的平均应力也有大幅的下降, 分别为榫头处平均径向应力下降了 42.99%, 榫槽处平均周向应力下降了 3%, 优化效果明显, 但与此同时, 气动效率有 0.59% 的损失。总体来说, 经过多

目标多变量优化后, 效率和质量的综合权重函数减小 3.41%, 而这意味着气动和强度的综合优化效果达 3.41%。

表 2 优化前后设计变量对比

Table 2 Comparison of design variables between before and after optimization

设计变量	初值	优化值	变化幅度/%
载荷系数	d	$1.133d$	13.3
流量系数	$0.3010d$	$0.4247d$	41.10
反力度	$0.4078d$	$0.4059d$	-0.47
转速/(r/min)	e	$0.9907e$	-0.93
W_1/mm	f	$1.083f$	8.3
$\alpha/(\circ)$	$1.396l$	$1.449l$	3.66
J/mm	$1.071f$	$1.313f$	22.60
R/mm	$0.1667f$	$0.1458f$	-12.54

表 3 约束条件的对比

Table 3 Comparison of constraints between before and after optimization

约束条件	初值	优化值	变化幅度/%
$\sigma_r \leq 0.9860b$	b	$0.9538b$	-4.62
$\sigma_t \leq 0.9244b$	$1.032b$	$0.9223b$	-10.63

表 4 目标函数的对比

Table 4 Comparison of objective functions between before and after optimization

目标函数	初值	优化值	变化幅度/%
质量/kg	c	$0.9224c$	-7.76
效率	g	$0.9940g$	-0.59
综合权重函数	h	$0.9658h$	-3.41

表 5 优化前后危险截面平均应力对比

Table 5 Comparison of mean stress in the dangerous sections between before and after optimization

平均应力	初值/MPa	优化值/MPa	变化幅度/%
径向应力(榫头)	$0.2026b$	$0.1155b$	-42.99
周向应力(榫槽)	$0.5900b$	$0.5723b$	-3

5 结 论

本文针对高性能航空发动机的设计要求, 结合多学科优化设计技术的发展应用, 对航空发动

机初步设计阶段涡轮流道多学科优化设计方法进行了初步研究,完成了涡轮流道尺寸设计、涡轮转子结构强度分析这两个分析模块设计,实现了涡轮流道尺寸和涡轮结构强度的多学科多变量优化设计,取得了较好的优化效果,得到以下结论:

1) 优化后,涡轮转子最大径向应力和最大周向应力分别下降 4.62% 和 10.63%,同时危险截面处的平均径向应力和周向应力也分别下降了 42.99% 和 3%,故采用多学科优化设计可以减少航空发动机涡轮转子负载,有助于延长发动机使用寿命。

2) 气体动力学和航空发动机结构强度的多学科优化效果达 3.41%,优化效果明显。故采用多学科优化设计方法可以提高航空发动机设计水平,具有优越的工程应用前景。

3) 本文建立的模型为单级高压涡轮,对于多级转子乃至低压涡轮模型均可以直接应用此方法,以实现整个涡轮流道的多学科优化设计。

4) 论文主要就涡轮流道多学科优化设计技术进行了研究,直接应用于工程尚需进行应用研究。

涡轮流道的多学科优化设计只是航空发动机总体方案优化设计的一小部分,在本文实现涡轮流道优化的基础上,可进一步开展其他部件流道优化设计,实现整机流道的优化,为总体多学科优化设计奠定技术基础。

参考文献:

- [1] Rajiv S, Rohinton I, Mahadevan B, et al. High fidelity system simulation of aerospace vehicles using NPSS [R]. AIAA 2004-371, 2004.
- [2] 尹泽勇, 米栋, 吴立强, 等. 航空发动机多学科设计优化技术研究[J]. 中国工程科学, 2007, 9(6): 1-10.
YIN Zeyong, MI Dong, WU Liqiang, et al. Study on multidisciplinary design optimization of aero-engine[J]. Engineering Science, 2007, 9(6): 1-10. (in Chinese)
- [3] Jasmin T, Jean-yves T, et al. Integration and multidisciplinary design optimization of a simplified gas turbine model using Perl and Isight[R]. AIAA 2004-4425, 2004.
- [4] Francois B, Stephen M, Jasmin T. Preliminary multidisciplinary optimization (PMDO) an example at engine level [R]. RTO-EN-AVT-167, 2009.
- [5] 航空发动机设计手册总编委会. 航空发动机总设计手册: 第 10 册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [6] 陈江. 叶轮机非定常气动设计核心技术探索[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2005.
CHEN Jiang. Exploration about the key techniques of unsteady aerodynamic design for turbomachinery [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [7] 彭泽琰, 刘刚, 桂幸民, 等. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- [8] 陈光, 洪杰, 马艳红. 航空燃气涡轮发动机结构[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2010.
- [9] 申秀丽, 齐晓东, 王荣桥, 等. 航空发动机涡轮榫接结构齿形基本参数研究[J]. 航空动力学报, 2011, 26(4): 735-744.
SHEN Xiuli, QI Xiaodong, WANG Rongqiao, et al. Research on the dentiform parameters of the aero-engine turbine fir-tree joint structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(4): 735-744. (in Chinese)
- [10] 中国航空材料手册编委会. 中国航空材料手册: 第 5 卷[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002.
- [11] 中国航空材料手册编委会. 中国航空材料手册: 第 2 卷[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002.
- [12] 董晓琳, 申秀丽. 航空发动机总体方案优化技术初步研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011.
DONG Xiaolin, SHEN Xiuli. Optimization technique preliminary research on aeroengine overall scheme [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [13] 罗尔斯-罗伊斯公司. EGD-3 斯贝 Mk202 发动机应力标准[S]. 丁爱祥, 吴君, 译. 北京: 国际航空编辑部, 1979.
- [14] 王奕首, 史彦军, 滕弘飞. 多学科设计优化研究进展[J]. 计算机集成制造系统, 2005, 11(6): 751-756.
WANG Yishou, SHI Yanjun, TENG Hongfei. Development in multidisciplinary design optimization[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2005, 11(6): 751-756. (in Chinese)
- [15] Alexandrov N M, Lewis R M. Algorithmic perspectives on problem formulations in MDO[C]//Proceedings of the 8th AIAA/NASA/USAF/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Symposium. Reston, VA, USA: AIAA, 2000: 10-21.
- [16] 田文正. 涡轮叶片多学科设计优化中热和结构强度设计问题研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2007.
TIAN Wenzheng. Thermal and structural design on multidisciplinary design optimization of turbine blade [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)