

文章编号: 1000-8055(2010)03-0681-06

航空发动机非线性模型实时计算的 迭代方法研究

陆 军, 郭迎清, 张书刚

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对航空发动机非线性模型将作为未来机载应用而需要严格实时性的问题, 研究了求解模型的迭代方法, 综述其历史发展情况, 并讨论收敛性问题, 同时提出一种改进应用方案, 即模型在过渡态仿真时可将上一状态点雅可比矩阵直接应用于下一点计算, 能够在典型应用方案基础上直接减少气动热力模型计算次数, 从而提高整体模型执行效率. 通过实际算例对这些应用方案进行仿真比较与分析, 结果表明: ①Broyden 秩 1 法执行效率最高, 更适宜用于模型实时计算; ②改进应用方案简单、有效, 为进一步满足非线性模型的严格实时性要求奠定基础.

关 键 词: 航空发动机非线性模型; 实时计算; 迭代方法; Broyden 法

中图分类号: V233. 7

文献标识码: A

Research on the iteration methods in aero-engine non-linear model real-time computation

LU Jun, GUO Ying-qing, ZHANG Shu-gang

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Considering the rigorous real-time computation of aero-engine non-linear model for on-board application in future, several iteration methods were studied in this paper. Their historical developments were surveyed, and convergence problems were discussed. Then a new improved method was presented in which the Jacobian matrix for a previous state point could be directly applied to the next point's calculation during the transition state simulation. It can improve execution efficiency of the model by reducing the number of aerothermodynamic model computations. Finally, a practical example has been simulated in these iteration methods respectively. The simulation results show that (1) the Broyden rank-one method has highest execution efficiency, so it's more suitable for non-linear aero-engine model real-time computing; (2) the improved method is simple and effective, laying a foundation for the rigorous real-time computation of aero-engine non-linear model.

Key words: aero-engine non-linear model; real-time computation; iteration method; Broyden method

目前, 实现航空发动机故障诊断、传感器与参数综合、性能调整、寿命监测/辅助维修、自适应模

型等重要功能的机载模型主要是分段线性化状态方程模型和传递函数模型, 两者都是非线性的、详

收稿日期: 2009-03-11; 修订日期: 2009-05-23

基金项目: 985 航空动力关键技术科技创新平台

作者简介: 陆军(1981-), 男, 上海金山人, 博士生, 主要从事航空发动机控制与仿真.

细的气动热力模型的简化,其特点在于能减少模型计算负担,提高模型运算速度,且不存在运行发散问题,能基本满足当前需求,但仿真精度有所损失,也无法正确反映一些严重非线性的过渡态过程^[1]。随着实际应用对航空发动机各项指标不断提高,如高可靠性、低耗油率、高推质比、大包线范围、长使用寿命、易维护性等,在不改变发动机本身结构情况下,可以通过优化各功能性能来最大程度上挖掘其潜力,如当前的智能发动机控制、飞/推一体化控制、非线性模型预测控制、性能寻优控制、健康管理等。此外,美国在完成了IHPTET计划和正执行中的VAATE计划^[2]基础上,于2007年末确定了从2012年开始进行自适应通用发动机技术(ADVENT)计划^[3],该计划主要以发动机控制技术为基础,发展在全飞行包线内可以改变风扇/核心机流量和压比的新一代变循环发动机,从而优化和挖掘发动机性能。显然,这些最新发展趋势都对发动机机载模型本身提出了更高要求,而传统的分段线性化状态方程模型和传递函数模型将不再适合。因此,航空发动机非线性的、详细的气动热力模型取代当前简化模型作为机载应用是一个必然趋势,而其模型实时计算也是一直以来许多专家与学者不断研究的重要课题^[4-7]。

迭代方法是发动机非线性模型实时化过程中的关键技术之一,该技术的有效解决不仅保证模型收敛性及精度,而且能使其计算量满足实时性要求。近年来,有不少文献将智能优化算法^[8-10]应用于该问题当中,主要是为了解决全局收敛性,在实时性方面还有待解决。因此,本文将侧重于讨论具有局部收敛特性的迭代方法以及在其基础上提出的一种改进应用方案。

1 发展综述

早期迭代方法,又称平衡技术,是发展于稳态条件下发动机仿真,主要有参数循环法和平衡循环法。参数循环法使用最早,仿真程序SPEEDY和CARPET都采用此方法,其特点是只能计算多个设计点,主要用于单设计点任务择优问题。而平衡循环法开始于20世纪60年代初单轴涡轮程序SSPOOL,其迭代方法主要依靠平方插值程序AFQUIR,该程序包括两个嵌套循环。之后发展的双轴涡轮程序DSPOOL包括了四个嵌套循环,此时迭代计算已变得很费时间^[11]。

此后迭代方法主要是误差矩阵法,有 $N+1$

点残量法、牛顿-拉夫逊法和Broyden法等,其特点是不需要嵌套循环,而是将因变量残差看作是由各个自变量误差引起的效果叠加,通过使误差矩阵等于零而得出一组偏差值,初始点加上偏差值就是平衡点,一般需要多次迭代。

$N+1$ 点残量法早在20世纪60年代初出现于英国罗罗公司研制的斯贝发动机仿真程序中,解算思路是通过给出 $N+1$ 个近似解的残差来求取下一步修正量。该方法虽然执行效率较高,但数值解算不稳定性导致其逐步被淘汰。

牛顿-拉夫逊法出现于1967年美国空军研制的一种通用涡轮发动机仿真程序SMOTE,之后GENENG, GENENG II, DYNENG, DEAN等都沿用该方法,国内后来研制的程序也大部分采用该方法。标准牛顿-拉夫逊法具有二阶收敛性,但由于每次迭代都计算雅可比矩阵,使得程序执行效率相对较低,因此在实际应用时会采用其简化型,或者两者交替使用,即混合型。

目前许多数值仿真程序,如美国航空航天局NASA的NCP(national cycle program)^[12]、荷兰国家航空航天实验室(NLR)的GSP(gas turbine simulation program)^[13]与TERTS(turbine engine real-time simulation)^[14]、德国MTU(Motoren-und Turbinen-Union)的MOPS(modular performance synthesis)^[15]等都采用Broyden法^[16],其最大特点是在初始矩阵为该点雅可比矩阵的情况下,每次迭代过程中可避免重新计算雅可比矩阵,能够明显减少气动热力模型计算次数,增加执行效率,且具有较高的收敛速度。

综上所述,当前普遍采用的迭代方法主要为牛顿-拉夫逊法和Broyden法,两者各自有其特点与优势,后面将以实际算例进行比较分析。

2 方法及其收敛性

2.1 牛顿-拉夫逊法与Broyden法

限于篇幅,这里仅定义必要公式,其中相同符号的含义不进行重复说明,而其推导过程及实现算法请参考相关文献^[17]。

对于 n 维非线性方程组

$$\begin{cases} f_1(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0 \\ f_2(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0 \\ \dots \\ f_n(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0 \end{cases}$$

1) 牛顿-拉夫逊法迭代公式为

$$x_{k+1} = x_k - \alpha_k J^{-1} F(x_k)$$

式中 x_k 为自变量向量, J 为雅可比矩阵, $F(x_k)$ 为残差向量, α_k 为步长因子

2) Broyden 秩 1 法迭代公式为

$$\begin{cases} x_{k+1} = x_k - \alpha_k B_k^{-1} F(x_k) \\ B_{k+1} = B_k + \beta_k [(y_k - B_k s_k) s_k^T] / (s_k^T s_k) \end{cases}$$

式中 $y_k = F(x_{k+1}) - F(x_k)$, $s_k = x_{k+1} - x_k$, β_k 为阻尼因子, B_0 一般取点 x_0 处雅可比矩阵 J .

相应地, 根据 Sherman-Morrison 公式, 逆 Broyden 秩 1 法迭代公式为

$$\begin{cases} x_{k+1} = x_k - \alpha_k H_k F(x_k) \\ H_{k+1} = H_k + [(s_k - H_k y_k) s_k^T H_k] / (s_k^T H_k y_k) \end{cases}$$

式中 H_0 一般取点 x_0 处雅可比矩阵逆 J^{-1} .

2.2 收敛性讨论

以上两种方法在数学理论上只具有严格的局部收敛性, 虽可通过阻尼因子和步长因子适当调整其收敛范围, 但一般都较小, 同时鉴于发动机气动热力模型本身的一些特性, 可以在实际应用中采取以下几个方面的措施^[18] 来保证其全局收敛性:

- 1) 通过插值或拟合来获取相对合理的初猜值, 其原始数据可以来源于试验, 也可以由全局收敛算法计算获得;
- 2) 通过对部件特性数据进行平滑处理以保证其各工况点非“奇异”;
- 3) 通过约束物理量避免无物理意义点出现, 如工作点超出部件特性图、主燃烧室出口总温小于进口总温等;
- 4) 设置合理的收敛精度、仿真时间步长、阻尼因子等;
- 5) 尽量避免矩阵求逆和除零现象, 可通过归

一化可降低矩阵条件数等;

6) 对压气机和涡轮等部件特性图进行数学转换处理, 如增加辅助线 β lines^[19].

3 典型及改进应用方案

3.1 典型应用方案

针对以上两种方法, 其实现主要有 5 种典型应用方案(如表 1 所示, 其中 N_{loop} 为迭代次数, n 为独立变量数), 具体如下:

方案 A 为标准牛顿-拉夫逊法, 程序运行时每次迭代都会重新计算当前点的雅可比矩阵, 理论收敛速度很快, 为平方收敛, 但其缺点在于过多的气动热力模型计算次数; 方案 B 是 A 的简化型, 即在计算一次雅可比矩阵后, 每次迭代不再修正该矩阵, 将其保持不变来修正参数, 虽然会降低收敛速度及其范围, 但能明显减少气动热力模型计算次数; 方案 C 是 A 和 B 的组合, 即根据每次的修正情况, 交替采用这两种方案来实现模型解算, 该方案是前两者特点的折中, 在保证一定收敛速度和收敛范围情况下, 有效减少气动热力模型计算次数, 经典仿真程序 DYN GEN^[20] 就是采用该方案; 方案 D 和 E 是 Broyden 秩 1 法及其逆方法, 其相同点在于每次迭代过程中都可避免重新计算雅可比矩阵, 不同点在于后者只进行一次矩阵求逆, 可尽量减少数值不稳定性的发生概率.

3.2 改进应用方案

一般情况下, 航空发动机非线性实时模型在进行过渡态仿真时, 每次更新之间外部输入不会出现很大变化, 即发动机从一个状态点到另一个状态点的跨度不大, 特别是在更新率比较高时更是如此, 这主要是因为实际飞行时控制系统会限

表 1 典型应用方案
Table 1 Typical applications

方法	典型应用方案	收敛速度	模型计算次数	矩阵求逆次数
牛顿-拉夫逊	A 标准型, 每次都计算 J	平方收敛	$N_{loop} \times (n + 1) + 1$	N_{loop}
	B 简化型, 只计算一次 J , 之后保持不变	线性收敛	$n + 1 + N_{loop}$	1
	C 混合型, 根据修正情况, 交替方案(1)或(2)	超线性收敛	介于方案 A 与 B 之间	介于方案 A 与 B 之间
Broyden	D 秩 1 公式, B_0 为 J	超线性收敛	$n + 1 + N_{loop}$	N_{loop}
	E 逆秩 1 公式, H_0 为 J^{-1}	超线性收敛	$n + 1 + N_{loop}$	1
共用部分	1) J 由向前差分近似求得, 特别地, 当 x_k 位于边界时, 该值由向后差分求得;			
	2) α_k, β_k 采用不精确一维搜索, 这里通过限定修正量幅度来保证收敛性;			
	3) 在每次运行发动机气动热力模型之后, 就判断当前点是否满足精度要求, 可适当减少气动热力模型计算次数.			

制飞行员命令输入变化率过大、执行机构响应频率固定、发动机转子惯性较大、外界条件变化情况一定等. 这点在典型应用方案中具体体现是: ①将上一点收敛值直接作为下一点计算初猜值或通过上几点收敛值通过插值方式估计, 这样可以提高初猜值合理性从而改善计算收敛性; ②一步通过算法^[21], 即当初猜值非常接近所求解的时候认为通过一步修正就可满足精度要求, 这样确保其气动热力模型计算次数在 $n+2$ 次以内而实现实时仿真, 不过该方法缺点在于会因误差累积而导致精度变差, 特别在大步长下更为明显. 受以上两点启发, 本文提出一种改进应用方案, 即将上一点收敛值雅可比矩阵直接用于下一点初猜矩阵, 这样可避免每点开始迭代时初始雅可比矩阵的计算, 直接减少气动热力模型计算次数, 在不损失精度情况下明显提高整体模型执行效率. 此外, 该方案在典型应用方案基础上很容易实现.

4 算例与分析

以 DYN GEN 程序为基准, 默认设计点数据

的三轴不加力涡扇发动机 ($n=9$) 为仿真对象, 对 5 种典型应用方案和改进应用方案分别进行仿真对比与分析.

4.1 典型应用方案开环过渡态仿真

在地面状态下, 初始燃油量从 1.486 kg/s 阶跃到 1.858 kg/s , 各方案初猜值相同, 残差精度为 0.005 , 时间步长为 0.1 s , 仿真 4 s , 结果如图 1 所示. 图 1(a) 是低压涡轮前温度 T_4 的整个过渡态变化情况, 即在 0.1 s 时刻燃油量突增, T_4 随之大幅度增加, 然后随时间推移缓慢下降, 最终达到稳定状态, 5 组方案结果几乎一致, 满足设定精度; 图 1(b) 是每个时刻数值收敛后, 气动热力模型计算次数随时间变化情况, 其中方案 D 在平均计算次数及峰值次数都最少, 差不多为方案 A 的一半, 而方案 B 次之; 图 1(c) 是在 0.1 s 时刻残差平均值随迭代次数的变化情况, 其中方案 A 收敛速度最快, C 和 D 次之, E 最慢, 需要说明的是, 方案 E 的残差平均值从第 4 次迭代开始就已满足设定精度, 实际却仍旧继续迭代, 可知其各残差量之间浮动范围较大, 这点由图 1(d) 可以论证.

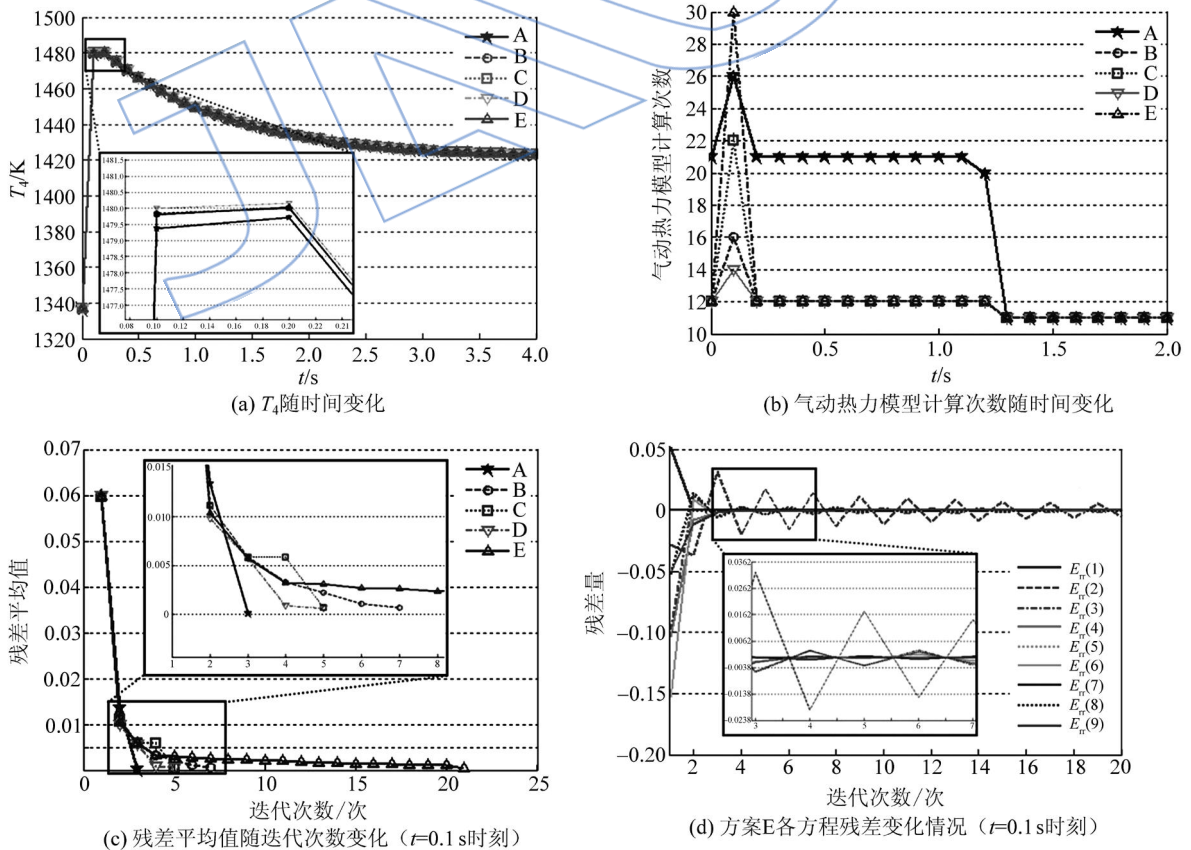


图 1 典型应用方案开环过渡态仿真

Fig. 1 Typical applications' open-loop transition simulations

4.2 典型及改进应用方案闭环过渡态仿真

为说明改进方案的有效性,对以下三种方案进行闭环过渡态仿真:

1) 方案D Broyden秩1法,选取雅可比矩阵 J 作为初值矩阵,即为前述典型应用方案之一;

2) 方案F 在方案D的基础上,将上一点收敛值雅可比矩阵直接用于下一点初猜矩阵;

3) 方案G 在方案F的基础上,将气动热力模型计算次数限制在5次以内。

在地面状态下,进行从最大状态到慢车,再到最大状态的一个仿真周期,其控制规律为低压转子转速保持一定,残差精度为0.005,时间步长为0.1s,其结果如图2所示。从图2(b)中可以看出,方案D的气动热力模型计算次数全面多于其他两种方案。通过结合图2(c)可知,方案F在不损失精度情况下,比方案D平均减少了9次左右,这也正是计算雅可比矩阵次数,同时也说明,虽没有对新一点雅可比矩阵进行重新计算,但归因于实际过渡态的独特性,其收敛性及其速度几乎不受这种改进影响。当然,方案F在有些点计算次数达到了8次,这相对于实际应用依然有些多,并不能满足严格实时性。针对此问题,从方案G的结果来看,气动热力模型计算次数能够保持在5次以内且所有点都收敛,在精度方面,除小部分工作点最大残差绝对值超过设定精度且达到了0.011之外,满足精度的工作点覆盖了整个仿真的95.33%,这对于实际应用来说是可以接受的。

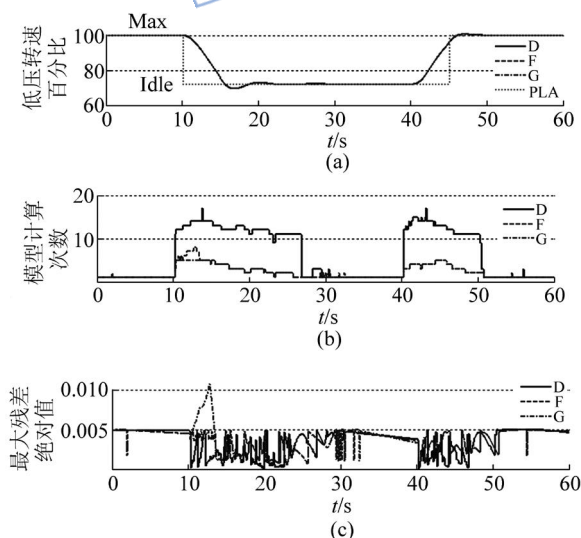


图2 典型应用方案及其改进闭环过渡态仿真

Fig. 2 Typical and improved applications' close-loop transition simulations

限于篇幅,不再列写其他仿真情况与数据,特别是将改进思路应用于其他典型应用方案,其结果基本与以上仿真情况相符。这些结果表明,在典型应用方案中,方案D计算最平稳且收敛速度有保证,其整体模型执行效率最高。而在方案D基础上进行改进的方案F和G,不仅继承了原方案优点与特性,而且直接减少了一定气动热力模型计算次数,将整个模型执行效率推向了另一个高度。特别是方案G,成功地表明能够将气动热力模型计算次数保证在5次以内,且对整体仿真结果影响不大。

5 结 论

本文对航空发动机非线性实时模型的迭代方法问题进行深入研究,综述历史发展情况,讨论其收敛性问题,并提出一种改进应用方案,通过实际算例仿真对比与分析得出结论如下:

1) Broyden秩1法以其独特更新方式避免每次迭代更新雅可比矩阵,明显减少计算气动热力模型次数,执行效率高且稳定,更适宜用于非线性模型实时化计算。

2) 本文提出的改进应用方案实现简单、有效,可方便应用于各典型方法的模型实时化计算,特别地,将其与Broyden秩1法结合后,可在保证仿真精度与收敛性的同等情况下,更大幅度地减少了气动热力模型计算次数,为进一步满足非线性模型的严格实时性要求奠定基础。

3) 逆Broyden秩1法虽可大程度上避免矩阵求逆运算,但其实际执行效率和收敛性却并不比简化型或混合型牛顿-拉夫逊法高。

4) 标准牛顿-拉夫逊法虽有平方收敛速度,但每次都重新计算雅可比矩阵的代价使其并不适合于发动机实时仿真的实际应用,相反其简化型或混合型更实用。

参考文献:

- [1] Society of Automotive Engineers, Inc. Real-time modeling methods for gas turbine engine performance[R]. Warrendale, PA: SAE AIR-4548, 1995.
- [2] Friend R. Turbine engine research in the United States Air Force[C]// IEEE Proceedings of Aerospace Conference. Big Sky, USA: IEEE, 2001.
- [3] 胡军. ADVENT, 涡轮喷气发动机的新里程碑[EB/OL]. <http://www.China.cam.cn/news/2008/91918817.html>.
- [4] Horobin M S. Cycle-match models used in functional engine design - An overview[R]. RTO AVT Symposium on: Design principles and Methods for Aircraft Gas Tur-

- bine Engines. Toulouse, France: RTO MP-8, 1998.
- [5] 丛靖梅, 唐海龙, 张津. 面向对象的双轴混排加力涡扇发动机详细非线性实时仿真模型研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 65-68.
- CONG Jingmei, TANG Hailong, ZHANG Jin. A study of object-oriented detailed nonlinear real-time performance simulation for a mixed-flow two-spool turbofan engine with afterburner[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 65-68. (in Chinese)
- [6] 杨刚, 孙健国, 黄向华, 等. 一种不需要迭代的发动机辅助变量建模方法[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2): 197-202.
- YANG Gang, SUN Jianguo, HUANG Xianghua, et al. A non-iterative method of aero-engine modeling using complementary variables[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(2): 197-202. (in Chinese)
- [7] 周文祥, 黄金泉, 黄开明. 航空发动机简化实时模型仿真研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(2): 251-255.
- ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan, HUANG Kaiming. Real-time simulation system for aeroengine based on simplified model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(2): 251-255. (in Chinese)
- [8] 杨伟, 冯雷星, 彭靖波, 等. 求解航空发动机数学模型的混合智能方法[J]. 推进技术, 2008, 29(5): 614-616.
- YANG Wei, FENG Leixing, PENG Jingbo, et al. An intelligent algorithm for solution of nonlinear mathematical model for aeroengine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(5): 614-616. (in Chinese)
- [9] 苏三买, 陈永琴. 基于混合遗传算法的航空发动机数学模型解法[J]. 推进技术, 2007, 28(6): 661-664.
- SU Sanmai, CHEN Yongqin. Hybrid genetic algorithm in solving aeroengine nonlinear mathematical model[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(6): 661-664. (in Chinese)
- [10] LI Songlin, SUN Jianguo. Application of genetic algorithm to solving nonlinear model of aeroengines[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2003, 16(2): 69-72.
- [11] 黄家骅, 冯国泰. 航空发动机特性仿真技术的进展与展望[J]. 推进技术, 2002, 23(4): 346-351.
- HUANG Jiahua, FENG Guotai. Development and expectation of performance simulation in aviation engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4): 346-351. (in Chinese)
- [12] Ashleman R, Lavelle T, Parsons F. The national cycle program - A flexible system modeling architecture[R]. AIAA Paper 98-3114, 1998.
- [13] Visser W P J, Broomhead M J. GSP, a generic object-oriented gas turbine simulation environment[R]. ASME-2000-GT-0002.
- [14] Visser W P J, Broomhead M J, van der Vorst J. TERTS: a generic real-time gas turbine simulation environment[R]. ASME-2001-GT-446.
- [15] Kurzke J. Calculation of installation effects within performance computer programs[R]. A GARD-LS-183, 1992.
- [16] Broyden C G. Quasi-Newton methods and their application to function minimization[J]. Mathematics of Computation, 1967, 21: 368-381.
- [17] 李庆扬, 莫筱中, 祁力群. 非线性方程组的数值解法[M]. 北京: 科学工业出版社, 2003.
- [18] 陈玉春, 徐思远, 杨云铠. 改善航空发动机特性计算收敛性的方法[J]. 航空动力学报, 2008, 23(12): 2242-2248.
- CHEN Yuchun, XU Siyuan, YANG Yunkai. Research on the method to solve convergence problem in aero turbo-engine performance computation[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12): 2242-2248. (in Chinese)
- [19] Kurzke J. How to get component maps for aircraft gas turbine performance calculations[R]. Birmingham: ASME-96-GT-164, 1996.
- [20] Sellers J F, Daniele C J. DYN GEN - A program for calculating steady state and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. NASA TN D-7901, 1975.
- [21] 张世桢. 航空发动机设计手册: 15 册 控制及燃油系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.