

基于双循环的涡轮叶冠多学科设计优化

贾志刚¹, 王荣桥², 胡殿印²

(1. 中国航空工业集团公司 空天发动机研究院有限公司, 北京 100028;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对经典的多学科设计可行方法(MDF)的低效率问题,开展了利用可变复杂度建模方法改进 MDF 策略的研究.以涡轮叶冠为对象,综合考虑优化精度和优化效率,利用响应面方法近似高精度分析,简化计算难度,提高优化效率;合理引入可变复杂度建模方法,通过双循环结构优化策略周期性地调用高精度分析更新响应面方程来保证优化精度.基于双循环的涡轮叶冠多学科优化设计(MDO)表明,优化设计目标降低了 1.4%,明显好于经典 MDF 策略(0.97%),整个优化策略共耗时 2 h 39 min,仅是经典 MDF 的优化时间的 1/3.

关 键 词: 多学科设计优化; 多学科设计可行方法; 可变复杂度建模方法; 响应面方法; 涡轮叶冠
中图分类号: V232.9 **文献标志码:** A

Turbine shroud multidisciplinary design optimization with double-loop strategy

JIA Zhi-gang¹, WANG Rong-qiao², HU Dian-yin²

(1. China Aviation Engine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Beijing 100028, China;

2. School of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Because of the low efficiency on the classical multidiscipline design feasible (MDF), the strategy of the MDF improved by variable complex method was studied. Considering comprehensively the optimization accuracy and efficiency for the turbine shroud, the response surface method representing the high precise analysis simplified the calculation difficulty and then improved the optimization efficiency; by reasonably introducing variable complex method, the double-loop optimization strategy periodically employed the high precision analysis and updated response surface equation to ensure precision. The turbine shroud multidisciplinary design optimization (MDO) with double-loop shows that this optimization object reduces by 1.4% obviously than that of classical MDF (0.97%), and it totally costs 2 h 39 min equivalently to 1/3 of that of classical MDF.

Key words: multidisciplinary design optimization; multidiscipline design feasible method; variable complex method; response surface method; turbine shroud

航空发动机的涡轮结构工作在高温、高压、高离心力的环境下,其结构设计是一个明显的多学科设计优化^[1].高性能的优化策略是 MDO 研究的关键技术之一^[2].多学科设计可行方法是最著

名且使用最广泛的优化策略^[3].由于 MDF 的每个优化迭代点都经过高精度分析并且所有设计变量统一由系统层优化,这保证了每个设计点的可行性,能够展现准确的优化精度.其优化结果常被

用于验证其他优化策略的精度^[4].然而,MDF 展现出很低的优化效率.常用的改进方法是通过构建高精度分析的近似函数,例如基于响应面的 MDF 优化策略^[5].近似函数采用简单的数学模型近似高精度分析,降低优化难度,滤掉高精度分析的数值噪声,加快收敛速度,提高全局搜索能力.但该方法过度地依赖近似函数的精度,大规模优化问题构建高精度的近似函数本身就意味大量的计算成本.

为了平衡 MDO 的计算成本和计算精度,一方面要尽可能降低模型复杂度、减少计算成本以便于实现 MDO,另一方面要具有足够的计算精度确保分析结果的有效性.为此,本文引入了可变复杂度建模方法(VCM).VCM 使用大量的低精度分析模型降低了计算成本,而使用少量高精度分析,提高了整个优化的精度^[6].VCM 在飞机机身设计方面已经得到了一定的进展.Livne 和 Navarro^[7]在研究机翼结构设计时,使用基于多项式的等价平板建模技术,研究证明了二维模型可以用来近似机翼非线性气弹响应.Robinson 等^[8]在机翼设计上使用带有参数映射的有限元建模技术.这项研究表明低、高精度模型通过参数映射连接,可以共同组成优化过程并且节省大量的计算成本.Chen 等^[9]基于当前的优化模型和近似方法的信任间隔,研究了近似方法的升级过程.Glaz 等^[10]比较了多个代理模型(多项式响应, Kriging, 矢量基神经网络)的性能并且证明加权平均代理模型的优势^[11-12].Choi, Alonso 和 Kim^[13]使用代理模型研究超声速商务客机的气动性能,首先优化 Kriging 模型,然后将前一步的优化结果作为高精度模型优化的初始值.

本文通过 VCM 改进 MDF 优化策略,利用响应面方法近似高精度分析,降低计算成本;同时利用高精度分析更新响应面方程,提高其计算精度.最终,基于双循环的 MDF 优化策略被应用于涡轮叶冠的多学科设计优化,并用算例证明该方法的优化效率和数值精度.

1 涡轮叶冠的优化模型

本文采用的锯齿型涡轮叶冠来自某型航空发动机低压涡轮转子,依据航空发动机叶冠的设计准则和技术要求,其模型如图 1 所示^[14].采用商用软件 UG(unigraphics)进行参数化建模,生成锯齿型涡轮叶冠的三维实体模型,如图 2 所示.

涡轮叶片采用定向凝固高温合金(DZ125).

按照斯贝发动机应力标准(EGD-3)^[15],保证在所有正常工作条件下涡轮结构的等效应力不超过 $75\% \sigma_{0.1}$ ($\sigma_{0.1}$ 为极限强度),其中叶冠与叶身连接处的最大应力不超过 $60\% \sigma_{0.1}$,接触应力小于材料许用挤压应力.

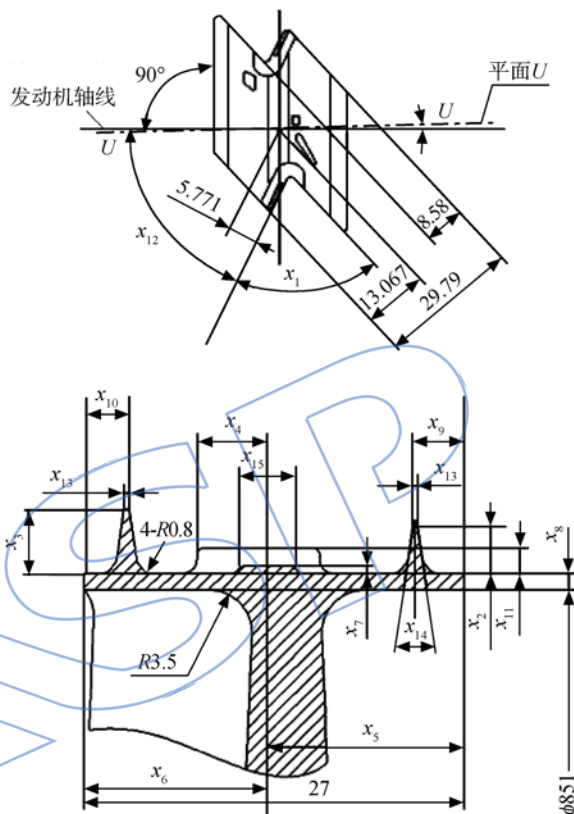


图1 锯齿型涡轮叶冠参数化模型(单位:mm)

Fig. 1 Parametric model of serrated turbine shroud (unit:mm)

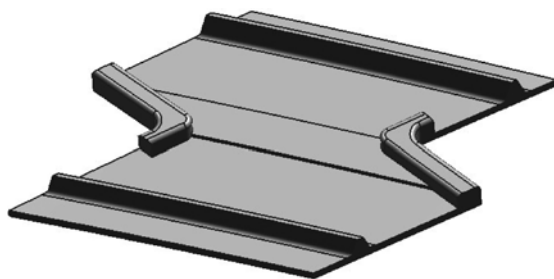


图2 锯齿型涡轮叶冠三维模型

Fig. 2 3-D model of serrated turbine shroud

涡轮叶片采用流固热松散耦合分析,也称为弱耦合分析.涡轮叶片的最大等效应力出现在叶身根部,此处的温度约为 980 K,通过插值材料的拉伸性能参数,得到对应的 $\sigma_{0.1}$ 为 921.8 MPa,由此规定该涡轮叶片在叶身的最大应力 σ_{blade} 不应超过 691.4 MPa.同理,涡轮叶冠最大应力 σ_{shroud} 为

645.5 MPa, 叶身和涡轮叶冠转接处的最大应力 σ_{chamfer} 为 516.4 MPa, 阻尼面的最大挤压应力 σ_{contact} 为 173.0 MPa。由于材料的温度 T 限制, 带冠叶片的最大温度为 1273.5 K。涡轮叶冠参数 X 应该在设计范围内, 优化目标为带冠叶片结构的质量 M 最小, 最优优化模型为式(1)

$$\begin{cases} \text{find: } X \\ \text{min mass} \\ \text{s. t.} \\ g_1 = \sigma_{\text{shroud}} - 645.5 \leq 0 \\ g_2 = \sigma_{\text{chamfer}} - 516.4 \leq 0 \\ g_3 = \sigma_{\text{blade}} - 691.4 \leq 0 \\ g_4 = \sigma_{\text{contact}} - 173.0 \leq 0 \\ g_5 = T - 1273.5 \leq 0 \\ X \in [X^l, X^u] \end{cases} \quad (1)$$

涡轮叶冠 MDO 的优化目标和所有的优化约束都将利用响应面方程构造。构建的响应面方程是解析形式的, 计算量非常小; 涡轮叶冠的数值分

析使用的流固热松散耦合分析方法是包含气动、强度和热载荷的高精度分析, 其计算成本要比解析形式大很多。

2 改进的 MDF 优化策略

图 3 为基于双循环的 MDF 优化策略的框架。该框架展示了一个具有内、外双层结构的优化策略, 从利用最小二乘回归法和试验设计数据库初始化响应面方程开始, 然后以迭代、逆循环的方式进行。内层循环的优势是通过构建响应面(response surface, RS)模型来为多学科优化提供一个高效和快捷的优化工具, 并获得内部循环的最优点; 外层循环的主要内容是进行高精度分析, 为数据库提供新的设计点信息, 并通过最小二乘回归法更新响应面方程。该优化策略的收敛标准是通过外层循环的最后两次高精度分析目标值的数值绝对差值 $|F_n - F_{n-1}| \leq \epsilon$ (ϵ 为判敛标准) 来最终确定的。该优化策略主要的优化步骤如下:

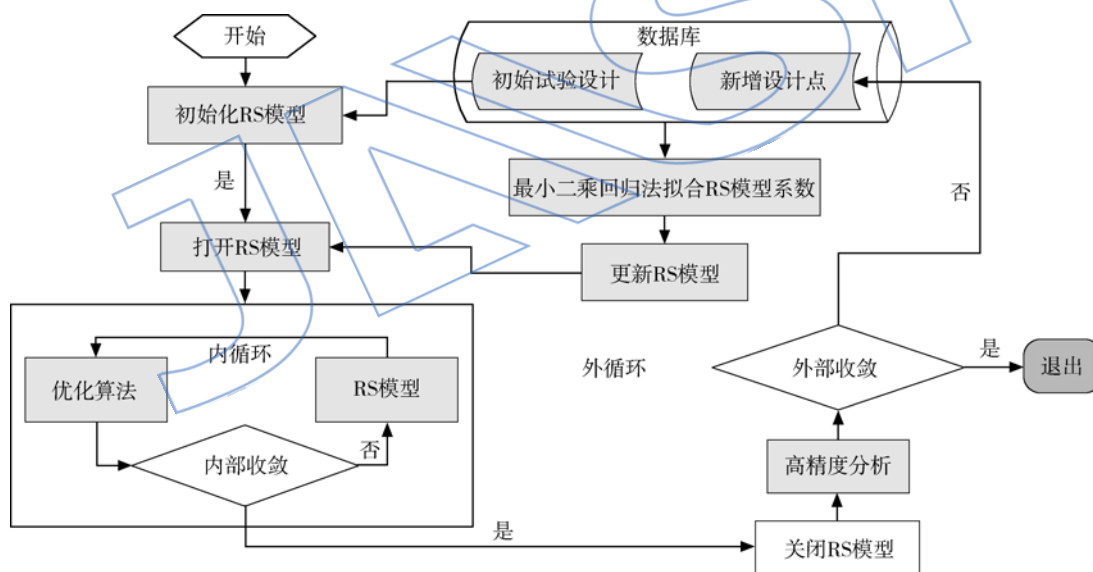


图 3 基于双循环的 MDF 优化策略框架

Fig. 3 MDF optimization strategy framework based on double-loop

1) 图 3 中通过试验设计 (design of experiment, DOE) 技术进行样本点的选择; 并利用最小二乘回归法初始化一个响应面方程。

2) 通过对响应面方程进行内部优化, 得到当前响应面方程的最优解。前两步优化过程正对应了基于响应面的 MDF 优化策略, 尽管优化响应面方程是一个高效的过程, 然而响应面方程并不能获得真实的最优解, 从而造成此优化过程缺乏真实性。

3) 为了保证优化响应面方程结果的真实性, 当内部循环结束时, 提取其最优解信息进行高精度分析; 外循环高精度分析的结果加入到数据库, 并和先前 DOE 的数据一起通过最小二乘回归法得到新的响应面方程, 新的响应面方程不仅修正了各项的系数, 而且还添加了高阶项, 提高了非线性程度。

4) 对更新后的响应面方程再次进行优化搜索, 并反复执行 2) 和 3), 如果前后两次高精度分

析的优化目标满足收敛标准则该优化结束并输出最优值。

3 涡轮叶冠优化结果分析

包含接触的涡轮叶冠流固热松散耦合分析的时间成本大概是 3 min. 图 4 和图 5 分别展示了经典 MDF 策略和基于双循环的 MDF 策略(MDF2)的优化目标收敛情况. 从图 4 中可以看出, 经典 MDF 策略优化涡轮叶冠需要 171 次迭代, 也即需要进行 171 次流固热松散耦合分析, 由此可以看出经典 MDF 策略的优化时间成本是很大的, 其耗时近 9 h.

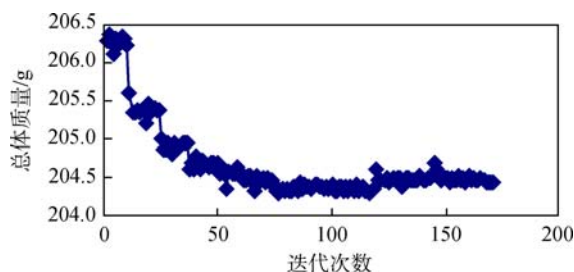


图 4 经典 MDF 策略的优化目标收敛曲线

Fig. 4 Convergence curve of optimization object of classical MDF strategy

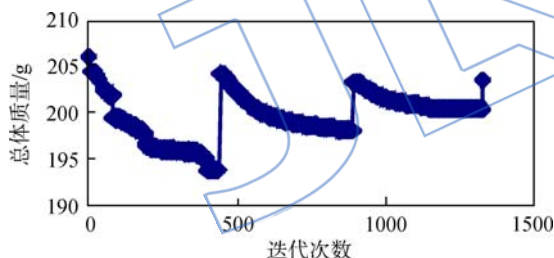


图 5 基于双循环的 MDF 策略的优化目标收敛曲线

Fig. 5 Convergence curve of optimization object of MDF strategy based on double-loop

图 5 中显示基于双循环的 MDF 策略优化涡轮叶冠使用了 1324 次迭代后达到收敛目标 10^{-4} , 但从表 1 中可以看到其只进行了 3 次的外部循环, 即在优化中只调用了 3 次流固热松散耦合分析, 其优化成本大大降低. 基于双循环的 MDF 策略优化时间只有 13 min, 再加上试验设计的 55 次精确分析时间, 整个优化策略共耗时 2 h 39 min, 这仅是经典 MDF 策略的优化时间的 1/3 左右.

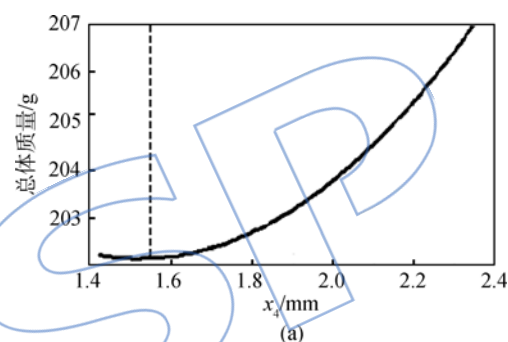
图 6 展示了初始响应面方程的优化目标关于设计参数 x_4 和 x_{11} 的光滑曲线. 优化目标响应面方程关于设计参数的光滑曲线在避免流固热松散耦合的数值噪声方面有着明显优势. 这一点从两

种优化策略的结果对比中可以看出.

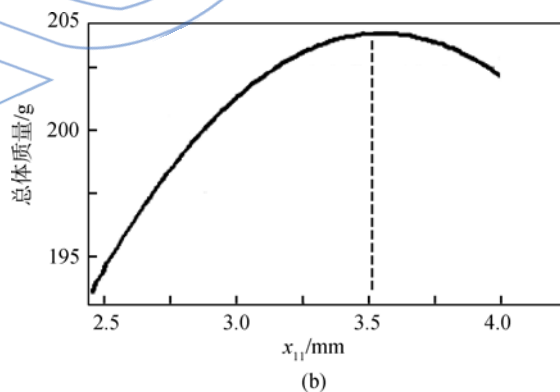
表 1 经典 MDF 策略和基于双循环的 MDF 策略的计算成本

Table 1 Computational cost of classical MDF strategy and MDF strategy based on double-loop

	迭代 次数	DOE 次数	外循环 次数	内循环 次数	总计算 时间/min
MDF	171				535
MDF2		55	3	1324	159
分计算 时间/min	448	146		13	



(a)



(b)

图 6 初始响应面方程关于设计参数的光滑曲线

Fig. 6 Smooth curves of design parameters on initial response surface equation

在表 2 中, 使用基于双循环的 MDF 策略的优化目标降低了 1.4%, 这个数值要明显好于经典 MDF 策略的优化目标(0.97%). 导致此结果是因为使用经典 MDF 策略时, 精确的松散耦合分析方法有着很严重的数值噪声, 某些设计参数的微量变化可能引起设计目标和约束的较大范围的改变. 例如, 其收敛曲线图 4 并不像图 5 那样具有光滑的收敛阶段, 而是在收敛过程中出现大量的震荡现象. 最终, 优化目标和约束的震荡就影响了该优化策略的优化性能, 一是很难找到全局的

最优解,二是震荡导致了不必要的优化时间浪费.图 7 展示了基于双循环的 MDF 策略优化后的温度云图和应力云图.图中所示是以中间叶片的应力分布为准.

表 2 经典 MDF 策略和基于双循环的 MDF 策略优化结果对比

	优化后		优化效果/%	
	MDF	MDF2	MDF	MDF2
$\sigma_{\text{blade}}/\text{MPa}$	607.34	593.14	+8.31	+5.77
$\sigma_{\text{chamfer}}/\text{MPa}$	274.36	270.78	+5.42	+3.83
$\sigma_{\text{shroud}}/\text{MPa}$	420.99	435.02	-8.58	-5.54
$\sigma_{\text{contact}}/\text{MPa}$	89.57	80.10	+26.76	+13.36
T_{max}/K	1216.70	1214.80	-1.83	-1.84
M/g	204.30	203.27	-0.97	-1.40

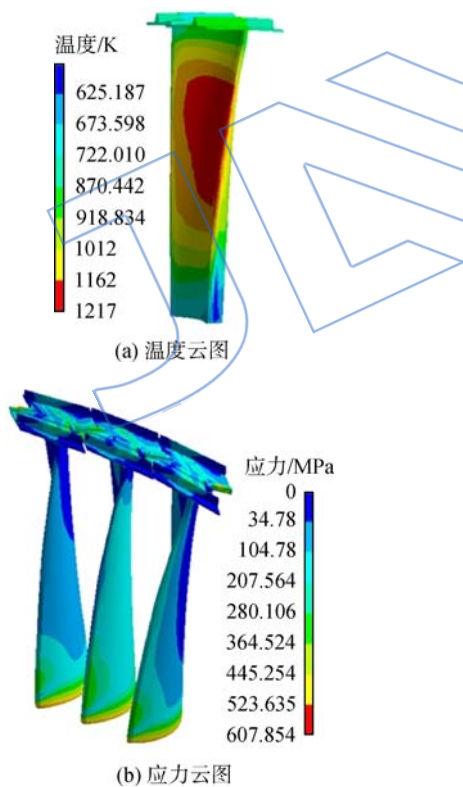


图 7 优化后的温度云图和应力云图
Fig. 7 Temperature nephogram and stress nephogram after optimization

表 2 中展示了基于双循环的 MDF 策略中最优点的系统响应,尽管某些状态变量大于优化前的数值.表中 T_{max} 为温度 T 的最大值.例如 σ_{chamfer} 和 σ_{contact} 分别上升了 3.83% 和 13.36%,但是其依

然满足应力约束条件.表 3 展示了优化前后,两种策略中设计变量的变化情况,总体来说基于双循环的 MDF 策略的优化效果要比经典 MDF 策略好.图 8 展示了基于双循环的 MDF 策略涡轮叶冠优化前后的形状.实体表示优化后叶冠形状,线框是优化前叶冠形状.

表 3 经典 MDF 策略和基于双循环的 MDF 策略优化设计参数对比

	MDF		MDF2	
	优化值	优化效果/%	优化值	优化效果/%
x_1/mm	1.81	-9.50	1.88	-5.50
x_5/mm	12.78	-1.69	12.28	-5.84
x_6/mm	11.79	-1.75	11.00	-8.33
x_7/mm	1.43	-15.88	1.58	-7.06
x_8/mm	1.29	-7.85	1.25	-10.71
x_9/mm	3.63	-1.89	3.77	1.89
x_{10}/mm	3.28	-0.61	3.27	-0.91
x_{11}/mm	2.67	-4.64	2.56	-8.57
$x_{12}/(^{\circ})$	63.00	1.61	62.07	0.11

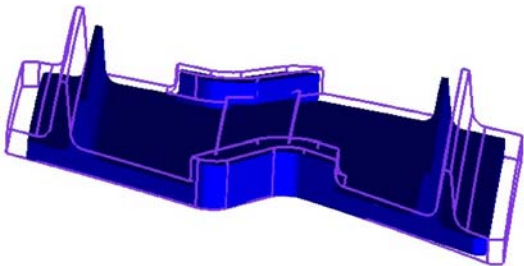


图 8 涡轮叶冠优化前后的形状显示
Fig. 8 Shape display of turbine shroud before and after optimization

图 9 展示了基于双循环的 MDF 策略的收敛特点.1324 次迭代主要分为 3 个阶段,每个阶段收敛曲线都呈现出较为平稳的收敛趋势.第 1 个收敛阶段在第 441 次迭代后达到内部循环收敛.如果不考虑外部循环的更新,前 441 次迭代正对应了基于响应面的 MDF 优化策略的收敛曲线.但是这阶段的最优值仅是初始 2 阶响应面近似方程的最优值,其设计变量与设计目标和状态变量之间并不具备数值可行的对应关系.将 441 次迭

代的设计变量信息专递给高精度分析(流固热松散耦合分析),图9中对应的第1次外部高精度分析的纵轴数值为其对应的准确目标量值。可以看到这个数值和第441次优化的目标值有很大差异。这说明近似方程并不能准确地模拟高精度分析。相应地,基于双循环的MDF策略在符合真实工程需要方面就有很大的优势。随后的两个阶段都是对更新后的响应面方程进行优化,直到第3次外部高精度分析得到的目标值和第2次外部高精度分析的目标值的差值满足收敛条件时优化结束。第3次高精度分析的设计变量和其数值响应即为整体优化的全局最优解。

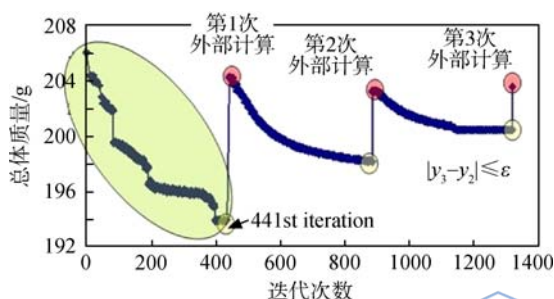


图9 基于双循环的MDF策略的收敛特点

Fig. 9 Convergence characteristic of MDF strategy based on double-loop

本文提出的基于双循环的MDF策略相比于经典MDF策略在优化精度和效率上都有很大提高,尤其是解决工程问题时,其避免数值噪声的能力也保障了其优化性能。其实,在基于双循环的MDF策略寻优的过程中,其优化性能的优势主要得益于更新近似方程的方法。内部循环优化近似方程得到的设计信息本身就包含了最优解的局部信息,这就使得更新后的近似方程能够更好地抓住工程问题的全局最优解。

4 结论

1) 基于经典MDF策略在优化精度上的优势,提出了具有内、外双循环结构的基于双循环的MDF优化策略。通过试验设计方法构造具有全局性的响应面方程,该策略着重解决了经典MDF策略过多依赖高精度分析的效率问题。

2) 双循环的优化过程使得更新后的响应面方程能够提高最优解附近的真实程度,从而保证了最优值的数值精度和可行性。证明了基于双循环的MDF策略在涡轮叶冠优化中具有高效率和高精度的优势。

参考文献:

- [1] 吴立强,尹泽勇,蔡显新.航空发动机涡轮叶片的多学科设计优化[J].航空动力学报,2005,20(5):795-801.
WU Liqiang, YIN Zeyong, CAI Xianxin. MDO technology applied to the aeroengine turbine blade design [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 795-801. (in Chinese)
- [2] Sobieszczanski-Sobieski J. Optimization by decomposition: a step from hierarchic to non-hierarchic systems [R]. NASA-TM-101494, 1988.
- [3] Ruben P, Liu H. Evaluation of multidisciplinary optimization approaches for aircraft conceptual design[R]. AIAA-2004-4537, 2004.
- [4] Cramer E J, Dennis J E, Frank P D. Problem formulation for multidisciplinary optimization [J]. SIAM Journal on Optimization, 1994, 4(4): 754-776.
- [5] LONG Teng, LIU Li, LI Huajian. Study of improved multiple discipline feasible strategy for complicated system optimization[J]. Applied Mechanics and Materials, 2010, 44/45/46/47: 3264-3268.
- [6] Macmillin P E. Trim, control, and performance effects in variable-complexity high-speed civil transport design[D]. Blacksburg, Virginia, US: Virginia Polytechnic Institute and State University, 1996.
- [7] Livne E, Navarro I. Nonlinear equivalent plate modeling of wing-box structures[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(5): 851-865.
- [8] Robinson T D, Eldred M S, Willcox K E, et al. Surrogate-based optimization using multifidelity models with variable parameterization and corrected space mapping[J]. AIAA Journal, 2008, 46(11): 2814-2822.
- [9] Chen S, Xiong Y, Chen W. Multiresponse and multistage metamodeling approach for design optimization[J]. AIAA Journal, 2009, 47(1): 206-218.
- [10] Glaz B, Goel T, Liu L, et al. Multiple-surrogate approach to helicopter rotor blade vibration reduction [J]. AIAA Journal, 2009, 47(1): 271-282.
- [11] Jin R, Chen W, Simpson T W. Comparative studies of metamodeling techniques under multiple modelling criteria [J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2001, 23(1): 1-13.
- [12] Kim C, Wang S, Choi K K. Efficient response surface modeling by using moving least-squares method and sensitivity [J]. AIAA Journal, 2005, 43(11): 2404-2411.
- [13] Choi S, Alonso J J, Kim S, et al. Two-level multi-fidelity design optimization studies for supersonic jets[R]. Reno, US: 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005.
- [14] 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)
- [15] 国际航空编辑部. 斯贝MK202发动机应力标准(EGD-3) [S]. 北京: 国际航空编辑部, 1979.