

文章编号: 1000-8055(2007)08-1384-07

涡扇发动机高空起动模型研究

周文祥, 黄金泉

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 基于慢车以上的部件级模型,通过外推部件特性,建立了双转子涡扇发动机部件级高空起动模型,可执行高空风车起动或起动机起动仿真。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实时性,仿真转速误差小于 5%,能够满足发动机高空起动性能仿真的需求。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 起动模型; 部件级模型; 部件特性; 风车起动

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

Research on the startup model of turbofan engine at high altitude

ZHOU Wen-xiang, HUANG Jin-quan

(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 according to extrapolated component characteristics. The model can simulate the startup of windmilling and starter at high altitude. This model has taken into account the influence of fuel-air ratio on combustion efficiency, heat transfer model was built up to estimate the influence of heat transfer on combustor, thermal inertia of combustor and high-/low-pressure turbine as well as the change of total pressure recovery coefficients of different components during startup. The method of volume dynamic was used in order to avoid iterative calculations. The simulation results show that the real-time model has a simulated speed error less than 5%, making it possible to meet the demand of high-altitude startup performance simulation for aeroengine.

Key words: aerospace propulsion system; startup model; component-level model; component characteristic; windmilling startup

飞机在空中飞行时,由于某种原因突然遭遇空中停车,需要在极短时间内重新点火起动,避免重大飞行事故的发生。发动机空中停车后,受进口气流的影响,发动机转子仍保持一定的转速(风车状态)。此时,燃烧室进口的空气温度和压力都较低,燃烧室中气流以很大的速度流动,给高空点火带来很大的困难。建立发动机高空起动数学模型

并对起动特性进行研究,对设计高效可靠的发动机高空点火控制系统,防止发动机起动过程中超温或喘振,提高高空点火成功率等具有重要现实意义。

由于起动过程中部件特性很难通过试验获取,只能采用计算的方法估计,给建立部件级起动模型带来很大困难。目前特性估算的方法有很多,

收稿日期: 2006-07-31; 修订日期: 2006-10-31

作者简介: 周文祥(1980-),男,江苏南京人,讲师,主要从事航空发动机控制、建模与仿真研究。

如特性外推^[1], 逐级分解法^[2], 逐级叠加法^[3], 神经网络法^[4]等. 逐级分解法与逐级叠加法根据部件典型级特性、结构尺寸和设计点参数来计算部件特性, 算法复杂; 神经网络法对于特性内插能保证较高的精度, 但受其泛化能力所限, 外推出的部件特性, 远离样本点, 精度难以保证. 本文根据慢车以上部件特性, 按照部件试验统计规律, 外推起动部件特性, 并通过仿真计算不断对其进行修正.

目前国内已知的航空发动机起动模型有很多, 但绝大多数仅能模拟地面起动过程, 类似于国外 ATEST-V3^[5] 的高空起动模型还不多见. DSTGTB^[6] 是国内为数不多的可开展高空起动模拟的数学模型, 它将发动机部件匹配技术应用于发动机起动过程, 实现了单转子发动机的地面、高空起动模拟, 由于省去了低压转子部件, 其无法计算低压转速和低压涡轮排气温度, 模拟出的核心机起动性能与完整的双转子发动机核心机相比存在一定的误差. 本文在地面起动模型的基础上^[7], 研究了高空起动的建模方法, 实现了高空起动模拟, 并通过仿真与试验结果进行了对比.

1 高空起动建模

1.1 外推低状态下部件特性

国外试验研究表明, 不同发动机的部件特性, 在高转速时有比较明显的差异, 但在低转速时却保持了较好的通用规律^[1]. 本文以某型涡扇发动机试验部件特性为研究对象, 获得其在低转速时部件特性的变化规律. 以压气机为例, 大量试验统计表明: 在低换算转速附近, 流量与转速的一次方近似成线性关系, 工质单位功与转速的平方近似成线性关系^[8]. 图 1 为某型发动机压气机通过试验获取的流量特性图. 选取每条换算转速线上喘振边界、最高效率、堵塞边界共三组样本点, 以换

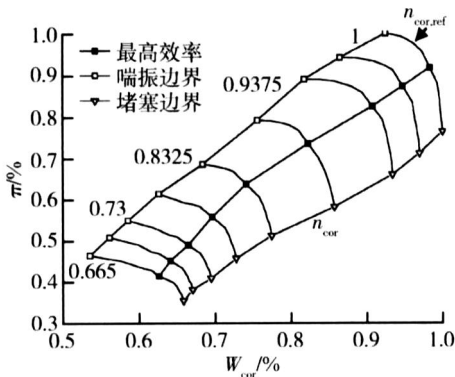


图 1 压气机试验流量压比特性

Fig. 1 Compressor airflow characteristic with rig test

算转速比的幂函数为横坐标, 流量、压比、效率函数为纵坐标, 分别得到压气机流量、压比、效率函数随换算转速变化的特性图 (图 2~图 4).

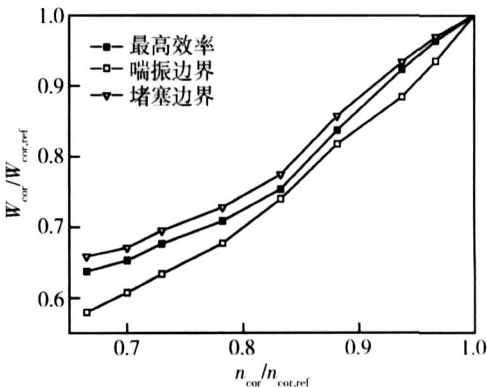


图 2 压气机流量随换算转速变化的特性图

Fig. 2 Compressor airflow as a function of relative corrected rotor speed

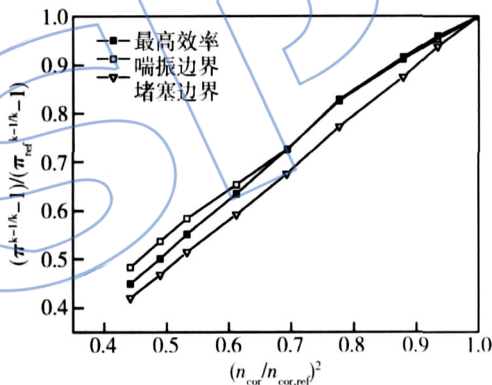


图 3 压气机压比随换算转速变化的特性图

Fig. 3 Compressor pressure ratio as a function of relative corrected rotor speed

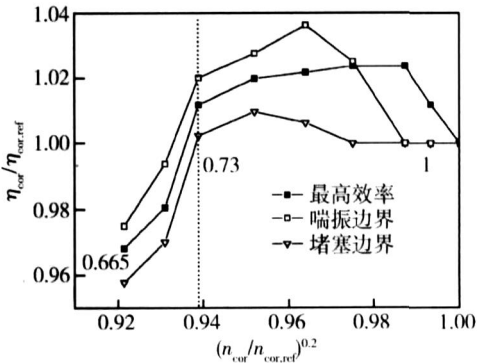


图 4 压气机效率随换算转速变化的特性图

Fig. 4 Compressor efficiency as a function of relative corrected rotor speed

从图 2~4 可以看出, 压气机流量与相对换算转速的一次方近似成线性关系, 工质单位功与相对换算转速的平方近似成线性关系, 压气机效率

仅在低换算转速附近 ($n_{cor} < 0.75$) 与相对换算转速幂函数保持一定的变化规律. 部件特性外推时, 风扇、压气机以及高低压涡轮的流量、压比、效率按下列公式近似计算^[8]

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

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

$$\frac{\eta_{new}}{\eta_{ref}} = K_\eta \left(\frac{n_{cor,new}}{n_{cor,ref}} \right)^n \tag{3}$$

式中 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, K_η 为修正系数, 一般取 $(0.9 \sim 1.1)$, 下标 cor 表示换算参数, new 待求点, ref 参考点.

特性外推时, 首先根据已有的试验部件特性, 选择合适的幂指数 q, m, n , 然后以试验最低换算转速为参照, 外推出低换算转速下的部件特性. 本文根据某型发动机试验部件特性的统计规律, 选取的指数 q, m, n 如表 1 所示.

表 1 部件特性外插计算幂指数

Table 1 Exponent value for extrapolation of component characteristic

	q	m	n
风扇	1	2	0.1
压气机	1	2	0.2
高压涡轮	-0.015	0.65	0.025
低压涡轮	-0.1	0.45	0.008

外推出风扇、压气机以及高低压涡轮的部件特性后, 根据仿真结果与试验数据的对比, 对外推出的部件特性进行修正, 修正后的压气机流量效率特性如图 5~图 6 所示.

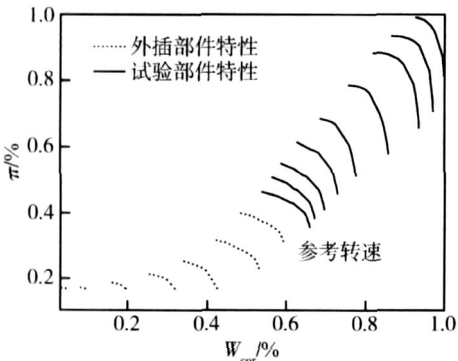


图 5 压气机流量压比特性

Fig. 5 Compressor pressure ratio vs. corrected airflow

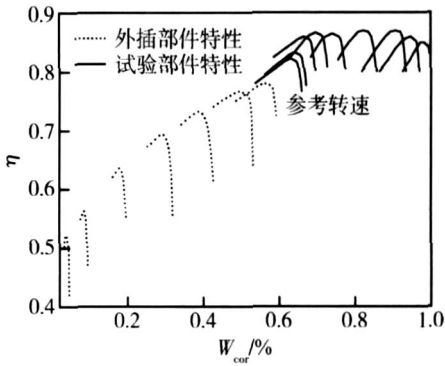


图 6 压气机流量效率特性

Fig. 6 Compressor efficiency vs. corrected airflow

1.2 燃烧室效率特性

在高空起动过程中, 受大气压力、温度的影响, 燃烧室进口压力、温度都很低, 且点火前发动机处于风车状态, 燃烧室进口气流速度很大, 需要选择合适的油气比才能点燃燃烧室. 计算燃烧室效率 η_b 时, 考虑了进口条件和油气比对燃烧效率的影响, 计算公式如下^[1]:

$$\eta_b = \eta_{b,id}(\theta) - \Delta\eta_b(f_a) \tag{4}$$

式中, $\eta_{b,id}$ 是忽略油气比影响的燃烧室效率; 空气负荷函数 $\theta = (p_{in}^{1/75} \cdot e^{T_{in}/300}) / W_{in}$, W_{in} , p_{in} 和 T_{in} 分别为燃烧室进口质量流率、总压和总温, f_a 为油气比.

本文中燃烧室效率随进口条件及油气比变化的特性如图 7, 图 8 所示.

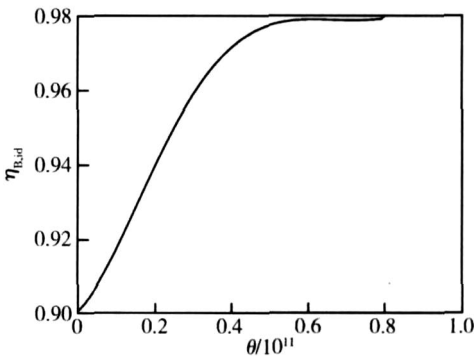


图 7 燃烧室效率随进口条件变化特性

Fig. 7 Combustion efficiency vs. inlet condition

1.3 总压恢复系数修正

在慢车以上部件级模型中, 为了简化计算, 常取典型部件的总压恢复系数 σ 为定值. 事实上, 各个部件的总压恢复系数是随发动机状态不断变化的, 随着转速的升高, 总压恢复系数不断减小. 高空起动过程中, 总压恢复系数略大于慢车以上状

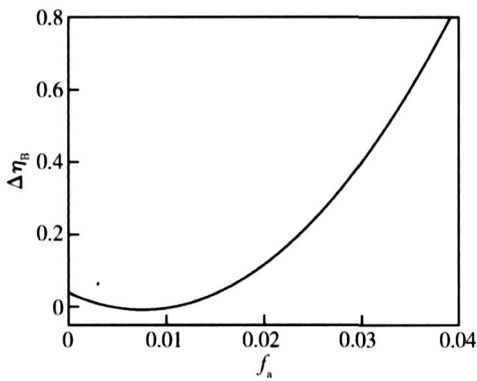


图 8 燃烧室效率随油气比变化特性

Fig. 8 Combustion efficiency vs. fuel air ratio

态的总压恢复系数. 高空起动模型中,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,各个部件的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,修正公式为

$$\sigma = \begin{cases} \sigma_a & n_h \leq n_{h_a} \\ \sigma_a + \frac{(n_h - n_{h_a}) \cdot (\sigma_b - \sigma_a)}{(n_{h_b} - n_{h_a})} & n_{h_a} < n_h < n_{h_b} \\ \sigma_b & n_h \geq n_{h_b} \end{cases} \quad (5)$$

式中 σ 为总压恢复系数, n_h 为高压转速,次下标 a 代表点火瞬时状态,次下标 b 表示慢车状态.

根据试验数据,并经反复调试,本文选取的典型部件总压恢复系数如表 2 所示.

表 2 典型部件总压恢复系数

Table 2 Total pressure recovery coefficients of typical components

	σ_a	σ_b
分流机匣	0.998	0.995
外涵	0.995	0.97
内涵喷管	0.994	0.97
混合室	1	0.992

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量交换,为提高过渡过程模型的精度,在高空起动模型中应考虑发动机高温部件与气流之间的热交换^[9]. 这里仅以高压涡轮为例,给出热传递模型的计算方法. 本文高压涡轮热传递模型是在地面起动热传递模型^[7]基础上简化而

来的,将涡轮动叶片与静叶片、涡轮盘与机匣综合起来考虑其与燃气之间的热交换(图 9),计算热量损失后高压涡轮的实际出口温度 T_{41} 为

$$T_{41} = T_{41,id} - \frac{q_1 + q_2}{m_{gas} C_{gas}} \quad (6)$$

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

$$q_2 = h_2 A_2 (T_{gas} - T_{base}) \quad (8)$$

$$q_3 = h_3 A_3 (T_{blade} - T_{base}) \quad (9)$$

$$T_{blade}^k = T_{blade}^{k-1} + \frac{q_1 - q_3}{m_{blade} C_{blade}} \Delta t \quad (10)$$

$$T_{base}^k = T_{base}^{k-1} + \frac{q_2 + q_3}{m_{base} C_{base}} \Delta t \quad (11)$$

式中 $\dot{m}_{gas}$ 为高压涡轮进口的燃气质量流率; C_{gas} 为燃气平均比热; h_i 为复合换热系数; A_i 为换热面积; T_{gas} 为燃气理想平均温度; T_{blade} 为涡轮叶片平均温度; T_{base} 为涡轮机匣/盘平均温度; m_{blade} , m_{base} 分别为涡轮叶片、机匣/盘参与热交换的金属质量; C_{blade} , C_{base} 分别为涡轮叶片、机匣/盘的平均金属比热; k 表示第 k 步; Δt 为仿真计算步长.

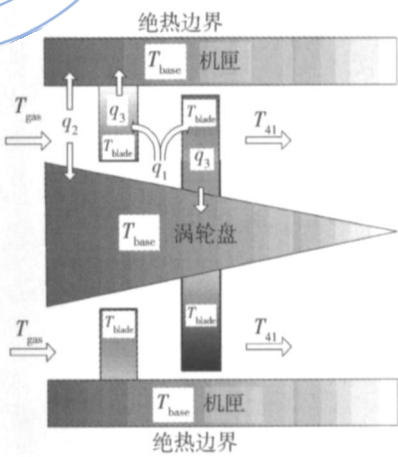


图 9 高压涡轮热传递模型图

Fig. 9 HP Turbine heat transfer model

1.5 起动机特性

起动机特性即起动机扭矩与转速之间的关系,由试验测得,二者近似成线性关系. 仿真计算时由高压转速根据扭矩试验数据插值计算扭矩,与转速相乘得到起动机功率.

1.6 高空起动动态匹配及初猜值选取

建模对象发动机飞行包线如图 10 所示.

按起动初始转速划分,高空起动分两种类型:起动机带转高空起动和直接风车点火起动. 飞机

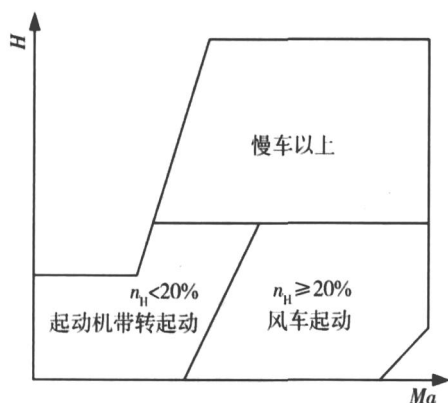


图10 发动机飞行包线

Fig. 10 Aero-engine flight envelope

在高空飞行时,受进口气流影响,发动机转子可维持一定的初始转速,当初始转速足够高时(本文 $n_H \geq 20\%$),可直接点火起动,否则,飞机需要借助俯冲或起动机带转来提高核心机转速,达到点火转速后方可点火起动。本文主要研究在一定的初始转速下($n < 20\%$)接通起动机后的高空起动模拟或高空风车转速($n_H \geq 20\%$)直接点火起动。动态仿真采用容积动力学方法,仿真计算时首先根据核心机初始转速判断是否需要起动机带转。若 $n_H < 20\%$,则需要模拟起动机带转的加速过程,此时燃烧室并未点火,进出口总温近似不变,存在压力损失。达到点火转速后,燃烧室内气体急剧升温,涡轮开始发出功率,发动机加速进入慢车。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轴剩余功率计算

$$\frac{dn_H}{dt} = \left(\frac{30}{\pi} \right)^2 \frac{1}{n_H} \frac{1}{J_H} [N_{HPT} + N_{ST} - N_{COMP} - N_{exH}] \quad (12)$$

$$\frac{dn_L}{dt} = \left(\frac{30}{\pi} \right)^2 \frac{1}{n_L} \frac{1}{J_L} [N_{LPT} - N_{FAN}] \quad (13)$$

式中, N_{HPT} 为高压涡轮功率, N_{ST} 为起动机传递给高压轴的功率, N_{COMP} 为压气机消耗功率, N_{exH} 为带动附件及其传动消耗功率, J_H 为高压转子转动惯量; N_{LPT} 为低压涡轮功率, N_{FAN} 为风扇消耗功率, J_L 为低压转子转动惯量。

初猜值选取是建立高空起动模型的难点之一。飞机突然遭遇空中停车后,由于缺乏内在动力,发动机高低压转子并不能维持自身运转,一旦 n_H 减至点火转速(20%)以下,必须借助起动机带动或飞机俯冲来提高核心机转速,然后点火起动。因此,起动前风车状态,发动机仅满足流量连续假设,高低压转子功率不平衡。由于初始转速已知,高空起动初猜值选取实质上就是选取合适的风

扇、压气机压比及高、低压涡轮落压比,配合总压恢复系数及部件特性的修正,最终达到各个部件流量连续的要求。

2 仿真结果

为验证所建立的高空起动模型,给定与高空台试验相同的供油曲线(图11(a))和初始转速,模拟发动机高空起动过程。图11(b),11(c)为($H = 4 \text{ km}, Ma = 0.2$)起动机带转高空起动过程仿真结果与试验对比曲线图,图11(d),11(e)为($H = 6 \text{ km}, Ma = 0.3$)高空风车状态直接点火起动仿真结果与试验对比曲线图,图11(f)为两类高空起动加速工作线在压气机特性图上的表示。

从仿真结果可以看出,模型能够模拟两类典型的高空起动过程:起动机带转起动和风车直接起动。将仿真结果与试验数据对比,转速最大动态误差约为5%,涡轮后温度与试验数据加速趋势基本一致,在最高点处两种算例误差分别为13 K和18 K。 T_5 在起始点与试验数据存在较大误差,分别达到34 K和50 K。通过计算可得,在($H = 4 \text{ km}, Ma = 0.2$)高空飞行条件下,发动机进口总温 T_1 为262.15 K,此时发动机由起动机带转,燃烧室未点火,涡轮后温度 T_5 应与 T_1 大体相当,此处试验数据为304 K,高于理论计算值,可能是由于试验前发动机已预热或运行过,且未得到充分冷却所致;在风车起动的后半程, T_5 仿真结果始终与试验数据存在40 K左右的误差(图11(e)),最大动态误差达到48 K,分析:从图11(a)可以看出,两类高空起动在慢车稳定阶段供油量大致相等,约为15.6%,仿真结果显示两类高空起动慢车稳定后 T_5 基本相等,约为650 K(图11(c),11(e)),而图11(e)中慢车稳定阶段 T_5 试验测量值与相同供油量下的仿真结果及试验结果(图11(c))相比,明显偏低,这是由于两类高空起动试验数据是同型号不同试验发动机在不同的时间测得的,从仿真结果可以看出,与风车起动试验发动机相比,模型与起动机带转试验发动机性能更为接近。从图11(f)中可以看出,起动加速工作线较好地反映了高空起动压气机的工作特点,点火前处于低转速大流量状态,压比增加缓慢,点火后工作线明显移向喘振边界,这与理论分析是吻合的。由于模型动态计算采用了容积动力学方法,两次高空起动仿真在主频为P4-2.4 G的计算机上实际运行时间分别为7.4 s和5.2 s,满足实时仿真要求。

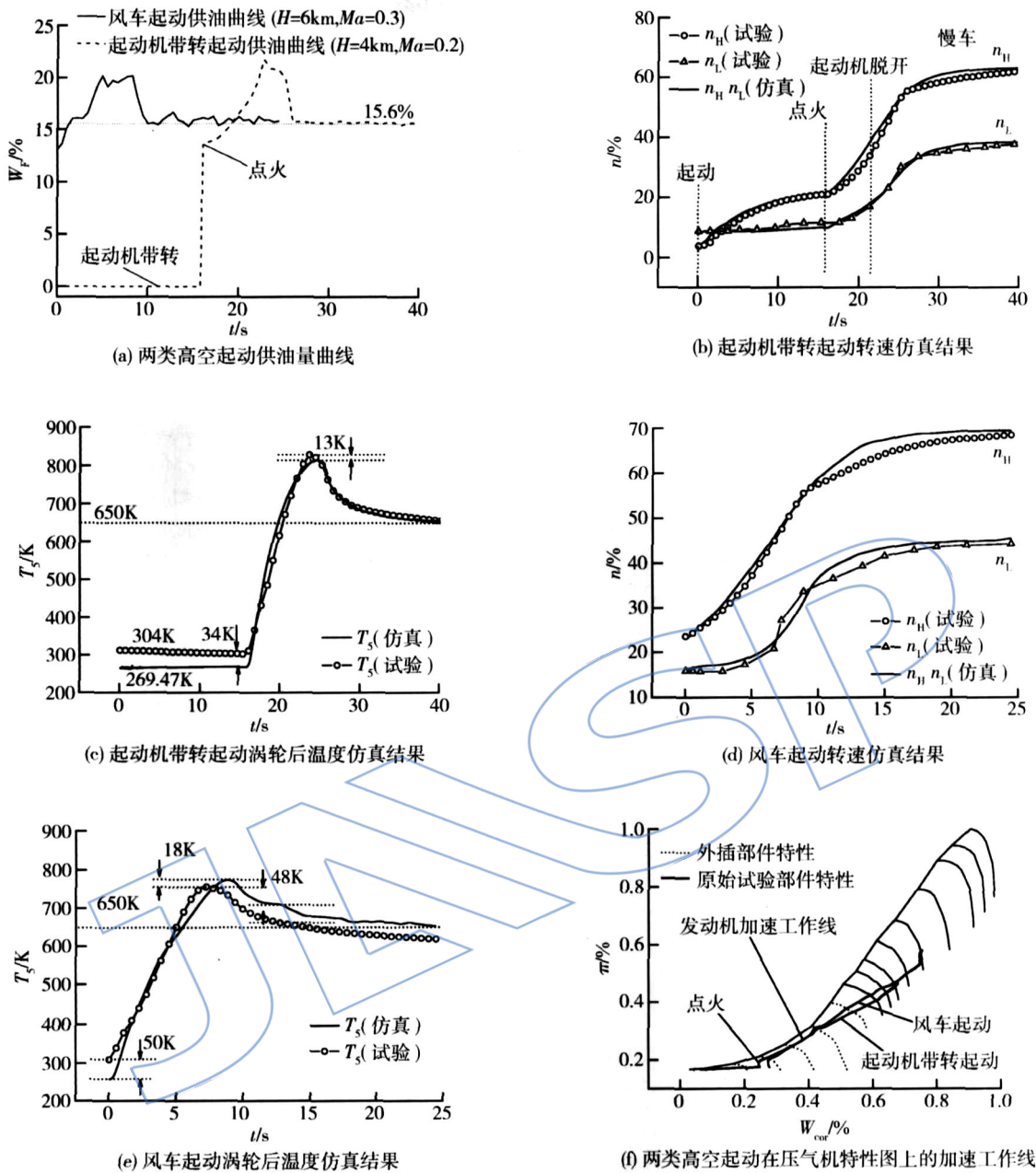


图 11 高空起动仿真结果

Fig. 11 Results of start-up simulation at high altitude

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高空起动模型, 全程采用部件特性计算, 可模拟高空起动机带转及大风车转速下直接点火的起动过程. 采用外推方法近似计算低转速时发动机旋转部件特性, 尽管受目前试验条件所限, 无法与真实起动部件特性对比验证其精度, 但仿真说明: 本文所采用的部件特性外推方法是有效的, 外推出的部件特性具有一定的精度, 能够满足高空起动建模的需求. 高空起动模型中考虑了点火后

油气比对燃烧效率的影响, 考虑了起动过程中燃烧室、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, 这些方法对模型运算收敛、精度改善是有效的, 模型转速动态误差小于 5%, 涡轮后温度动态误差小于 50 K. 采用容积动力学方法使其具有实时性, 满足发动机高空起动半物理仿真的需求.

参考文献:

[1] Agrawal R K, Yunis M. A generalized mathematical model to estimate gas turbine starting characteristics[R]. ASME

- 81-GT-202,1981.
- [2] Kim J H, Song T W, Kim T S, et al. Dynamic simulation of full startup procedure of heavy-duty gas turbines[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2002, 124: 510-516.
- [3] 黄向华, 郑绪生. 基于逐级叠加法的航空发动机起动模型研究[J]. 航空学报, 2005, 26(5): 540-544.
HUANG Xianghua, ZHENG Xusheng. Research on startup model of aircraft engine based on stage-stacking method [J]. ACTA Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2005, 26(5): 540-544.
- [4] 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, et al. A Study of Turbofan Component Characteristic Based on Back-propagation Network[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 16(4): 15-17.
- [5] Chappell M A, McLaughlin P W. Approach to modeling continuous turbine engine operation from startup to shut-down[R]. AIAA 91-2373, 1991.
- [6] 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.
LENG Buli, ZHU Hongyi. Single spool engine starting characteristic simulation model[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1999, 12(1): 25-29.
- [7] 周文祥, 黄金泉, 窦建平. 涡扇发动机部件级起动模型研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 248-253.
ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan, DOU Jianping. Development of component-level startup model for a turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 248-253.
- [8] Sexton W R. A new method to control turbofan engine starting by varying compressor surge valve bleed[D]. Blacksburg, Virginia State, USA: Thesis for Master's Degree of Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001: 14-66.
- [9] Pilidis P. The effect of heat transfer on gas turbine transients[R]. ASME 86-GT-275, 1986.