

文章编号: 1000-8055(2006)02-0248-06

涡扇发动机部件级起动模型

周文祥, 黄金泉, 窦建平

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 基于慢车以上部件级模型, 通过外推部件特性, 建立了双转子涡扇发动机起动模型, 可执行地面状态下发动机从近似为零的初始状态加速至慢车的起动过程仿真。模型考虑了起动过程中油气比对燃烧效率的影响, 燃烧室、高低压涡轮的热惯性及起动过程中总压恢复系数的变化, 采用容积动力学方法避免了迭代运算, 仿真结果表明该模型具有较好的精度和实时性, 动态误差小于 5%, 满足了某型发动机起动过程半物理仿真的需求。

关键词: 航空、航天推进系统; 部件级模型; 起动模型; 容积动力学; 热传递模型

中图分类号: V 235.1

文献标识码: A

Development of Component-Level Startup Model for a Turbofan Engine

ZHOU Wen-xiang, HUANG Jin-quan, DOU Jian-ping

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on the above-idle component-level model, a two-spool turbofan engine startup model was developed using extrapolated component characteristics. The model can simulate the whole startup process on ground from near static conditions to idle. The influence of the fuel-air ratio on combustion efficiency was taken into account. Heat transfer model was also established to estimate the influence of heat transfer on combustor, high pressure turbine and low pressure turbine. The total pressure loss coefficients of different components varied with the high rotor speed. The method of volume dynamics was used in order to avoid the iterative calculations. Results show that the accuracy of the real-time model is good, and the dynamic simulation error is less than 5%. The model meets the requirements of semi-physical simulation.

Key words: aerospace propulsion system; component-level model; startup model; volume dynamics; heat transfer model

为更好地开展航空发动机起动控制规律的研究, 近年来, 国内外积极开展航空发动机起动过程的建模工作。航空发动机起动过程是一个十分复杂的气动热力学过程, 它涉及到化学、转子动力

学、燃烧学、气动热力学、传热学等多门学科, 由于缺乏部件特性, 建立精确的部件级起动模型十分困难。

上世纪 80 年代, Agrawal 等通过外推慢车以

收稿日期: 2005-05-17; **修订日期:** 2005-09-23

作者简介: 周文祥(1980-), 男, 江苏南京人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事航空发动机建模、仿真与控制的研究

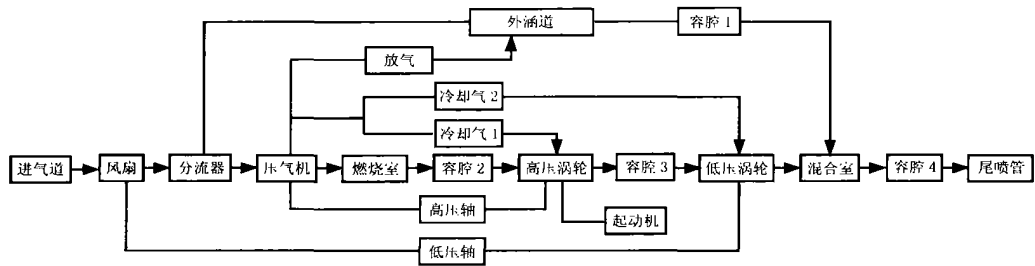


图 1 双轴混排涡扇发动机构造框图

Fig 1 Scheme of two-shaft mixed-stream turbofan engine

下部件特性^[1], 基于流量平衡假设, 建立了通用的涡扇发动机单转子起动数学模型。90 年代, Chappell 等同样基于外推的部件特性^[2], 采用慢车以上部件建模思路, 建立了双转子起动模型 A TEST-V 3, 它可以模拟发动机从近似为零的初始状态加速到慢车的整个起动过程, 包括空中风车状态及高空起动过程。

国内学者在航空发动机起动建模方面也做了大量积极的工作。如通用发动机单转子起动模型^[3], 基于外推的部件特性, 采用容积动力学方法, 模拟单转子发动机地面及高空起动过程的通用起动模型 DSTGTB^[4], 此外还有神经网络与向量机方法直接辨识出的发动机起动模型^[5, 6]等, 但模型的泛化能力有限, 无法计算发动机各个截面参数, 限制了其在工程实际中的应用。

本文在慢车以上模型的基础上, 基于外推的部件特性, 采用容积动力学方法, 建立了涡扇发动机双转子部件级起动模型, 并通过仿真验证了模型的有效性。

1 起动模型与计算方法

以某型不带加力双轴混排涡扇发动机为对象, 采用容积动力学方法建立部件级起动模型, 结构如图 1 所示。发动机总体性能及各个元部件的详细数学模型与慢车以上模型基本一致^[7], 本文侧重介绍在构建部件级起动模型时需要考虑改进的几个问题。

1.1 外推低状态下部件特性

航空发动机慢车以下部件特性很难通过试验得到, 目前大都采用特性外推的方法来构建起动部件特性。特性外推的方法有很多, 如采用级间计算来构建部件特性^[8], 采用神经网络来外推部件特性^[9], 基于流动相似原理来外推部件特性^[1]等, Sexton 等在文献[1]的基础上^[10], 通过进一步研

究发现, 发动机的部件特性, 在靠近零转速附近的风车状态, 流体可按不可压缩流近似处理, 可以延用文献[1]的计算方法; 在慢车附近, 流经高压部件的流体受到压缩, 需要对计算公式进行修正。本文参照 Sexton 等的方法外推风扇、压气机以及高压涡轮的流量、压比、效率特性, 公式如下:

$$\frac{W_{cor, new}}{W_{cor, ref}} = K_m \left(\frac{n_{cor, new}}{n_{cor, ref}} \right)^q \tag{1}$$

$$\frac{1 - \pi_{new}^{(k-1)/k}}{1 - \pi_{ref}^{(k-1)/k}} = K_\pi \left(\frac{n_{cor, new}}{n_{cor, ref}} \right)^m \tag{2}$$

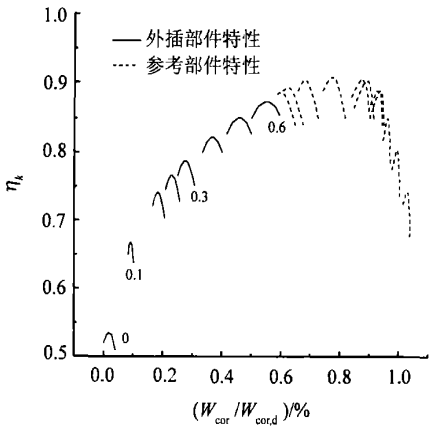
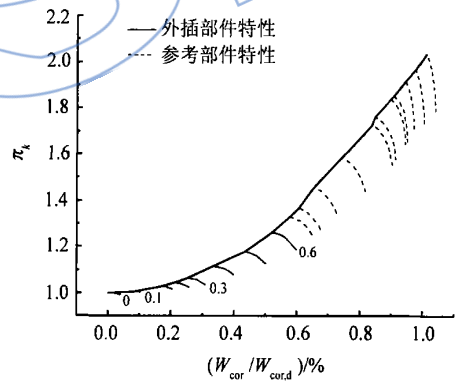


图 2 风扇部件特性

Fig 2 Fan Component characteristics

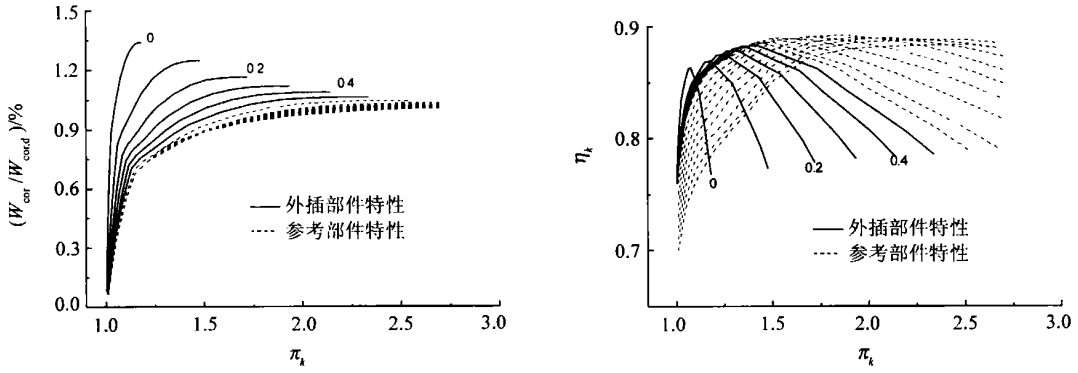


图 3 低压涡轮部件特性

Fig. 3 Low pressure turbine component characteristics

$$\frac{\eta_{\text{new}}}{\eta_{\text{ref}}} = K \left(\frac{n_{\text{cor new}}}{n_{\text{cor ref}}} \right)^n \quad (3)$$

其中: W 为质量流率 (kg/s), n 为相对转速 (%), π 为压比, η 为效率 (%), K_m , K_π 和 K_η 为修正系数, 一般取 (0.9~1.1), 下标 cor 表示换算参数, new 表示待求点, ref 表示参考点。对于风扇及压气机, 式 (1)~(3) 中指数 q, m 和 n 一般分别取 1, 2, 0.1~0.2, 对于高低压涡轮, 指数 q, m 和 n 一般分别取 -0.1~-0.015, 0.45~0.65 和 0.01~0.02。通过特性外推得到了风扇、压气机以及高低压涡轮

轮的流量效率特性, 图 2~图 3 给出了外推出的风扇、低压涡轮部件特性。

1.2 总压恢复系数计算修正

起动模型中, 对总压恢复系数的计算作了修正。点火前, 各个部件的总压恢复系数可近似取略小于 1 的常数; 点火至慢车阶段, 总压恢复系数随着转速的升高而逐渐减小; 当发动机达到或超过慢车状态以后, 总压恢复系数近似取常数, 具体修正公式为:

$$\sigma = \begin{cases} \sigma_a & n_H \leq n_{Ha} \\ \sigma_a + \frac{(n_H - n_{Ha}) \cdot (\sigma_b - \sigma_a)}{n_{Hb} - n_{Ha}} & n_{Ha} < n_H \leq n_{Hb} \\ \sigma_b & n_H > n_{Hb} \end{cases} \quad (4)$$

其中: σ 为总压恢复系数, n_H 为高压转速, 下标 a 代表点火瞬时状态, b 表示慢车状态。

1.3 燃烧效率计算修正

起动过程中, 燃烧室工作在富油区, 进口条件恶劣, 燃烧效率变化范围较大, 需要对燃烧室模型进行改进, 考虑进口条件及油气比 f_a 对燃烧效率的影响, 起动过程中燃烧效率 η_b 按下列公式估算^[1]:

$$\eta_b = \eta_{b, id}(\Omega) - \Delta\eta_b(f_a) \quad (5)$$

$$\Omega = \frac{p_{in}^{1.75} / e^{T_{in}/300}}{W_{in}} \quad (6)$$

式中: W_{in} , p_{in} 和 T_{in} 分别为燃烧室进口质量流量、总压和总温, $\eta_{b, id}$ 是忽略油气比影响的燃烧室效率。

1.4 热传递模型

发动机瞬态工作时叶片及机匣壁面与气流之间存在大量的热交换, 为提高模型仿真动态精度,

目前国内外学者都在慢车以上部件级模型中考虑了发动机零部件与气流之间的热交换^[11~13], 起动过程点火以后, 燃烧室、高低压涡轮与气流之间存在着大量的热交换, 其对发动机起动瞬态性能的影响更加不容忽视, 下面以高压涡轮为例, 给出起动过程中热传递模型的计算方法

(1) 将高压涡轮划分为动叶片(工作叶片)、静叶片(导向器叶片)、涡轮盘、涡轮机匣 4 部分简化处理, 引入 4 个平均温度为集中参数建立热传递模型(图 4);

(2) 燃气与涡轮部件之间存在传导、对流、辐射等多种换热方式, 引入复合换热系数 h 集中处理换热量。

高压涡轮静子叶片从燃气吸收的热量:

$$q_1 = h_1 A_1 (T_{\text{gas}} - T_{\text{blade}}) \quad (7)$$

$$T_{\text{gas}} = \beta T_4 + (1 - \beta) T_{41id} \quad (8)$$

式中: h_1 为燃气与静叶片之间的复合换热系数, A_1

为换热面积, T_{gas} 为燃气理想平均温度, T_{blade} 为静叶片平均温度, T_4 为高压涡轮进口温度, T_{41id} 为无换热情况下出口温度, β 为燃气平均温度加权系数。

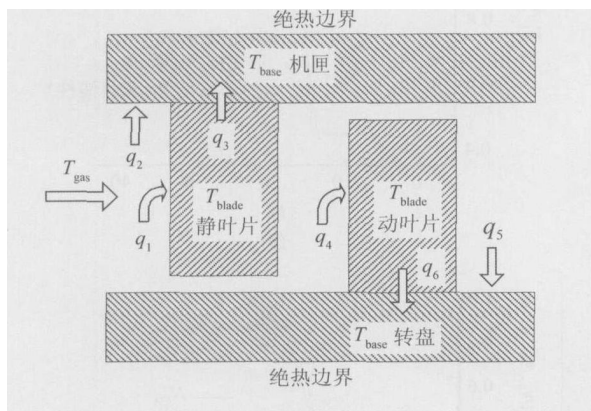


图4 高压涡轮热传递模型图

Fig. 4 High pressure turbine heat transfer model

同理, 可计算高压涡轮机匣从燃气和静叶片吸收的热量 q_2 和 q_3 。高压涡轮机匣及静叶片平均温度的计算公式为:

$$T_{\text{blade}}^k = T_{\text{blade}}^{k-1} + \frac{q_1 - q_3}{m_{\text{blade}} C_{\text{blade}}} \Delta t \quad (9)$$

$$T_{\text{base}}^k = T_{\text{base}}^{k-1} + \frac{q_2 + q_3}{m_{\text{base}} C_{\text{base}}} \Delta t \quad (10)$$

式中: m_{blade} 和 m_{base} 分别为高压涡轮静叶片、高压涡轮机匣参与热交换的金属质量, C_{blade} 和 C_{base} 分别为高压涡轮静叶片、高压涡轮机匣的金属比热, k 表示第 k 步, Δt 为仿真计算步长。

采用同样的方法可计算出高压涡轮涡轮盘及工作叶片的吸放热量 q_4 , q_5 和 q_6 以及它们的平均温度。则考虑热量损失后高压涡轮的实际出口温度 T_{41} 为:

$$T_{41} = T_{41id} - \frac{q_1 + q_2 + q_4 + q_5}{m_{\text{gas}} C_{\text{gas}}} \quad (11)$$

式中: m_{gas} 为高压涡轮进口的燃气质量流率, C_{gas} 为燃气平均比热。

低压涡轮的热惯性模型与高压涡轮十分类似: 燃烧室热惯性模型与涡轮热惯性模型相比简单一些, 仅考虑热燃气与燃烧室壁面之间的热交换。

1.5 温度传感器模型

由于热电偶的滞后影响, 使涡轮后温度的测量值 T_{5c} 与发动机实际值 T_5 不一样。热电偶模型用下列方程描述:

$$\tau_k T_k + T_k = T_5 \quad (12)$$

$$\tau_d T_d + T_d = T_5 \quad (13)$$

$$T_{5c} = T_k K + T_d (1 - K) \quad (14)$$

式中: T_k 和 T_d 分别为热电偶壳体温度和端部温度; τ_k 和 τ_d 为热电偶壳体及端部的时间常数, K 为热电偶平均温度加权系数。

1.6 起动过程动态匹配

发动机起动过程大致可分为3个阶段: 起动机单独带动、起动机和涡轮共同带动、起动机脱开。同慢车以上部件级模型, 起动过程中, 高低压转子的加速度由剩余功率计算求得^[1]。

为避免迭代运算, 提高模型的实时性, 采用容积动力学方法建立起动模型, 选取4个容腔计算压比, 容腔选取见图1。以外涵容腔为例, 仅考虑流量波动造成进出口压力的变化, 可得如下方程:

$$\frac{dP_{16}}{dt} = \frac{(m_{13} - m_{16})RT_{16}}{V_I} \quad (15)$$

其中: P_{16} 为外涵出口总压, m_{13} 和 m_{16} 为外涵进、出口空气流量, T_{16} 为外涵出口总温, V_I 为外涵容腔容积, R 为气体常数。

给定初始点便可积分求取 P_{16} , 由外涵总压恢复系数求得进口总压 $P_{13} = P_{16}/\alpha_{sp}$, 由外涵进口总压和分流器总压恢复系数求得风扇出口总压 $P_{22} = P_{13}/\alpha_{spo}$ 故风扇压比 $\pi_f = P_{22}/P_{20}$ 。

对其它容腔可按相似方法处理, 求得压气机、高低压涡轮压比 π_c , π_{HT} 和 π_T 至此有了 n_H , n_L , π_f , π_c , π_{HT} 和 π_T 则可进行当前时刻流路计算, 随时间依次推进就完成了动态实时仿真。

2 仿真结果

为了验证模型的仿真精度, 给定与地面试车相同的起动供油曲线, 模拟发动机从起动加速至慢车的整个起动过程。图5给出了起动过程仿真结果。

从仿真结果可以看出: 考虑热惯性后的仿真模型, 发动机转速(图5a)、涡轮后温度(图5b)随时间的变化情况与地面试车试验数据吻合较好, 动态误差小于5%, 这3个参数集中反映了起动过程中发动机的工作状态, 说明本模型能够反映发动机在起动机带转、点火、起动机脱开3个阶段发动机加速的工作过程。点火瞬间发动机工作点向喘振边界靠近(图5c), 这与理论分析是完全一致的; 从图5(d)可以看出, 起动刚开始阶段, 压气机涡轮均消耗功率, 不久, 涡轮开始产生正功率, 但仍远远小于压气机功率, 此时高压转子主要靠

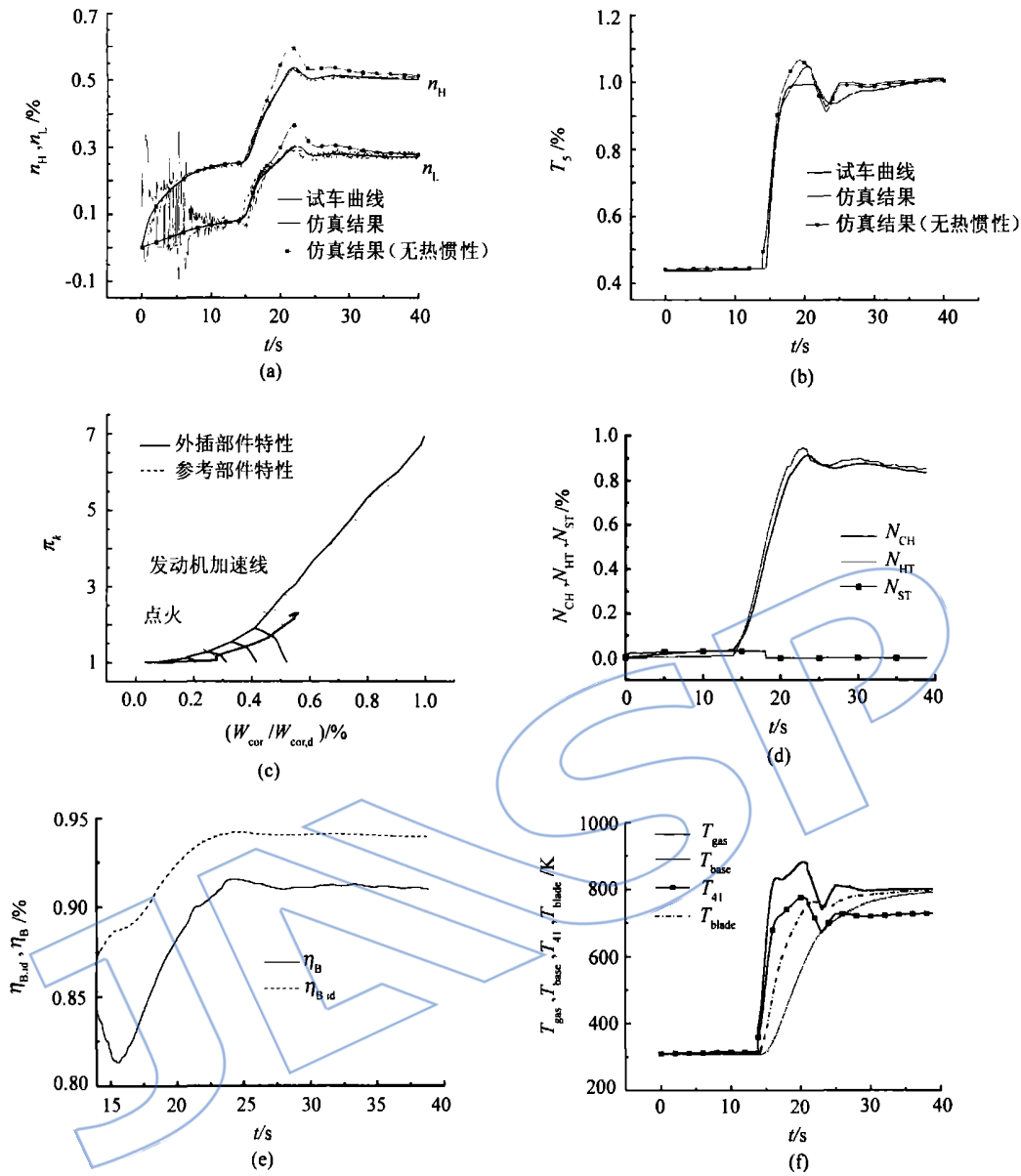


图5 起动过程仿真结果

Fig 5 Simulation results of startup model

起动机功率加速运转, 点火后, 涡轮功率迅速增加, 很快达到最小平衡转速, 此时高压转子在涡轮和起动机的带动下加速旋转, 不久, 起动机脱离, 高压转子依靠涡轮剩余功率加速进入慢车。由于起动阶段燃烧室富油, 实际燃烧效率(实线)受油气比的影响与理论燃烧效率(虚线)相比要小很多(图5e)。起动过程中高压涡轮壁温、静叶片温度随着燃气温度的升高而逐渐跟踪燃气平均温度, 且静叶片温度上升较快(图5f), 这与实际是基本吻合的; 高压涡轮动叶片温度以及涡轮盘温度也有类似的变化过程。由于采用了容积动力学方法, 40 sec 的起动仿真在主频为 P4- 2 4G 的计算机上

实际运行时间仅为10.2 sec, 模型完全满足实时仿真的需求。

3 结 论

本文建立了不带加力双转子混排涡扇发动机部件级起动模型, 可模拟地面状态下发动机从近似为零的初始状态加速至慢车的整个起动过程, 全程采用部件特性计算, 可计算起动全程发动机各个截面的热力学参数。模型考虑了起动过程中油气比对燃烧效率的影响, 燃烧室、高低压涡轮热惯性及典型部件总压恢复系数的变化, 仿真结果表明, 该模型具有良好的精度。采用容积动力学方

法使得模型具有实时性,较好地满足了工程实际的需要。为进一步提高模型的仿真精度和适用范围,可进一步开展涡轮部件在受热条件下间隙变化对发动机性能的影响研究,增加空中风车特性,开展空中起动仿真研究。

参考文献

- [1] Agrawal R K, Yunis M. A Generalized Mathematical Model to Estimate Gas Turbine Starting Characteristics[R]. *ASME 81-GT-202*
- [2] Chappell M A, McLaughlin P W. Approach to Modeling Continuous Turbine Engine Operation from Startup to Shutdown[R]. *IAA 91-2373*
- [3] 屠秋野,唐狄毅 涡扇发动机起动模型及起动控制规律的研究[J]. *推进技术*, 1999, 20(2): 21~24
Tu Qiuye, Tang Diyi Study on Startup Model and Startup Control Law of Turbofan Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1999, 20(2): 21~24
- [4] 冷步里,朱鸿义 模拟单转子发动机起动性能的计算模型[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 1999, 12(1): 25~29
Len Buli, Zhu Hongyi A Numerical Model for Simulating Single-Spool Aeroengine Startup[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 1999, 12(1): 25~29
- [5] 姜涛,李应红 基于动态RBF网络的发动机起动过程模型辨识[J]. *航空动力学报*, 2002, 17(3): 381~384
Jiang Tao, Li Yinghong A Dynamic Identification Model of Aeroengine Starting Process Based on the RBF Network[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2002, 17(3): 381~384
- [6] 刘建勋,王剑影,李应红,等 某型发动机起动模型的支持向量机辨识及应用[J]. *推进技术*, 2004, 25(5): 401~404
Liu Jianxun, Wang Jianying, Li Yinghong, etc An Identification Model of Aeroengine Starting based on Support Vector Machine and its Application[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(5): 401~404
- [7] 窦建平,黄金泉,周文祥 基于UML的航空发动机建模研究[J]. *航空动力学报*, 2005, 20(4): 197~201
Dou Jianping, Huang Jinquan, Zhou Wenxiang Research for Aeroengine Modeling Based on UML [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20(4): 197~201
- [8] Song T W, Kim T S, Kim J H, etc Performance Prediction of Axial Flow Compressors Using Stage Characteristics and Simultaneous Calculation of Interstage Parameters[C]. *Proc Mech. Eng. Part A, Power Energy*, 215: 89~98
- [9] 雷积红,陈策,李军,等 基于BP神经网络的涡扇发动机部件特性研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2003, 16(4): 15~17
Lei Jihong, Chen Ce, Li Jun, etc A Study of Turbofan Component Characteristics Based on Back-Propagation Network[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2003, 16(4): 15~17
- [10] Sexton W R A New Method to Control Turbofan Engine Starting by Varying Compressor Surge Valve Bleed[D]. Thesis for Master's Degree of Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001: 14~66
- [11] Pilidis P. The Effect of Heat Transfer on Gas Turbine Transients[R]. *ASME 86-GT-275*
- [12] 吴虎,廉小纯 热传递对涡轮发动机瞬态性能影响的数值分析[J]. *推进技术*, 2002, 23(6): 445~447
Lian Xiaochun Numerical Simulation of Effects of Heat Transfer on the Transient Performance of Gas Turbine Engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(6): 445~447
- [13] Owen A K, Daugherty A, Garrard D, etc A Parametric Starting Studying of an Axial-Centrifugal Gas Turbine Engine Using a One-Dimensional Dynamic Engine Model and Comparisons to Experimental Results: Part I - Model Development and Facility Description [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, July 1999, 121: 377~383