

文章编号:1000-8055(2013)05-0961-10

涡轮叶片多重精度 MDO 方法

王荣桥, 贾志刚, 胡殿印, 樊江, 申秀丽

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 考虑到多学科优化设计(multidisciplinary design optimization, MDO)的效率和精度, 充分发挥当前涡轮叶片各种精度分析方法的优点, 提出了涡轮叶片的多重精度多学科优化设计策略。利用协同优化策略在学科解耦和协调方面的能力, 引入包括流固紧密耦合分析、流固热松散耦合分析和近似方程在内的涡轮叶片设计中的多种精度模型, 结合两点式标度函数和优化过程阶段性收敛后更新, 改进可变复杂度建模方法处理多重精度模型的能力, 研究结果表明: 仅调用 9 次高精度流固耦合分析就能确保涡轮带冠叶片多学科优化设计的效率和精度。

关 键 词: 多学科优化设计; 可变复杂度建模; 协同优化策略; 涡轮; 两点式标度函数

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

Multiple precision MDO strategy for turbine blade

WANG Rong-qiao, JIA Zhi-gang, HU Dian-yin, FAN Jiang, Shen Xiu-li

(School of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Based on kinds of different precise analysis methods on the turbine design, the multiple precision strategy was put forward in order to balance the cost and the precision on turbine MDO. This strategy studied the variable complexity method (VCM) which was improved by the two-point scale function, the new updating technology and three kinds of precise models including the fluid-solid closely couple analysis, the fluid-solid-thermal loosely couple analysis and the approximate equation. The strategy solves the difficulty of disciplinary decoupling and coordination by the collaborative optimization (CO) strategy. Finally, using 9 high precision fluid-solid coupling analysis, the new strategy can finish the turbine MDO with acceptable performance.

Key words: multidisciplinary design optimization (MDO);
variable complexity method (VCM);
collaborative optimization (CO) strategy; turbine design;
two-point scale function

涡轮叶片工作在高温、高压、高转速的环境下, 其设计是一个典型的具有高度复杂性的多学科优化设计(MDO)问题。

目前, 涡轮叶片多学科优化设计的基础是各

学科的数值分析, 主要使用数值仿真软件进行, 如气动分析的 CFX 和 NUMECA 软件、结构强度分析的 ANSYS 结构模块和热分析的 ANSYS 热力学分析模块。同时, 基于 ALE(arbitrary Lagrang-

收稿日期: 2012-04-14

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130508.0949.201305.961_001.html

作者简介: 王荣桥(1968—), 男, 山东莱阳人, 教授、博士生导师, 博士后, 研究方向为航空发动机结构强度可靠性、多学科优化设计等。

ian Eulerian)方法的流固紧密耦合分析技术^[1-2]代表着高精度学科耦合分析的发展,其数值结果更精确,如果应用到多学科优化设计中势必提高优化设计的精度。

然而,反复迭代的优化过程如果直接调用紧密耦合分析将导致十分巨大的计算成本^[3]。即便采用试验设计方法构造紧密耦合分析的全局近似方程,由于试验设计点数量众多,单学科分析这些抽样点的时间消耗还能接受,如果使用紧密耦合分析方法,其时间成本同样令人难以接受。

但是,不考虑紧密耦合分析的涡轮叶片优化设计过程,优化精度必然会受到影响。为了提高涡轮叶片多学科优化设计的精度,并兼顾优化效率,使多学科优化设计能够顺利实现,本文将引入可变复杂度建模方法(VCM)^[4]并结合协同优化(CO)策略^[5]建立一套基于多重精度的多学科优化设计方法。

1 可变复杂度建模方法研究

可变复杂度建模的基本思想是:如何有效利用各种精度的分析模型,在确保得到合理结果的前提下,最小化计算成本^[6]。传统VCM主要集中在高、低两种精度数值分析的基础上,高精度分析负责引入修正因子,对优化循环中的低精度分析结果进行修正,并且为了节约时间成本,修正因子是在经过数次的优化迭代后才进行更新,这种更新方法也称为间隔法^[7]。由此可见,传统VCM的主要技术包含两种精度分析方法、修正因子和间隔法。本文在这3个方面对传统VCM进行改进以提高VCM在优化过程中的模型管理能力并适应现有的学科分析方法。

1.1 VCM中的多种精度模型

目前,涡轮叶片设计存在流固紧密耦合分析方法、单学科分析和响应面近似方法。它们分别属于具有不同精度的3种分析模型,并且计算时间成本也有很大差别。从经验上看,涡轮叶片流固紧密耦合分析需要近10h,其数值结果也最为精确;涡轮叶片结构强度分析需要3~5min,其数值精度略差;响应面近似函数计算非常快,一般为数秒,但是其结果精度最差。在优化策略中抛弃任何一种精度的分析方法都会对涡轮叶片设计造成损失,所以,改进后的VCM将会通过合理的更新方法和修正因子的协调充分利用这3种精度分析方法。

设 x 为设计变量向量, $f_h(x)$ 表示高精度分析结果,在本文中是指学科耦合分析响应; $f_l(x)$ 表示中等精度分析结果,在本文中代表单学科分析响应; $f_r(x)$ 是利用响应面方法构造的优化目标和约束关于设计变量的近似函数,即低精度模型。首先,中等精度分析 $f_l(x)$ 对试验设计方法挑选出的一组设计结构进行分析,并且初始的修正因子将其修正为 $\tilde{f}_h(x)$ 。这组数据构建初始的优化目标和约束的近似函数 $f_r(x)$,近似函数运用于优化循环中寻优;高精度分析 $f_h(x)$ 结合中等精度分析 $f_l(x)$ 获得一个修正因子,用其调整近似函数模型,而且修正因子可以在设计过程中不断更新。

1.2 VCM的更新方法及改进

目前,传统VCM中的修正因子可在若干次循环后才更新一次,而不是每次循环都进行更新。这种方法可称为间隔近似法。间隔法的使用有效地降低了优化中调用高精度模型的次数,从而既保证了优化的精度又兼顾优化的效率。但是,从搜索空间上看,间隔法往往缺乏合理性,例如可能在某段设计空间内,高精度分析和低精度分析的差别趋于稳定,而在另一段设计空间内两种精度模型的分析差别有较大的起伏变化。所以,如何恰当地利用高精度模型来合理地修正低精度模型是一个在多学科优化中值得研究的问题。

本文提出一种新的更新方式。当初始的近似函数达到收敛的时候,记为 x_1^* ,同时利用高、中精度两种分析计算当前最优设计方案对应的响应值 $f_h(x_1^*)$ 和 $f_l(x_1^*)$,再计算标度函数,将得到的新 $\tilde{f}_h(x_1^*)$ 加入到先前的数据库中,通过最小二乘法更新近似函数。这种标度函数和近似函数在阶段性收敛后同步更新的方式最重要的特点是为高精度模型的调用提供了相对准确的时机。

1.3 VCM的修正因子及两点式标度函数

$f_l(x)$ 的修正方法常被称为标度函数。目前常用的修正因子有加法因子 $\alpha(x)$ 和乘法因子 $\beta(x)$,以及它们的高阶形式,因此标度函数也常分为加法标度和乘法标度。

在优化循环开始的初始点 x_0 计算 $f_h(x_0)$ 和 $f_l(x_0)$ 的值,用式(1)可得到常值加法因子 α_0 ,下标0代表初始计算结果。乘法因子为式(2)

$$\alpha(x_0) = f_h(x_0) - f_l(x_0) \quad (1)$$

$$\beta(x_0) = \frac{f_h(x_0)}{f_l(x_0)} \quad (2)$$

在优化循环中, 近似分析的结果将被修正为 $\tilde{f}_h(x)$, 其设计点 x 的高精度分析 $f_h(x)$ 的近似值表示为式(3)和式(4)

$$f_h(x) \approx \tilde{f}_h(x) = f_l(x) + \alpha(x_0) \quad (3)$$

$$f_h(x) \approx \tilde{f}_h(x) = f_l(x)\beta(x_0) \quad (4)$$

显然, 式(3)和式(4)中的 $f_h(x)$ 包含了精确分析的信息, 又采用了近似模型分析简化计算过程. 为提高近似精度, 在优化循环中可采用高阶形式的修正因子. 若设计变量连续, 修正因子可用初始 x_0 处的导数形式表示, 即

$$\alpha(x) \approx \alpha(x_0) + \nabla \alpha(x_0)^T (x - x_0) + \frac{1}{2} (x - x_0)^T \nabla^2 \alpha(x_0) (x - x_0) \quad (5)$$

$$\beta(x) \approx \beta(x_0) + \nabla \beta(x_0)^T (x - x_0) + \frac{1}{2} (x - x_0)^T \nabla^2 \beta(x_0) (x - x_0) \quad (6)$$

式(5)的微分展开为

$$\begin{aligned} \alpha(x_0) &= f_h(x_0) - f_l(x_0) \\ \nabla \alpha(x_0) &= \nabla f_h(x_0) - \nabla f_l(x_0) \\ \nabla^2 \alpha(x_0) &= \nabla^2 f_h(x_0) - \nabla^2 f_l(x_0) \end{aligned} \quad (7)$$

式(6)的微分展开为

$$\begin{aligned} \beta(x_0) &= \frac{f_h(x_0)}{f_l(x_0)} \\ \nabla \beta(x_0) &= \frac{1}{f_l(x_0)} \nabla f_h(x_0) - \frac{f_h(x_0)}{[f_l(x_0)]^2} \nabla f_l(x_0) \\ \nabla^2 \beta(x_0) &= \frac{1}{f_l(x_0)} \nabla^2 f_h(x_0) - \frac{f_h(x_0)}{[f_l(x_0)]^2} \nabla^2 [f_l(x_0)] + \frac{2f_h(x_0)}{[f_l(x_0)]^3} \nabla f_l(x_0) \nabla f_l^T(x_0) - \frac{f_h(x_0)}{[f_l(x_0)]^2} [\nabla f_l(x_0) \nabla f_h^T(x_0) + \nabla f_h(x_0) \nabla f_l^T(x_0)] \end{aligned} \quad (8)$$

仿照式(3)和式(4), 在优化中修正的低精度模型可以代表高精度模型的数值结果, 其表示为

$$f_h \approx \tilde{f}_h(x) = f_l(x) + \alpha(x) \quad (9)$$

$$f_h \approx \tilde{f}_h(x) = f_l(x)\beta(x) \quad (10)$$

值得说明的是式(9)和式(10)中的 $\tilde{f}_h(x)$ 代表了在构建响应面近似函数时使用的每个方案的数值分析结果.

上述分析展示了具有 2 阶精度的修正因子. 尽管加法因子和乘法因子的高阶形式具有较小的截取误差, 但是对于高精度分析的求导运算必然会加大计算量. 对于工程问题, 精确的海森矩阵

(Hessian matrices) $\nabla^2 f_h(x_0)$ 和 $\nabla^2 f_l(x_0)$ 通常可以通过 BFGS (Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno) 法获得^[8-11]. 但是有限差分法计算 1 阶导数势必会增大计算量并且由于存在数值噪声, 其计算精度有待考量. 所以, 高阶形式的标度函数在实现上可行性不高. 另外, 加法标度函数和乘法标度函数没有充分利用整个优化过程中高精度分析的数值结果, 都只用了一个点的高精度分析结果. 先前的高精度分析结果在后续的标度函数中很难得到体现. 本文介绍一种新的标度函数, 它是混合了乘法因子和加法因子的组合方式, 称之为两点式标度函数.

在初始点 x_0 处, 两点式标度函数为式(11)

$$f_h(x_0) = \beta_1 f_l(x_0) + \alpha_1 \quad (11)$$

类似地, 在 x_1^* 标度函数可以表示为式(12)

$$f_h(x_1^*) = \beta_1 f_l(x_1^*) + \alpha_1 \quad (12)$$

式(11)和式(12)联立求解可得 α_1 和 β_1 , 即

$$\begin{aligned} \beta_1 &= \frac{f_h(x_1^*) - f_h(x_0)}{f_l(x_1^*) - f_l(x_0)} \\ \alpha_1 &= f_h(x_1^*) - \beta_1 f_l(x_1^*) \end{aligned} \quad (13)$$

相应地, 当第 i 次构造的近似函数在内循环达到收敛时, 可以得到设计点 x_i^* , 并调用高、中、低精度进行分析得到计算结果 $f_h(x_i^*)$ 和 $f_l(x_i^*)$. 同时, 第 $i-1$ 次内循环最优解 x_{i-1}^* 对应 $f_h(x_{i-1}^*)$ 和 $f_l(x_{i-1}^*)$. 所以, 可以列出在优化中标度函数的更新因子 α_i 和 β_i , 计算公式见式(14)和式(15)

$$\begin{aligned} f_h(x_{i-1}^*) &= \beta_i f_l(x_{i-1}^*) + \alpha_i \\ f_h(x_i^*) &= \beta_i f_l(x_i^*) + \alpha_i \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \beta_i &= \frac{f_h(x_i^*) - f_h(x_{i-1}^*)}{f_l(x_i^*) - f_l(x_{i-1}^*)} \\ \alpha_i &= f_h(x_i^*) - \beta_i f_l(x_i^*) \end{aligned} \quad (15)$$

其中 α_i 可称为加法修正项, β_i 为乘法修正项. 由此看出两点式标度函数重要的特点是继承了前后两次的高精度数值结果, 并且不需要额外计算导数信息, 其在计算效率和精度上都得到了保证.

因此, 在第 $i+1$ 次内循环开始前, 原先的中精度数据结果将按照式(16)进行修正. 构造目标和约束的近似函数.

$$\tilde{f}_h(x_i^j) = \beta_i f_l(x_i^j) + \alpha_i \quad (16)$$

其中 i 表示已经执行内循环的次数; $j = 1, \dots, n$; n 表示试验设计中的抽样点的总数. 然后, 利用 n 个 $\tilde{f}_h(x_i^j)$ 的数值, 通过最小二乘回归方法构造第 $i+1$ 次内循环的优化目标和约束的近似函数

$f_r(x_{i+1})$.

图1展示了该多重精度可变复杂度建模的基本流程:①首先根据试验设计方法预先定义中等精度数值响应数据库;②分别应用高精度分析和中精度分析计算初始点 x_0 处的目标函数和约束值;③求解标度函数并修正中等精度数值响应数

据库;④使用修正后的中精度分析构造或更新响应面近似函数;⑤使用近似函数进行优化搜索;⑥对优化结果应用高精度模型进行评估;⑦满足收敛条件则计算终止,否则更新标度函数,将第③步计算点更新为 x_i^* 并开始重新计算.

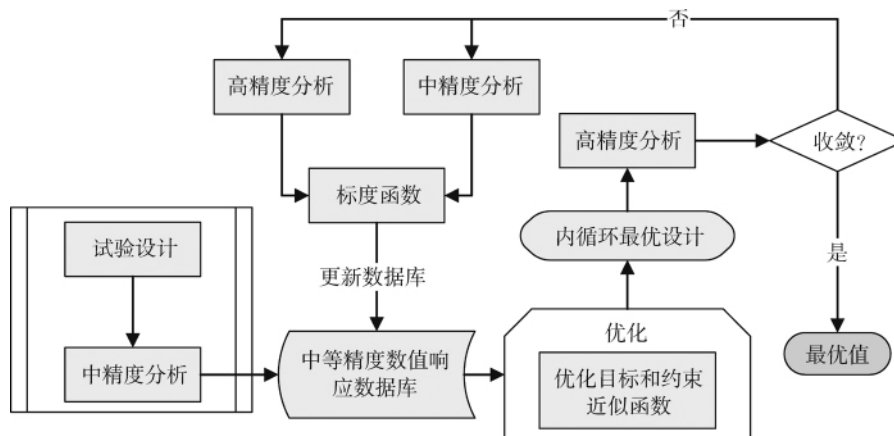


图1 多重精度可变复杂度建模流程

Fig. 1 Process of multiple precision variable complexity method

2 协同优化策略

2.1 协同优化策略的原型

协同优化的优点在于其结构简单,容易实现学科自治,采用现有分析但不必做大幅修改,而且学科间数据传输量比较少.其算法框图如图2.该图显示了协同优化的求解思路:系统层负责规划协调,指挥优化大方向;相容性约束负责学科间接解耦;子系统层主要负责相容性优化,研究优化方向的可行性.其数学描述见式(17)^[12-13].

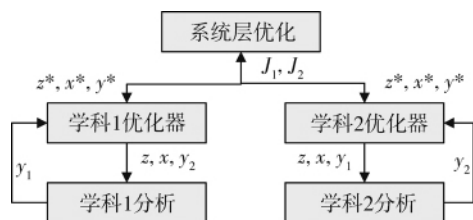


图2 协同优化策略及公式化

Fig. 2 Collaborative optimization strategy and formulation

System level

$$\begin{cases} \text{find } z, y, x_{\text{obj}} \\ \min f(z, y, x_{\text{obj}}) \\ \text{s. t. } J_i^* [z_i^*, z_i, x_{\text{obj}}, x_{\text{obj}}^*, y_{ji}, y_{ji}^*, \\ y_i, y_i^* (x_i^*, y_{ji}^*, z_i^*)] = 0 \end{cases}$$

Sub-system level

$$\begin{cases} \text{find } z_i, x_i, y_{ji} \\ \min J_i = \sum (z_i - z_i^t)^2 + \sum (x_{i\text{obj}} - x_{i\text{obj}}^t)^2 + \\ \sum (y_i - y_i^t)^2 + \sum (y_{ji} - y_{ji}^t)^2 \\ \text{s. t. } g[x_i, z_i, y_i(x_i, y_{ji}, z_i)] \leq 0 \\ \text{with } R_i(z, x, y_{ji}) = 0 \end{cases}$$

(17)

式中 z 为全局变量, y 为学科响应, x_{obj} 表示仅与系统目标相关的局部变量, J_i 表示相容性约束, 上标 $*$ 表示从子系统获得的最优值, 上标 t 表示从顶层分配给子系统的目标, y_{ji} 则表示耦合变量, g 为子系统约束方程, R_i 为子系统的学科控制方程. 由于在系统层引入了耦合变量, 随着耦合变量的增加, 系统层问题的规模会增加.

2.2 基于多重精度分析的协同优化策略

协同优化策略在寻优过程中需要调用大量的学科分析, 这些分析过程都是需要十分昂贵的计算成本作为优化代价的. 并且由于增加了相容性约束作为子系统层的优化目标, 寻优的计算量又进一步的增加. 目前依靠近似方法改进协同优化策略的效率已经取得进展^[14], 这对于处理各学科间相对独立的问题是一个很好的解决方法. 但是涡轮叶片设计中固有的学科间紧密耦合并没有在先前研究中得到体现.

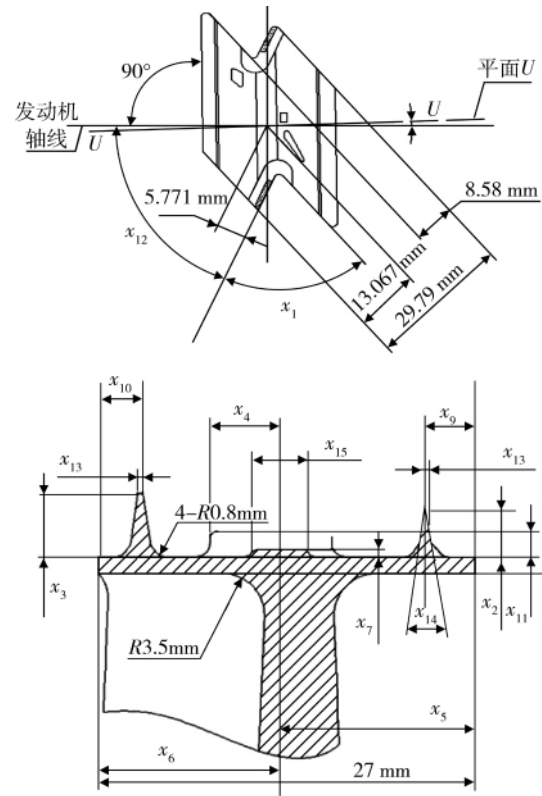


图 4 锯齿叶冠参数化模型

Fig. 4 Parametric model of serrated shroud

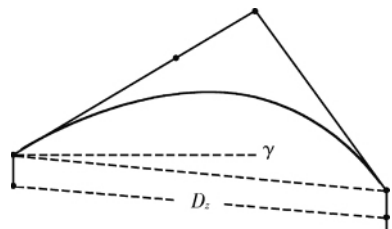


图 5 一个叶栅的参数

Fig. 5 Parameters of a cascade

3.2 基于协同优化的带冠叶片数学模型

涡轮叶身和叶冠采用 DZ125 材料,仅考虑静强度约束.保证在所有正常工作条件下的等效应力不超过 $75\% \sigma_{0.1}$,其中叶冠与叶身连接处的最大应力不超过 $60\% \sigma_{0.1}$.叶冠的两个接触面的接触应力小于材料许用压应力.材料的温度限制为 1273.5 K;质量流量 m_t 为 $[102.5, 112.5]$ kg/s.要求叶尖的径向伸长量不超过 0.01 m.上述所列均为学科分析响应的约束情况,定义 $Y = \{Y_1, Y_2\}$, Y 为系统总响应值向量, Y_1 为结构强度学科响应值向量, Y_2 为气动学科响应值向量,见式 (19).具体如表 2 所示.

$$Y_1 = \{d_{\text{xtip}}, \sigma_{\text{shroud}}, \sigma_{\text{chamfer}}, \sigma_{\text{blade}}, \sigma_{\text{contact}}\}$$
$$Y_2 = \{m_t, T\} \tag{19}$$

表 1 带冠叶片的优化参数

Table 1 Optimization parameters of shrouded blade

$X = \{X_1, X_2\}$	模型参数	下限值	初值	上限值
叶冠参数 X_1	x_4 /mm	1.8	1.88	2.2
	x_5 /mm	12	12.28	14
	x_6 /mm	11	11.00	13
	x_7 /mm	1.4	1.58	2
	x_8 /mm	1.25	1.25	1.55
	x_9 /mm	3.4	3.77	4.5
	x_{10} /mm	3	3.27	3.6
	x_{11} /mm	2.5	2.56	3.1
	x_{12} /($^\circ$)	57	62.07	67
	D_{z_1} /mm	40	44.5	50
	D_{z_2} /mm	30	32.5	40
	D_{z_3} /mm	20	22.5	30
叶身参数 X_2	γ_1 /($^\circ$)	-6.58	-5.58	-4.58
	γ_2 /($^\circ$)	-23	-22	-21
	γ_3 /($^\circ$)	-55.6	-54.6	-53.6

表 2 带冠叶片多学科优化约束

Table 2 Constraints on shrouded blade

$Y = \{Y_1, Y_2\}$	模型考察点	初始结果	边界
结构强度学科 Y_1	d_{xtip} /m	0.0035	0.01
	σ_{shroud} /MPa	435.024	645.5
	σ_{chamfer} /MPa	270.78	516.4
	σ_{blade} /MPa	593.141	697.0
	σ_{contact} /MPa	80.10	173.0
气动学科 Y_2	m_t /(kg/s)	107.36	$[102.5, 112.5]$
	T /K	1214.86	1273.5

目标函数采取叶片的等熵效率和冠叶总质量的加权和,如式(20)

$$\begin{cases} F(X) = W_1/\eta(X) + W_2 \cdot m(X)/m_0(X) \\ m(X) = m_1(X) + m_2(X) \\ m_0(X) = m_{10}(X) + m_{20}(X) \end{cases} \tag{20}$$

式中 $\eta(X)$ 为转子叶片的气动等熵效率函数; $m(X)$ 为带冠叶片质量函数, $m_0(X)$ 为带冠叶片的初始模型的质量,下标 1 表示叶片,2 表示叶冠; W_1 和 W_2 为加权因子,分别取 0.7 和 0.3.则带冠叶片结

构的多学科优化模型可以写作式(21)

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{find } \mathbf{X} \\ \min F(\mathbf{X}) = W_1/\eta(\mathbf{X}) + W_2 \cdot m(\mathbf{X})/m_0 \\ \text{s. t. } \quad g_1 = d_{\text{xtip}} - 0.01 \leq 0 \\ \quad g_2 = \sigma_{\text{shroud}} - 645.5 \leq 0 \\ \quad g_3 = \sigma_{\text{chamfer}} - 516.4 \leq 0 \\ \quad g_4 = \sigma_{\text{blade}} - 697.0 \leq 0 \\ \quad g_5 = \sigma_{\text{contact}} - 173.0 \leq 0 \\ \quad g_6 = m_f \in [78.5, 80.5] \\ \quad g_7 = T - 1273.5 \leq 0 \\ \mathbf{X} \in [\mathbf{X}^l, \mathbf{X}^u] \end{array} \right. \quad (21)$$

图6展示了带冠叶片基于CO策略的两层两子系统多学科优化算法结构。符号说明如前文所示。 g_{ri} ($i = 1, \dots, 7$) 表示由响应面构造的各约束值的近似函数; $m_r(\mathbf{X})$ 和 $\eta_r(\mathbf{X})$ 分别代表了两个子学科系统的优化目标的响应面近似函数。 ϵ 是相容性约束的允许误差,本文取 $\epsilon = 10^{-3}$ 。

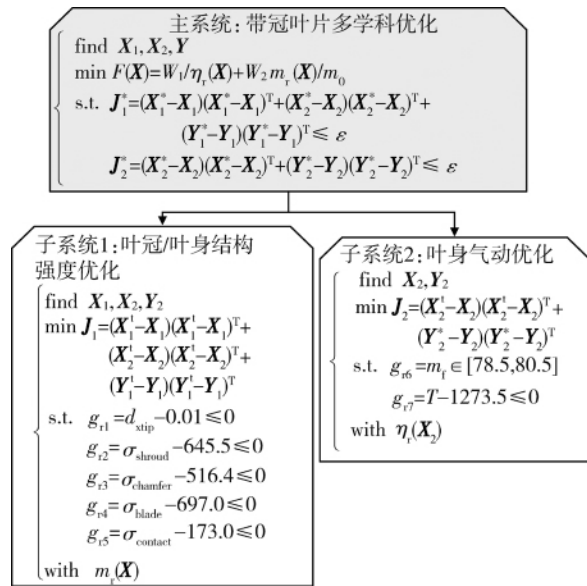


图6 基于CO策略的带冠叶片多学科优化设计算法结构

Fig. 6 Shrouded blade multidisciplinary design optimization algorithm structure based on CO strategy

3.3 优化结果及分析

通过前面的分析,建立了面向涡轮叶片多学科优化设计的多重精度优化策略。该策略通过可变复杂度建模方法将目前涡轮叶片设计分析的高、中、低3种精度分析模型紧密地融入到协同优化策略框架中。使用该优化策略对涡轮带冠叶片

进行多学科优化,所得的优化结果如表3和表4。

表3 带冠叶片优化前后的模型参数

Table 3 Parameters before and after optimization of shrouded blade

$\mathbf{X} = \{\mathbf{X}_1, \mathbf{X}_2\}$	模型参数	初始值	优化值	优化效果/%
叶冠参数 $\mathbf{X}_1$	x_4/mm	1.88	1.8	-4.76
	x_5/mm	12.28	12.12	-1.31
	x_6/mm	11.00	11.2	1.82
	x_7/mm	1.58	1.6	1.27
	x_8/mm	1.25	1.33	6.4
	x_9/mm	3.77	3.75	-0.53
	x_{10}/mm	3.27	3.23	-1.22
	x_{11}/mm	2.56	2.52	-1.56
	$x_{12}/(^{\circ})$	62.07	62	-0.11
	D_{z_1}	44.5	40.4	-9.21
	D_{z_2}	32.5	31.23	-3.91
	D_{z_3}	22.5	21.33	-5.2
叶身参数 $\mathbf{X}_2$	γ_1	-5.58	-5.59	-0.18
	γ_2	-22	-21.71	-1.32
	γ_3	-54.6	-54.28	-0.86
	γ_4	-54.6	-54.28	-0.86

表4 带冠叶片优化前后的结果

Table 4 Result before and after optimization of shrouded blade

$\mathbf{Y}=\{\mathbf{Y}_1,\mathbf{Y}_2\}$	约束	初始值	优化值	优化效果/%	
结构强度约束 $\mathbf{Y}_1$	$d_{\text{tip}}/\text{MPa}$	0.0035	0.00295	-15.71	
	$\sigma_{\text{shroud}}/\text{MPa}$	435.024	450.3	3.51	
	$\sigma_{\text{chamfer}}/\text{MPa}$	270.125	295.364	9.25	
	$\sigma_{\text{blade}}/\text{MPa}$	593.141	575.364	-3.00	
	$\sigma_{\text{contact}}/\text{MPa}$	80.1019	105.673	31.92	
气动约束 $\mathbf{Y}_2$	$m_{\text{f}}/(\text{kg/s})$	107.363	106.825	-0.50	
	T/K	1234.86	1187.75	-1.3	
优化目标		初始值	优化值	优化效果/%	
结构强度目标	$m(\mathbf{X})/\text{g}$	203.27	189.7	-6.68	
	$\eta(\mathbf{X})$	0.874964	0.92353	5.55	
加权目标		$F(\mathbf{X})$	1.100	1.0379	-5.65

经过优化,表 3 展示了带冠叶片优化前后的模型参数对比,图 7 描绘了在叶根、叶中和叶尖优化前后叶栅形状的变化;表 4 是带冠叶片优化前后的数值响应对比,包括优化目标和约束值.模型参数在优化后有明显的改变,总质量下降了 6.68%,叶片效率提高了 5.55%.在满足约束条件的基础上,优化设计目标得到明显的改善.

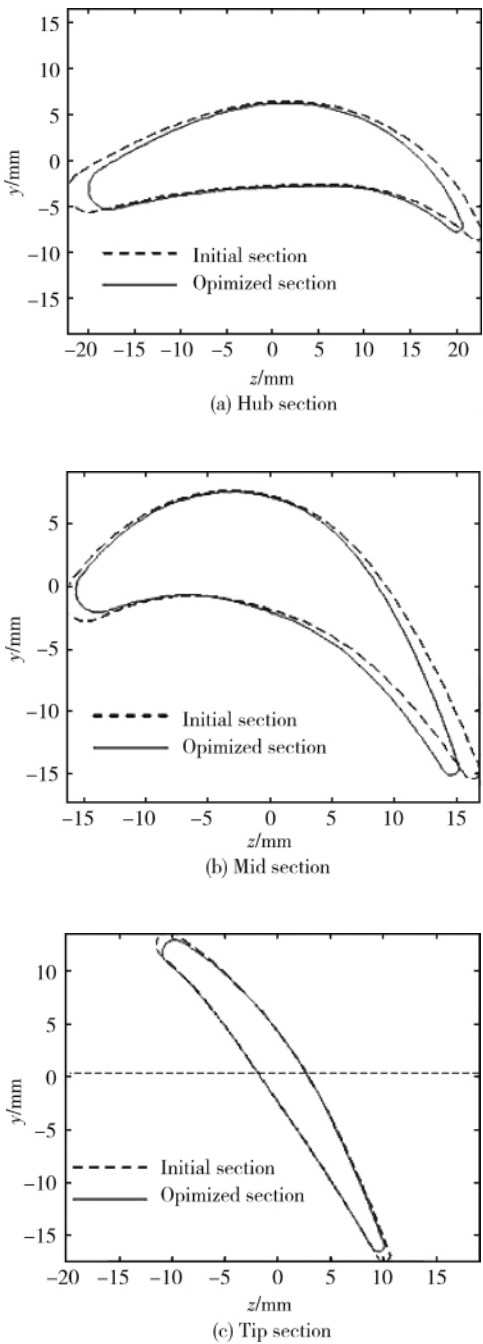


图 7 叶根、叶中和叶尖处叶栅优化前后形状对比

Fig. 7 Comparison of shapes before and after optimization at hub section, mid section and tip section

表 5 展示了该带冠叶片优化过程中的时间成

本. 由于近似函数内循环时间不易统计,所以在表中以“...”表示. 从表中可以看出主要时间消耗存在于试验设计、优化中调用次数和优化内循环次数,3 项共计 7 163 min(518+1 665+4 980);而近似函数的优化以及更新整体上仅占用了 38 min 左右(7 201-7 163). 从中可以看出在优化过程中构造优化目标和约束的近似函数可以大大提高优化的效率. 为了建立具有 2 阶精度的响应面近似函数,必要数量的中等精度分析次数还是需要的,这些是构成优化过程的基本时间成本. 另外,考虑到涡轮叶片设计中学科间耦合特性,为保证优化设计的最优值能够具有高精度和较高的可行性,需要在优化过程中调用高精度分析模型和中精度分析模型计算修正因子对近似函数进行修正. 由于高精度的流固紧密耦合计算代价很大,在优化过程中其被调用的次数直接影响了优化过程的效率,其时间消耗约为 4 980 min,占据了总时间成本的近 70%. 可以看出在利用高精度模型提高优化精度的同时付出了很大的效率代价,但是对于精确的优化涡轮叶片设计,其优化过程中高精度的数值模拟方法是必不可少的.

表 5 涡轮叶片多重精度 MDO 的时间消耗

Table 5 Time consumption of multiple precision MDO on turbine

学科	分析类型	模型精度	试验设计次数	调用次数	循环次数	时间/min
结构	流固弱耦合分析	中	136	8		518
强度	结构强度近似函数	低			9 528	...
气动	气动分析	中	28	8		1 665
学科	气动近似函数	低			6 864	...
耦合	流固紧密耦合分析	高		9		4 980
总成本						7 201

图 8 展示的是在初始化优化目标近似函数和第 8 次修正和更新后的优化目标近似函数关于设计参数 a_1 的变化曲线,以及不修正仅更新优化目标近似函数关于 a_1 的变化曲线. 从图形中可以发现修正并更新的近似函数相对于初始的近似函数曲线发生了较大的变化,抛物线的对称轴发生了明显的偏移,而相应的不修正仅更新的近似函数仅仅是抛物线顶端不同,其他位置没有特别大的改变. 由此可见,该优化策略在修正并更新近似函数后,相对于先前构造的近似函数,其函数形式变

化较大,但重要的是其包含高精度分析的信息,将会使后续的优化更加真实。

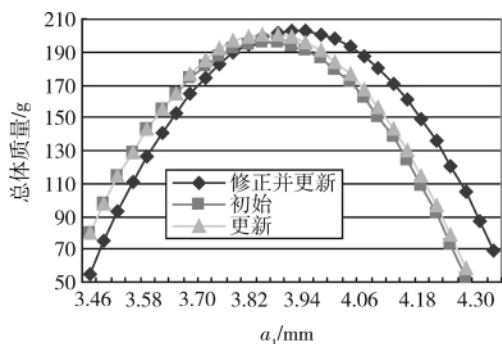


图8 三种优化目标近似函数关于设计参数 a_1 的变化曲线

Fig. 8 Changing curves of three optimization target approximate functions with design parameter a_1

在协同优化策略中,相容性约束的收敛情况是衡量优化过程是否收敛的重要指标。图9展示的是该优化过程中系统层相容性约束 J_1^* , J_2^* 的收敛情况,图中 J_1 代表 J_1^* , J_2 代表 J_2^* 。由于 J_1^* 和 J_2^* 的最高值差别较大,所以采用了两个纵坐标轴。从图9中可以看出:内循环的CO主系统层经历了8次的收敛阶段,这表明整个优化过程构造和更新了共8次的优化目标和约束的近似函数。由于在第 $i+1$ 次构造的CO系统使用的是第 i 次优化的最优值,所以第 $i+1$ 次优化过程计算的 J_1^* 和 J_2^* 明显要好于前一次的优化(第 $i+1$ 次 J_1^* 和 J_2^* 的初始值要小得多),收敛也更快。但是,由于高精度数值分析对数据库的每个数值响

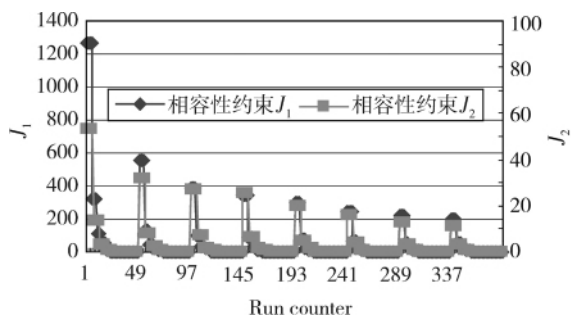


图9 系统层相容性约束 J_1^* , J_2^* 的收敛情况

Fig. 9 Convergence curves of compatibility constraints J_1^* , J_2^* on system layer

应进行了修正,近似函数还是有较大的改变(见图8),所以,该优化策略需要较多的内部循环,也即需要调用较多的高精度数值分析。这也是导致该

优化策略在优化过程中需要调用更多高精度数值分析的重要原因。

4 结 论

在协同优化框架基础上,提出了涡轮叶片多重精度多学科优化设计策略。引入包括流固紧密耦合分析、流固热松散耦合分析和近似方程在内的涡轮叶片设计多种精度模型,结合两点式标度函数和优化过程阶段性收敛后更新的方法,改进可变复杂度建模方法处理多重精度模型的能力,解决了涡轮带冠叶片多学科优化设计精度和效率的问题。改进的VCM能够管理涡轮叶片设计的3种精度模型,响应面近似方程和标度函数同步更新的方式避免了传统间隔法更新的不合理性,两点式标度函数避免了有限差分法计算1阶导数的难度并能充分应用每次高精度分析的数值结果。该优化策略考虑了学科紧密耦合的效应,仅调用9次高精度分析就可以确保优化结果精度。

参考文献:

- [1] Hirt C W, Amsden A A, Cook J L. An arbitrary Lagrangian-Eulerian computing method for all flow speeds[J]. Journal of Computational Physics, 1974, 14(3): 227-253.
- [2] Carstens V, Kemme R, Schmitt S. Coupled simulation of flow-structure interaction in turbomachinery[J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(4): 298-306.
- [3] 王荣桥,贾志刚,樊江,等. 复杂构件 MDO 六面体网格重构方法[J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 2032-2038. WANG Rongqiao, JIA Zhigang, FAN Jiang, et al. Hexahedral mesh regeneration method for MDO on complex aero-engine components[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2032-2038. (in Chinese)
- [4] Singh G, Grandhi R V. Mixed-variable optimization strategy employing multifidelity simulation and surrogate models[J]. AIAA Journal, 2010, 48(1): 215-223.
- [5] Baker M L, Munson M J, Alston K Y, et al. Integrated hypersonic aeromechanics tool (IHAT)[R]. AIAA-2003-6952, 2003.
- [6] Kaufman M, Balabanov V, Giunta A A, et al. Variable-complexity response surface approximations for wing structural weight in HSCT design[J]. Computational Mechanics, 1996, 18(2): 112-126.
- [7] Macmillin P E. Trim, control, and performance effects in variable-complexity high-speed civil transport design[D]. Norfolk, Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 1996.
- [8] Shanno D F. Conditioning of quasi-Newton methods for function minimization[J]. Mathematics of Computation, 1970, 24(111): 647-656.
- [9] Goldfarb D. A family of variable metric methods derived by

- variational means[J]. Mathematics of Computation, 1970, 24(109): 23-26.
- [10] Broyden C G. The convergence of a class of double-rank minimization algorithms 1: general considerations[J]. Journal of Applied Mathematics, 1970, 6(1): 76-90.
- [11] Eldred M S, Giunta A A, Collis S S, et al. Second-order corrections for surrogate-based optimization with model hierarchies[R]. AIAA 2004-4457, 2004.
- [12] Kroo I, Altus S, Braun R, et al. Multidisciplinary optimization methods for aircraft preliminary design[J]. AIAA 94-4325, 1994.
- [13] Ruben P, Liu H. Evaluation of multidisciplinary optimization approaches for aircraft conceptual design[R]. AIAA-2004-4537, 2004.
- [14] Sangook J, Young-Hee J, Rho A J, et al. Application of collaborative optimization using response surface methodology to an aircraft wing design[R]. AIAA-2004-4442, 2004.
- [15] 王荣桥, 贾志刚, 杨俊杰, 等. 基于多层优化策略的涡轮盘叶设计研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1201-1209. WANG Rongqiao, JIA Zhigang, YANG Junjie, et al. Study on disk and blade design based on multi-layer optimization strategy[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1201-1209. (in Chinese)