

文章编号: 1000-8055(2009)11-2601-06

拉瓦尔喷管计算模型的改进及其整机仿真验证

周文祥¹, 黄金泉¹, 周人治²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 根据拉瓦尔喷管的典型工作状态, 建立了零维拉瓦尔喷管气体动力学模型, 并将其集成到发动机整机部件级模型中, 开展了发动机整机加速动态仿真。仿真结果表明: ①随着喷口面积的不断收小, 发动机低压转速加速曲线存在一段“先降后升”区域, 这与实际试车结果吻合; ②贴口正激波被推出管外的瞬间, 出口马赫数从亚声速突变至超声速, 但喷管出口流量、发动机推力变化连续, 未见突变现象。

关 键 词: 航空发动机; 拉瓦尔喷管; 部件级模型; 数值仿真

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

Improvement of Laval nozzle calculation model and simulative verification in aero engine performance calculation

ZHOU Wen xiang¹, HUANG Jin quan¹, ZHOU Ren zhi²

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: By analyzing typical operating regimes of Laval nozzle, a zero-dimensional pneumatic model was built to evaluate the influence of Laval nozzle on the performance of aero engine. The Laval nozzle model was integrated into a whole aero engine component level model. Numerical simulations were performed to study transient performance of aero engine when nozzle throat and outlet areas decreased during accelerating process from idle to middle state. Results show that low pressure rotor speed decreases during some specific regimes, along with the reduction of Laval nozzle area in accelerating process, which also exists in real aero engine rig tests. Besides, after normal shock clinging to nozzle outlet section was pushed out, there was a mach number break from subsonic to supersonic in nozzle outlet section, however, both the outflow rate and thrust changed smoothly without any break at the accelerating curve.

Key words: aero engine; Laval nozzle; component level model; numerical simulation

拉瓦尔喷管(亦称收敛-扩散喷管)的历史最早可追溯至 1897 年, 当时瑞典的一位名叫古斯塔夫·拉瓦尔的发明家做了一根外形酷似沙漏的金

属管, 起初用在蒸汽机上^[1]。一百多年来, 拉瓦尔喷管早已不再是蒸汽机领域的专利, 在各种超声速飞行器推进系统, 如固体火箭发动机、超声速喷

气发动机中,都广泛采用拉瓦尔喷管^[2-4].

当前,世界各国都在加紧研制第四代战机,超声速巡航、推力矢量是其典型特征,这就要求四代机的动力必须采用收敛-扩张型的喷管,且喷口面积、方向可调.近年来,通过发动机台架试车发现:采用拉瓦尔喷管且面积可调的发动机,其过渡态特性与常规收敛喷管发动机有明显的差异,在发动机加速时,在节流状态的某段区域,随着喷口喉道面积 A_8 、出口面积 A_9 的不断收小,发动机低压转速曲线“先降后升”,如图1所示,减速时部分区域低压转速曲线“先升后降”.本文建立了零维拉瓦尔喷管气动热力学模型,并将其集成到发动机部件级模型中,通过整机仿真对上述现象进行了分析和验证;在拉瓦尔喷管建模过程中,对其典型的7种工况进行了合理简化,详细给出了喷管面积比、进口来流变化时拉瓦尔喷管出口参数的计算方法.

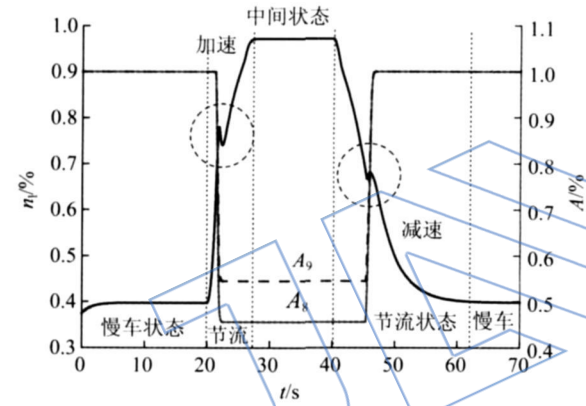


图1 带拉瓦尔喷口发动机加减速转速、喷口面积变化曲线

Fig.1 Curves of low pressure rotor speed when Laval nozzle areas decrease during aerodynamic engine accelerating process

1 拉瓦尔喷管气体动力学数学模型

1.1 拉瓦尔喷管工作状态分析

如图2所示,由气体动力学理论,根据拉瓦尔喷管进口气流总压 p_{t7} 、总温 T_{t7} 、出口外界反压 p_b 和面积比 A_9/A_8 可确定喷管的工作状态.对于给定的面积比 A_9/A_8 ,存在3个特征压比 $\pi_1 = p_{b1}/p_{t7}$, $\pi_2 = p_{b2}/p_{t7}$ 和 $\pi_3 = p_{b3}/p_{t7}$,将拉瓦尔喷管内的流动状态划分为4个区域、7种工作状态^[5].

1) 当喷管的实际压比 $\pi = p_b/p_{t7} < \pi_1$,此时反压较低,喷管出口存在膨胀波,对应图2中I区

(1)曲线,喷管喉道声速,扩张段及出口超声速.

2) 当喷管的实际压比 $\pi = \pi_1$,喷管处于设计状态,管外无激波,对应图2中I和II区边界线(2),喷管喉道声速,扩张段及出口超声速.

3) 当喷管的实际压比 $\pi < \pi_2 < \pi_3$,此时反压较高,管外斜激波,对应图2中II区(3)曲线,喷管喉道声速,扩张段及出口超声速.

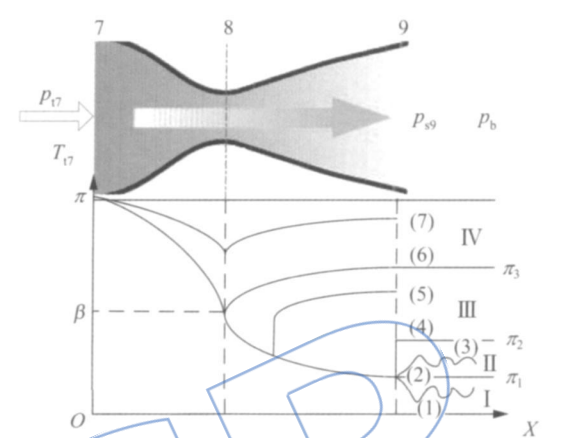


图2 拉瓦尔喷管中的7种工作状态

Fig.2 Curves of seven typical operating states in Laval nozzle

4) 当喷管的实际压比 $\pi = \pi_2$,反压进一步增加,管外斜激波变为正激波贴口,对应图2中II和III区边界线(4),喷管喉道声速,扩张段超声速,出口波前超声速、波后亚声速.

5) 当喷管的实际压比 $\pi < \pi_3 < \pi_3$,反压继续增加,贴口正激波移至管内,对应图2中III区(5)曲线,喷管喉道声速,扩张段波前超声速、波后亚声速,出口亚声速.

6) 当喷管的实际压比 $\pi = \pi_3$,反压继续增加,扩张段内贴口正激波移至喉部,对应图2中II和IV区边界线(6),喷管喉道声速,扩张段、出口亚声速.

7) 当喷管的实际压比 $\pi < \pi_3 < 1$,反压继续增加,喉部正激波消失,对应图2中IV区(7)曲线,喷管喉道、扩张段、出口全亚声速.

综上所述,对拉瓦尔喷管作气体动力学计算时,必须首先根据喷管的面积比 A_9/A_8 算出喷管的3个特征压比,进而根据实际压比 $\pi = p_b/p_{t7}$ 确定喷管工作状态及出口静压、总压,最终由总压、静压关系式计算出出口马赫数,再由出口面积计算出出口流量.

1.2 拉瓦尔喷管特征压比的计算

首先由面积比 A_9/A_8 确定上述2)和6)工况

时, 喷管出口马赫数 $Ma_9^{(1)}$ 和 $Ma_9^{(2)}$. 进而计算特征压比 π_1 , π_2 和 π_3

$$\begin{aligned}\pi_1 &= \frac{p_{b1}}{p_{i7}} = \frac{p_{s9}}{p_{i9i}} = \left[1 + \frac{\kappa-1}{2} (Ma_9^{(1)})^2 \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \\ \pi_3 &= \frac{p_{b3}}{p_{i7}} = \frac{p_{s9}}{p_{i9i}} = \left[1 + \frac{\kappa-1}{2} (Ma_9^{(2)})^2 \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \\ \pi_2 &= \frac{p_{b2}}{p_{i7}} = \frac{p_{b2} p_{b1}}{p_{b1} p_{i7}} = \\ &\quad \left[\frac{2\kappa}{\kappa+1} (Ma_9^{(1)})^2 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \right] \pi_1\end{aligned}\quad (1)$$

式中 p_{s9} 为喷管出口静压, p_{i9i} 为喷管理想出口总压.

1.3 拉瓦尔喷管出口气流参数的计算

根据上述计算出的 3 个特征压比及实际压比 $\pi = p_b/p_{i7}$ 判断喷管工作状态:

1) 当反压 p_b (环境压力 p_0) 小于特征压力 p_{b1} 时, 此时喷管工作在图 2 中 I 区, 管外膨胀波, 当 $p_b = p_{b1}$ 时, 膨胀波消失, 喷管处于设计状态. 出口静压 $p_{s9} = p_{b1}$, 理想出口总压 $p_{i9i} = p_{i7}$, 理想出口气流速度 v_{9i} 可由下式计算:

$$v_{9i} = \sqrt{2c_p T_{i7} \left[1 - \left(\frac{p_{s9}}{p_{i9i}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]}\quad (2)$$

式中 c_p 为比定压热容, $c_p = \frac{\kappa R}{\kappa-1}$.

考虑到实际流动存在损失(如压力损失), 喷管实际出口气流速度 v_9

$$v_9 = \varphi_9 v_{9i}\quad (3)$$

式中 φ_9 为喷管速度损失系数(0.95~1).

因此, 喷口实际出口总压 p_{i9} 为

$$\begin{aligned}p_{i9} &= p_{s9} \left(1 - \frac{v_9^2}{2c_p T_{i9}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = \\ &\quad p_{b1} \left(1 - \frac{v_9^2}{2c_p T_{i7}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}\end{aligned}\quad (4)$$

2) 当 $p_{b1} < p_b < p_{b2}$ 时, 此时喷管工作在图 2 中 II 区, 管外斜激波, 出口静压 $p_{s9} = p_{b1}$, 理想出口总压 $p_{i9i} = p_{i7}$, 出口气流参数计算方法同 1) 工况;

3) 当 $p_{b2} < p_b < p_{b3}$ 时, 此时喷管工作在图 2 中 III 区, 管内正激波; 当 $p_b = p_{b2}$ 时, 斜激波转变为正激波贴口; 当 $p_b = p_{b3}$ 时, 正激波移至喉道处消失. 出口静压 $p_{s9} = p_0$, 对喷管喉道及出口截面建立流量平衡方程

$$q_m = K \frac{p_{i8}}{\sqrt{T_{i8}}} q(\lambda) A_8 = K \frac{p_{s9}}{\sqrt{T_{i9}}} \gamma(\lambda) A_9\quad (5)$$

此时喷管喉道临界声速, 且整个流动绝能等熵, 有

$$\left. \begin{aligned}q(\lambda) &= 1 \\ p_{i7} &= p_{i8} = p_{i9} \\ T_{i7} &= T_{i8} = T_{i9}\end{aligned} \right\}\quad (6)$$

则式(5)化简为

$$\begin{aligned}\gamma(\lambda_9) &= \frac{p_{i7} A_8}{p_{s9} A_9} = \frac{q(\lambda)}{\pi(\lambda)} = \\ &\quad \frac{\left(\frac{\kappa+1}{2} \right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \lambda}{1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} (\lambda)^2}\end{aligned}\quad (7)$$

方程(7)存在两个解, 此处选取亚声速下的解 $\lambda_9^{(2)}$ 求解出口马赫数 $Ma_9^{(2)}$, 则喷管理想出口速度 v_{9i} 为

$$v_{9i} = Ma_9^{(2)} \sqrt{\frac{\kappa R T_{i7}}{1 + \frac{\kappa-1}{2} (Ma_9^{(2)})^2}}\quad (8)$$

再由式(3)计算出实际出口速度 v_9 . 其它出口气流参数计算方法同 1) 工况.

4) 当 $p_b > p_{b3}$ 时, 此时喷管工作在图 2 中 IV 区, 管内全亚声速流动. 出口静压 $p_{s9} = p_0$, 出口气流参数计算方法同 1) 工况.

综上所述, 上述 1) 和 2) 工况($p_0 < p_{b2}$), 拉瓦尔喷管出口气流静压 $p_{s9} = p_{b1}$; 而对于 3) 和 4) 工况($p_0 \geq p_{b2}$), 喷管出口气流静压 $p_{s9} = p_0$. 此处计算喷管特性时, 通过合理简化, 可将喷管原有 7 种工况合并简化为 2 种, 显著提高了原有拉瓦尔喷管模型的计算效率.

由喷口出口总压 p_{i9} 及静压 p_{s9} 计算实际出口马赫数 Ma_9

$$Ma_9 = \sqrt{\frac{2}{\kappa-1} \left[\left(\frac{p_{i9}}{p_{s9}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right]}\quad (9)$$

喷口出口流量 W_{g9} 及发动机推力 F 为

$$W_{g9} = K \frac{p_{i9} A_9}{\sqrt{T_{i9}}} q(Ma_9)\quad (10)$$

$$F = W_{g9}(v_9 - v_0) + (p_{s9} - p_0) A_9\quad (11)$$

式中 v_0 为飞行速度.

2 拉瓦尔喷管仿真计算

按照式(1)~式(10)建立拉瓦尔喷管部件级仿真模型, 并将其集成到现有的某型双轴混排加力式涡扇发动机部件级模型中^[610]. 在地面标况

下,开展整机模型从慢车到中间状态的过渡态仿真研究,分析整机模型中拉瓦尔喷管的工作特性,仿真结果如图 3(a)~ 图 3(f)所示。

从图 3(a) 可以看出,慢车状态时喷管喉道、出口面积相等,且处于大喷口状态,随着转速的不断升高,喷口逐渐收小到设计状态;

图 3(b) 给出了加速过程中高、低压转速的仿真曲线,整个加速过程中,核心机转速过渡平滑,而低压转速存在一段“先降后升”的过程,这一现象在某型带拉瓦尔喷管发动机的实际试车中也一

直出现。结合图 3(a),不难看出该现象的时间段与收喷口时间段($t=51\sim 52\text{ s}$)较为吻合,初步分析可能与收喷口有关。

图 3(c) 中喷管出口马赫数在某一时刻出现不连续的跳变现象,这是因为此时喷口恰为正激波贴口($p_{b2}=p_0$),波前超声速(扩张段,管内),波后亚声速(喷管出口);随着特征压力 p_{b2} 的逐渐增加,当 $p_{b2}>p_0$ 时,贴口正激波被“推”出管外,形成管外斜激波,此时喷管出口由亚声速突变为超声速。

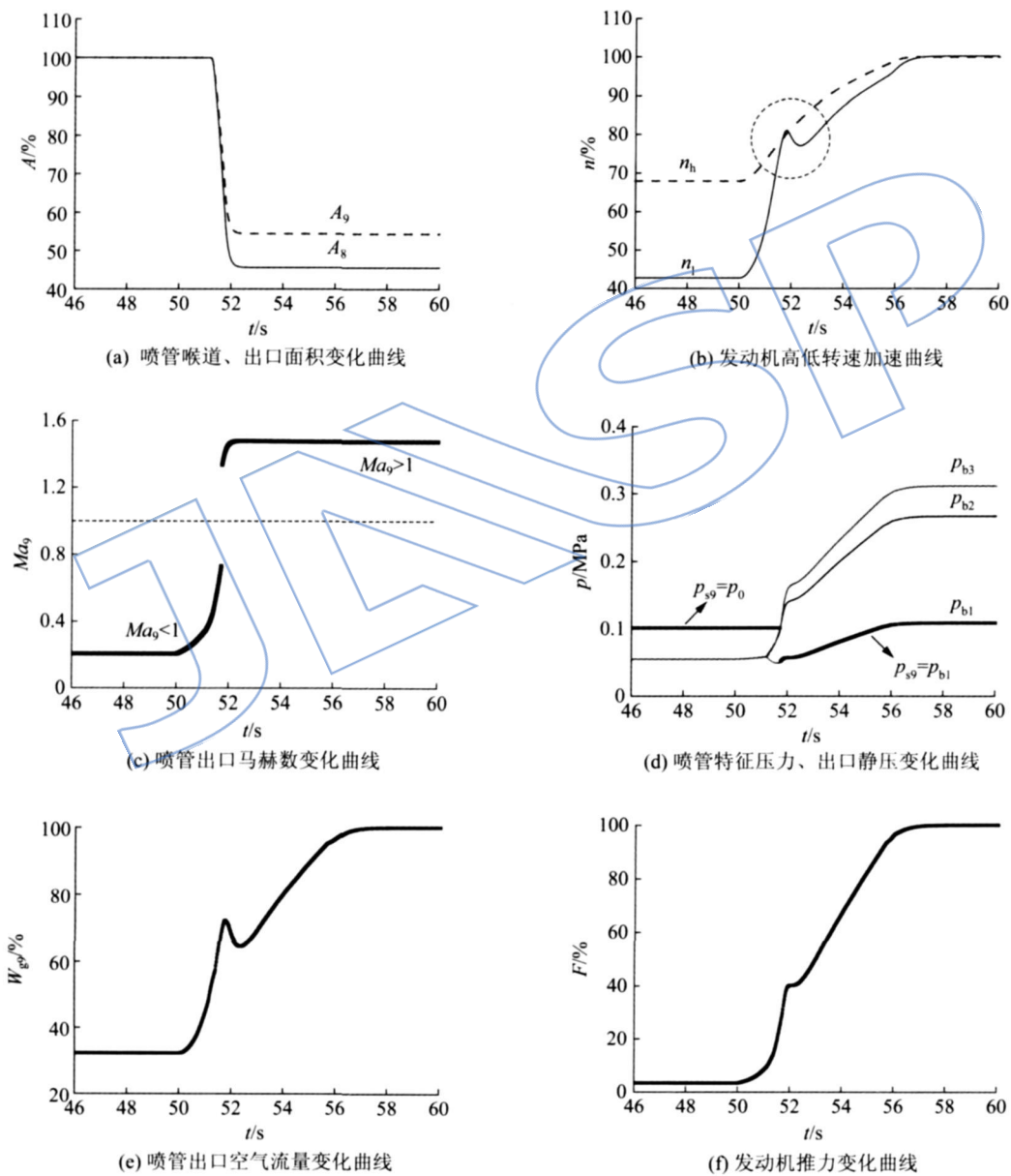


图 3 发动机整机及拉瓦尔喷管气流参数仿真曲线

Fig. 3 Simulation curves of gas parameters in engine and Laval nozzle

图 3(d) 中给出了拉瓦尔喷管面积变化过程中 3 个特征压力及出口静压的变化曲线, 随着喷管面积比的改变, 3 个特征压力也在不断变化。当反压 p_b (即环境压力 p_0) 大于特征压力 p_{b3} 时, 喷管内流动状态为全亚声速流, 喷管出口静压即为环境压力; 当反压 p_b 介于特征压力 p_{b2} 和 p_{b3} 之间时, 管内正激波, 喉部声速, 出口亚声速, 出口静压仍为环境压力; 当反压 p_b 小于特征压力 p_{b2} 时, 管外膨胀波或斜激波, 喉部声速, 出口超声速, 出口静压突降至 p_{b1} 。以上理论分析与图 3(d) 中仿真结果完全吻合。

图 3(e) 中给出了整个加速过程喷管出口流量的变化, 整个流量曲线过渡平滑, 并未出现图 3(c) 中马赫数曲线“跳变”的现象。分析原因, 图 3(c) 中尽管马赫数变化较大, 由亚声速 ($Ma_9 = 0.73$) 突变为超声速 ($Ma_9 = 1.33$), 但其对应的密流函数 $q(Ma_9)$ 却保持连续 (如图 4 所示), 且在这一阶段, 喷管出口总压、总温也保持连续, 由式 (10) 可得, 此处流量曲线连续。由图 3(e) 还可以分析出: 在 $t = 51 \sim 52$ s 之间, 空气流量存在着“先降后升”的现象, 表明发动机尾喷管的面积 A_8 和 A_9 调节不够协调, 改变了尾喷管进口总压、低压涡轮落压比以及风扇工作点, 从而导致低压转速具有类似空气流量的变化趋势。

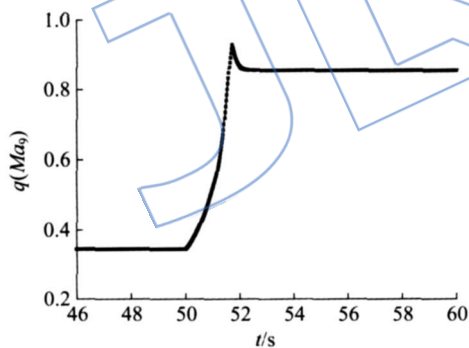


图 4 加速过程喷管出口密流函数仿真曲线

Fig. 4 Curve of nozzle outflow function during accelerating process

图 3(f) 中给出了整个加速过程中喷管推力的变化, 与出口流量类似, 喷管推力曲线过渡平滑无跳跃。这是由于出口马赫数“突变”前后, 喷管内部流场压力分布并未发生太大变化, 故推力曲线变化连续无跳跃。

3 结 论

本文的主要工作:

1) 建立了拉瓦尔喷管零维气动热力学模型, 分析了拉瓦尔喷管典型的 7 种工作状态, 并通过适当简化合并, 将出口静压计算减缩为两种工况; 详细给出了进口压力、进口温度、喉道及出口面积同时变化时拉瓦尔喷管出口参数的计算方法。

2) 将拉瓦尔喷管模型集成到现有双轴混排加力涡扇发动机部件级模型中, 开展慢车至中间状态变喷口加速动态仿真, 分析了仿真曲线中发动机低压转速、出口马赫数、出口流量、推力等参数的变化规律及其原因。

3) 仿真结果表明, 低压转速仿真曲线与实际发动机试车曲线在变化趋势上是吻合的, 验证了所建模型的有效性; 通过理论分析及仿真进一步解释了发动机加速时, 收喷口给低压转速带来的影响。

今后将进一步研究发动机过渡态时喷管喉道及出口面积的调节规律, 使低压转速变化曲线过渡平滑, 无拐点。

参考文献:

- [1] Ronald D F. Fundamentals of jet propulsion with applications [M]. New York: Cambridge University Press, June 2005.
- [2] 杨海威, 赵阳. 拉瓦尔型微喷管性能的 DSMC 模拟[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(2): 106-109.
YANG Haiwei, ZHAO Yang. Simulation on performance of laval micronozzle by means of DSMC[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30(2): 106-109. (in Chinese)
- [3] Thangadurai R S G, Chandran B S S, Babu V, et al. Numerical analysis of integrated liquid ramjet engine[J]. Defence Science Journal, 2008, 58(3): 327-337.
- [4] Verevkin A A. Flow of a dispersed phase in the laval nozzle and in the test section of a two-phase hypersonic shock tunnel[J]. Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, 2008, 49(5): 789-798.
- [5] 王新月, 杨清真. 热力学与气体动力学基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2004
- [6] 周文祥, 黄金泉, 窦建平, 等. 面向对象的航空发动机及控制系统仿真平台[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 119-125.
ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan, DOU Jianping, et al. Object-oriented simulation platform for turbofan engine and its control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 119-125. (in Chinese)

[7]

窦建平, 黄金泉, 周文祥. 基于 UML 的航空发动机仿真建模研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 684-688.
DOU Jianping, HUANG Jinquan, ZHOU Wenxiang. Research of aeroengine modeling based on UML[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 684-688. (in Chinese)

[8]

夏飞, 黄金泉, 周文祥. 基于 MATLAB/SIMULINK 的航空发动机建模与仿真研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(12): 2134-2138.
XIA Fei, HUANG Jinquan, ZHOU Wenxiang. Modeling of and simulation research on turbofan engine based on MATLAB/SIMULINK[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2134-2138. (in Chinese)

[9]

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. (in Chinese)

[10]

周文祥, 黄金泉. 涡扇发动机高空起动模型研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1384-1390.
ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan. Research on the startup model of turbofan engine at high altitude[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1384-1390. (in Chinese)

