

发动机性能的耦合优化计算

中国科学院工程热物理研究所 王 逊^{**} 张世铮 蔡睿贤
中国航空燃气涡轮研究所 杜鹤龄 郭 昕

【摘要】 本文根据发动机整机试车结果,在测量数据较少且缺乏发动机部件特性的情况下,通过耦合建模技术和最优化技术,推测出涡扇发动机主要部件(风扇、高压压气机、高低压涡轮)的特性,建立较准确的发动机稳态工作数学模型。

主题词: 耦合 优化 航空发动机 性能

分类号: V 235. 131

1 前 言

耦合算法通过发动机整机试车数据与部件特性试验数据相比较,得到一组耦合系数,利用这些系数对已有的部件特性加以修正,从而找出更接近实际运行情况的部件特性。该算法已成功地应用于斯贝 Mk202 发动机稳态性能计算。它具有方便、灵活的特点,但还存在以下局限性:(1) 国外引进的航空发动机往往缺乏相应的压气机、涡轮等部件特性。在部件试验台上测定部件特性因花费巨大又难以实现,而缺乏发动机部件特性会给耦合计算带来很大不便。(2) 耦合算法要求整机试车提供较完整的各部件进出口压力、温度、流量、转速、等参数。而对从国外引进的航机,整机试车往往仅测量其推力、耗油率、转速、涡轮后排气温度等参数,这些量既不能直接用于求取部件耦合系数,在缺乏部件特性的情况下也不能间接求出耦合计算所需的部件进出口参数,对于双轴发动机上述问题尤其突出。

因此为扩展耦合算法的应用范围,必须对其加以改进补充。本文引进最优化技术,提出以耦合建模技术和最优化技术为基础的耦合优化计算。

2 耦合优化计算

本文要解决的问题是:在缺乏发动机部件特性的情况下,如何根据发动机整机试车结果,推测出压气机、涡轮的部件特性,建立较准确的涡扇发动机数学模型。

由于缺乏部件特性,可先假定一组原始压气机、涡轮特性,例如采用已有的其它相近似的部件特性或通用特性方程。根据整机试车结果求得耦合系数后再对已有的原始部件特性加以修正,推测出发动机的实际部件特性。解决该问题的关键是耦合系数的确定。

为解决前面所述问题,本文提出了耦合优化计算方法。与灵敏度分析法相比,优化方法具有准确、快速的优点;与解方程组法相比,具有简便、灵活、易于实施的特点。

2 1 优化算法的数学模型

2 1 1 目标函数

选取整机试车结果与相应非设计工况计算求得的计算值的误差平方和作为目标函数。其数学表达式为:

$$\min f(X) = \sum_i \left[\frac{X_{i,c} - X_{i,t}}{X_{i,t}} \right]^2$$

其中: X 表示某种数据, 下标 i 表示第 i 种测量数据; c 表示计算值; t 表示整机试车值。

本文的双轴涡扇发动机共测得 5 种数据, $i = 5$ 和 $X = (Fn, W2, sf c, T5, N h)$ 。其中: Fn 表示推力, $W2$ 表示发动机进口空气流量, $sf c$ 表示耗油率, $T5$ 表示低压涡轮后排气温度, $N h$ 表示高压转子物理转速。

优化目标函数可写为:

$$\begin{aligned} \min f(X) = & \left[\frac{Fn_c - Fn_t}{Fn_t} \right]^2 + \left[\frac{W2_c - W2_t}{W2_t} \right]^2 + \left[\frac{sf c_c - sf c_t}{sf c_t} \right]^2 \\ & + \left[\frac{T5_c - T5_t}{T5_t} \right]^2 + \left[\frac{N h_c - N h_t}{N h_t} \right]^2 \end{aligned}$$

2 1 2 设计变量

设计变量共 10 个, 分别是: 风扇: 压比耦合系数 φ^c , 折合流量耦合系数 φ_w^c , 效率耦合系数 φ^e ; 高压压气机: 压比耦合系数 φ^c , 折合流量耦合系数 φ_w^c , 效率耦合系数 φ^e ; 高压涡轮: 折合流量耦合系数 φ_w^T , 效率耦合系数 φ^T ; 低压涡轮: 折合流量耦合系数 φ_w^T , 效率耦合系数 φ^T 。

对假定的初始部件特性, 利用耦合系数就可按下列公式加以修正并用于整机性能计算。

$$\text{低压压气机压比: } \epsilon_E^L = (\epsilon_M^L - 1) \varphi^c + 1$$

$$\text{低压压气机效率: } \eta_E^c = \eta_M^c \varphi^e$$

$$\text{低压压气机折合流量: } CW_E^L = CW_M^L \varphi_w^c$$

$$\text{高压压气机压比: } \epsilon_E^H = (\epsilon_M^H - 1) \varphi^c + 1$$

$$\text{高压压气机效率: } \eta_E^c = \eta_M^c \varphi^e$$

$$\text{高压压气机折合流量: } CW_E^H = CW_M^H \varphi_w^c$$

$$\text{高压涡轮折合流量: } CW_E^{HT} = CW_M^{HT} \varphi_w^T$$

$$\text{高压涡轮效率: } \eta_E^T = \eta_M^T \varphi^T$$

$$\text{低压涡轮折合流量: } CW_E^{LT} = CW_M^{LT} \varphi_w^T$$

$$\text{低压涡轮效率: } \eta_E^T = \eta_M^T \varphi^T$$

式中: 下标 E 表示修正后的部件特性参数; M 表示初始的部件特性参数。

2 1 3 约束条件

包括两类约束: (1) 对设计变量的约束, 要求耦合系数 $\varphi \geq 0$; (2) 对计算结果的约束, 例如对涡轮前温限制, 对高压压气机转速的限制等。

2 2 耦合优化算法的实施过程

首先按优化程序要求, 给定设计变量 (耦合系数) 初值, 然后利用这组系数修改部件特性, 再用修改后的特性进行非设计工况计算, 将得到的计算值与整机试车结果比较, 可得一组误差, 以这些误差的平方和为目标函数; 然后按优化程序制定的策略, 沿一定方向、按一定方式, 改变耦合系数, 求得相应的目标函数。通过进行有计划的搜索, 最终通过优化得到一组最佳耦合系数, 用该组系数对部件特性加以修正, 利用修正后的部件特性进行发动机变工况性能计算, 即可得到与整机试车最接近的值。

3 计算结果

本文对一涡扇发动机进行了耦合优化计算。计算的已知条件是飞行高度、马赫数、发动机机尾喷管面积。整机试车提供给定高度、马赫数、风扇相对折合转速下的发动机进口空气总流量、总推力、耗油率、高压转子转速、低压涡轮后排气温度。通过对不同风扇相对折合转速下的工况进行耦合计算,得到各组耦合系数,建立了该涡扇发动机的数学模型,得出该发动机的稳态变工况性能,并推测出各部件特性。

图 1 为发动机相对总推力 F_n 的计算值与整机试车结果对比。图 2 为发动机相对进口空气总流量 W_2 的计算值与整机试车结果对比。图中, NLC 和 NHC 分别表示风扇和高压压气机相对折合转速。“-”表示相对值。此外,还比较了高压转子相对物理转速、低压涡轮后相对排气温度、相对耗油率。计算结果表明在 0 高度, 0 马赫数下计算结果非常接近整机试车数据,均方根误差在 1% 左右。

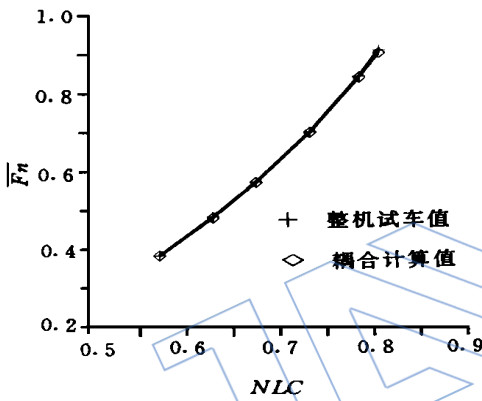


图 1 发动机相对总推力

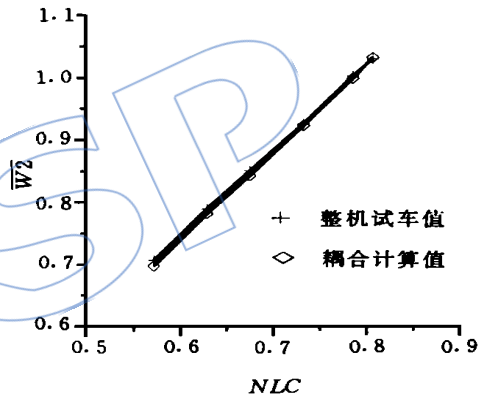


图 2 发动机进口相对空气流量

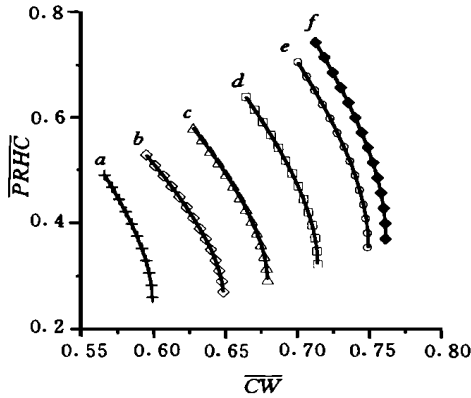


图 3 高压压气机特性: 相对折合流量—相对压比

a— $NHC = 0.7746$	b— $NHC = 0.8013$
c— $NHC = 0.8221$	d— $NHC = 0.8475$
e— $NHC = 0.8723$	f— $NHC = 0.8787$

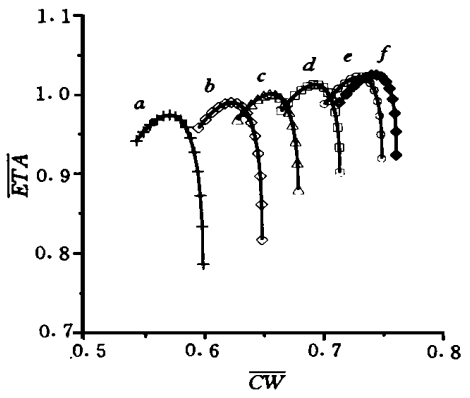


图 4 高压压气机特性: 相对折合流量—相对效率

a— $NHC = 0.7746$	b— $NHC = 0.8013$
c— $NHC = 0.8221$	d— $NHC = 0.8475$
e— $NHC = 0.8723$	f— $NHC = 0.8787$

图 3 和图 4 为在通用压气机模型的基础上, 推测出的高压压气机特性, 分别表示不同的
高压压气机相对折合转速下, 相对折合流量 $\overline{C_W}$ 与相对压比 $\overline{P_{RHC}}$ 的关系及相对折合流量 $\overline{C_W}$
与相对效率 $\overline{E_{TA}}$ 的关系。此外, 还推测出了风扇、高低压涡轮特性。利用这组特性进行发动
机变工况计算得到的计算值接近于整机试车结果。

4 结 论

根据发动机整机试车数据, 在发动机部件特性缺乏的情况下, 通过耦合建模技术和最优化技术相结合, 建立起较准确地涡扇发动机数学模型、确定发动机流程各截面上的气动热力学参数及发动机性能, 同时推测出发动机各部件 (主要是风扇、压气机、高低压涡轮) 特性。

本文将最优化技术引入到耦合计算中, 将原来求耦合系数这种偏重物理概念的过程转化为用数学—物理手段解决问题。通过将原来已知整机试车结果, 待求耦合系数的问题转化为一个以计算值与试车结果误差的平方和最小为目标函数, 以待求耦合系数为设计变量的有约束非线性规划, 拓展了原耦合计算方法的应用范围, 在经过补充、发展后实现了在发动机整机试车测量参数甚少、部件特性未知的情况下, 对发动机整机和部件的稳态工作性能进行模拟的目标。受测量数据不足和优化方法本身的限制, 得到的最优解可能不是全局极值, 但随着整机试车测量参数的增多和试车资料的不断丰富及算法的进一步完善, 耦合优化算法的准确性和适用范围还会得到改善。

致谢 作者感谢国家攀登 B 计划的资助, 特此致谢!

参 考 文 献

- 1 EGD8- SPEY Mk202- THERMODYNAMICS & AERODYNAMICS LECTURE NOTES
- 2 张世铮等 燃气轮机设计点与非设计点性能计算的方法和计算机程序 工程热物理学报, 1984, 4 (2):
- 3 吴大观等 涡轮风扇发动机及其系统的性能研究 北京: 国防工业出版社, 1986
- 4 张世铮 燃气热力性质的数学公式表示法 工程热物理学报, 1980, 1 (1):
- 5 郁永熙等 介绍一种新的优化方法—正多面体法 上海交通大学学报, 1983, 1 (1):
- 6 张娜, 林汝谋, 蔡睿贤 压气机特性通用数学表达式 工程热物理学报, 1996, 17 (1):

(责任编辑 王震华)

steady between stator and rotor and these rows can communicate via inter-row mixing plane. These reformative "mixing planes" introduce circumferential averaging of flow properties but preserve general radial variations. The circumferential disequilibrium in the same row is assured by using non-reflecting extrapolated boundary condition. In view of wide working temperature range in turbine stage, varying specific heat is applied in this method. The calculation instability resulted from inter-row mixing treatment is improved remarkably by using Riemann solver and lax-godunov in the case of small inter-row gap. The application of this method is illustrated for an axial high-pressure turbine stage in an aeroengine. The results show that this method not only is available but also reveals flow phenomenon in rows very well.

Key Words Turbines Three dimensional flow Numerical simulation
Computational methods

COUPLING OPTIMIZATION CALCULATION FOR AEROENGINE PERFORMANCE

Wang Xun, Zhang Shizheng, Cai Ruixian

(Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080)

Du Heling, Guo Xin (Chinese Gas Turbine Establishment, Jiangyou 610500)

ABSTRACT Coupling-Optimization Algorithm is comprised of coupling methods used in SPEY aeroengines and optimization method. This new method can be used to simulate the engine performance accurately on the basis of very limited engine test results even if its component characteristics are unknown. In addition, the component characteristics can also be inferred in the same time. This method has been used to simulate the performance of a turbofan engine and to infer its unknown component characteristics. The comparison of the results with the engine test data confirms the feasibility of the proposed method.

Key Words Coupling Optimization Aeroengine Performance

AN EXTENDABLE OBJECT MODEL FOR GAS TURBINE SIMULATION

Xie Zhiwu

(3rd Dept. Naval Academy of Engineering, Wuhan 430033)

Su Ming and Weng Shilie

(School of Power and Energy, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai)

ABSTRACT A generalized gas turbine simulation software must be not only capable of extending to new engine components and configuration, but also able to shift among different simulation algorithms. For this purpose the object-oriented analysis and design method is applied and the Unified Modeling Language (UML) is used. Different computational tasks of simulation are categorized and summarized into a 3-layer generalization: component calculation, gas path calculation, and system state calculation. Based on this generalization, a class framework is proposed and a Node-Connector-Component model is presented and analyzed. New components, gas path algorithms, and numerical integration methods can be extended from the appropriate base classes in the framework. New engine configura-