

基于模型修正的高空起动预测方法

阙建锋, 严红明, 英基勇

(中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘要: 针对利用基于部件特性的起动模型预测发动机起动过程时精度较低的问题, 通过建立起动模型迭代求解方程研究了起动模型计算方法。基于燃烧效率修正系数、吸放热模型换热系数、附加损失修正系数, 匹配发动机起动关键参数, 研究了模型修正方法; 基于发动机部件特性的起动模型, 结合地面起动数据修正, 实现了模型计算数据与试验数据基本一致, 并验证了起动模型修正的有效性。利用该模型进行空中起动预测, 并将模型预测结果与试验结果进行了对比。结果表明: 起动试验得到的压气机共同工作线、转子加速率与模型修正结果比较吻合, 涡轮出口排气温度差异合理。起动模型修正方法可以高效支撑高空起动试验的开展, 在空中起动试验包线边界工况点上, 起动试验能够一次成功, 降低试验风险和试验成本。

关键词: 起动; 模型; 修正方法; 模型预测; 高空起动试验; 航空发动机

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.03.008

High-altitude Starting Prediction Method Based on Model Correction

QUE Jian-feng, YAN Hong-ming, YING Ji-yong

(AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

Abstract: In response to the problem of low accuracy in predicting engine starting process using starting models based on component characteristics, the calculation method of the starting model was studied by establishing an iterative solution equation for the starting model. Based on the correction coefficient of combustion efficiency, the heat transfer coefficient of the heat absorption and release model, and the additional loss correction coefficient, the key engine starting parameters were matched and the model correction method was studied. Based on the starting model derived from engine component characteristics and combined with the ground starting data, the model-calculated data was consistent with the test data, and the validity of the starting model correction was verified. The model was used to predict air starting and compared with the test results. The results show that the compressor common working line and rotor acceleration rate of the starting test are in good agreement with the corrected model, and the difference in the turbine outlet exhaust gas temperature is reasonable. The starting model correction method can efficiently support high-altitude starting tests, make air starting tests at boundary working points of the starting envelope successful in one go, and reduce test risk and cost.

Key words: starting; model; correction method; model prediction; high-altitude starting test; aeroengine

0 引言

航空发动机起动过程的气动热力学较为复杂, 而且低转速部件特性的精确度又较低, 因此, 起动试验一直是涡扇发动机性能试验中极具挑战的科目^[1]。基于建立的发动机起动模型, 以仿真模型为研究对象代替发动机本体, 开展起动控制规律设计, 能够节省试车时间并降低试验风险^[2]。

20 世纪 80 年代初, Agrawal^[3]研发出针对航空发

动机起动过程的仿真模型, 并基于通用特性研究了发动机的起动性能; 1983 年, Davis 等^[4]优化了发动机起动过程的仿真模型, 提高了试验效率并减少了经费投入; 1993 年, Chappell 等^[5]研发了涡轮发动机起动仿真模型, 用于模拟全包线地面起动、空中辅助起动、风车起动及空中再起, 并基于该模型预测了合理的空中辅助起动与风车起动的包线边界线; 1999 年, Braig 等^[6]利用发动机性能仿真模型研究了多种涡喷、涡扇发动机的风车起动性能及空中风车再点火; Owen

收稿日期: 2022-07-19 基金项目: 国家级研究项目资助

作者简介: 阙建锋 (1990), 硕士, 工程师。

引用格式: 阙建锋, 严红明, 英基勇. 基于模型修正的高空起动预测方法[J]. 航空发动机, 2024, 50(3): 58-63. QUE Jianfeng, YAN Hongming, YING Jiyong. High-altitude starting prediction method based on model correction [J]. Aeroengine, 2024, 50(3): 58-63.

等^[7-8]为了更好地提高发动机模型对起动性能的仿真精度,深入研究了燃气涡轮发动机起动模型不精确的原因,提高了起动模型精度;2004年,Naylor^[9]利用吸放热模型开展了瞬态性能研究,以挖掘节约发动机开发时间和成本的潜力;2006年,Sridhar等^[10]为了解决发动机再起包线的预测问题,研究了飞行高度对部件特性和风车再点火的影响,提高了风车仿真精度;2016年,Stefan等^[11]为了研发发动机全转速仿真模型,研究了零转速起动的关键参数;Stamatis等^[12]、谢光华等^[13]主要以1组试车关键测量参数作为目标,求解出1组匹配合理的部件修正系数,通过模型修正使得模型的计算输出与试验测量数据吻合,这种方法可以提高模型的预测精度。

本文通过建立起动模型迭代求解方程,研究了起动模型计算方法。基于燃烧效率修正系数等研究了模型修正方法,开展了模型修正并验证起动模型修正的有效性。进行了高空起动预测,将模型计算的起动关键参数与试验结果进行对比。

1 计算模型

1.1 起动模型

起动模型建立的不平衡功率方程^[14-16]为

$$D_p = P_T - P_C + P_{\text{starter}} - P_{\text{par}} \quad (1)$$

式中: D_p 为发动机不平衡功率^[17]; P_T 为涡轮产生功率; P_C 为压气机消耗功率; P_{starter} 为起动机产生功率^[18-19]; P_{par} 为附加功率,包括轴承机械损失、风阻损失、燃油泵和滑油泵的摩擦损失等。

根据扭矩与功率、扭矩与转动惯量的关系得到轴加速度与不平衡功率的关系

$$N_{2\text{dot}} = D_p / (J \cdot N_2 \cdot (\pi \times 2/60)^2) \quad (2)$$

式中: $N_{2\text{dot}}$ 为发动机转子加速度; J 为发动机转子转动惯量; N_2 为发动机转速。

根据式(1)、(2)得到高压轴的输出功率与高压涡轮输入功率的不平衡功率方程

$$D_{\text{PH}} + P_{\text{HPC}} + P_{\text{Hpar}} - P_{\text{starter}} = P_{\text{HPT}} \quad (3)$$

式中: D_{PH} 为高压轴不平衡功率; P_{HPC} 为高压压气机消耗功率; P_{Hpar} 为高压轴附加功率; P_{HPT} 为高压涡轮产生功率。

同时得到低压轴的输出功率与低压涡轮输入功率的不平衡功率方程

$$D_{\text{PL}} + P_{\text{LPC}} + P_{\text{Lpar}} = P_{\text{LPT}} \quad (4)$$

式中: D_{PL} 为低压轴不平衡功率; P_{LPC} 为低压压气机消耗功率; P_{Lpar} 为低压轴附加功率; P_{LPT} 为低压涡轮产生功率。

根据高压压气机上游流量与利用部件特性图计算得到流量(下文简称为“部件特性图计算流量”)的平衡,建立平衡方程

$$W_{23} - W_{24B} = W_{25}^* \quad (5)$$

式中: W_{23} 为增压级出口流量; W_{24B} 为增压级后放气量; W_{25}^* 为高压压气机部件特性图计算流量。

根据高压涡轮上游流量与部件特性图计算流量的平衡,建立平衡方程

$$W_4 + W_{41AC} = W_{41}^* \quad (6)$$

式中: W_4 为燃烧室出口流量; W_{41AC} 为高压涡轮冷却气流量; W_{41}^* 为高压涡轮部件特性图计算流量。

根据低压涡轮上游流量与部件特性图计算流量的平衡,建立平衡方程

$$W_{42} + W_{49AC} = W_{49}^* \quad (7)$$

式中: W_{42} 为高压涡轮出口流量; W_{49AC} 为低压涡轮冷却气流量; W_{49}^* 为低压涡轮部件特性图计算流量。

根据外涵喷管进口流量与外涵喷管通流流量平衡,建立平衡方程

$$W_{13} = W_{18} \quad (8)$$

式中: W_{13} 为外涵喷管进口流量; W_{18} 为外涵喷管通流流量。

根据内涵喷管进口流量与内涵喷管通流流量平衡,建立平衡方程

$$W_5 = W_8 \quad (9)$$

式中: W_5 为内涵喷管进口流量; W_8 为内涵喷管通流流量。

根据给定的控制规律或约束条件与发动机计算结果,建立平衡方程

$$Y_{\text{ID}} = Y_C \quad (10)$$

式中: Y_{ID} 为控制规律或约束条件; Y_C 为发动机计算结果。

换算燃油流量考虑压力和温度影响,采用现有控制系统机载测点高压压气机出口静压,高压压气机进口总温进行燃油流量换算,其换算式为

$$W_{\text{fr}} = \frac{W_f}{(P_{s3}/101.325)^\sigma} \left(\frac{288.15}{T_{25}} \right)^\gamma \quad (11)$$

式中: W_{fr} 为换算燃油流量; W_f 为物理燃油流量; P_{s3} 为高压压气机出口静压; σ 为压力拟合指数; T_{25} 为高压

压气机进口总温; γ 为温度拟合指数。

选用的猜测值为:低压转速 X_{N_2} 、高压转速 $X_{N_{25}}$ 、风扇外涵特性参数 β_{12} 、风扇内涵/增压级特性参数 β_2 、高压压气机特性参数 β_{25} 、高压涡轮剩余功率系数 D_{PH} 、低压涡轮剩余功率系数 D_{PL} 、燃油流量 W_f 。根据这8个猜测值与8个误差方程迭代得到方程组的解。

1.2 燃烧效率

燃烧效率指完全燃烧的燃料与燃气混合物之比。燃油燃烧时进出口温升与油气比 F_{AR} 、燃烧效率 E_{TA3} 、比热 C_p 及燃油热值 F_{HV} 有关。燃烧效率的变化直接影响涡轮进口总温,进而改变涡轮产生的功率

$$T_4 - T_3 = F_{AR} \cdot E_{TA3} \cdot F_{HV} / C_p \quad (12)$$

1.3 吸放热模型

在发动机从一种状态加速到另一种温度更高的稳定工作状态过程中,金属需要吸收额外燃油燃烧产生的能量。这种净热传递的过程简称吸放热,对发动机性能有显著影响。

在进行发动机瞬态试验前,一般会开展发动机稳态健康检查试验,将录取的发动机性能参数与出厂参数进行对比,可以判断发动机是否出现衰退或衰退对涡轮出口排气温度 T_{EGT} 影响。然后开展瞬态试验,可以获得部件换热对 T_{EGT} 的影响。

基于集总热容法对热空气和发动机金属吸放热过程建立方程

$$m \cdot C_p \cdot D_T / D_i = h \cdot A \cdot (T_g - T) \quad (13)$$

式中: m 为金属质量; C_p 为比热; T 为金属温度; D_T 为换热系数; h 为换热系数; A 为有效换热面积; T_g 为空气温度; D_i 为时间间隔长度。

发动机主要的吸放热部件见表1。

表1 发动机的主要吸放热部件

序号	部件	零组件
1	低压压气机	低压压气机主流件
2		低压压气机冷却件
3	高压压气机	高压压气机主流件
4		高压压气机冷却件
5	燃烧室	火焰筒
6		机匣壁面
7	高压涡轮	高压涡轮导叶主流件
8		高压涡轮导叶冷却件
9		高压涡轮主流件
10		高压涡轮冷却件
11	低压涡轮	低压涡轮主流件

2 模型修正方法

建立起动模型应获得发动机部件气动特性、起动机扭矩特性、发动机机械特性,对部件特性进行修正,根据进口条件、起动限制条件及起动时间要求,评估起动关键参数并制定起动供油规律。起动关键参数包括压气机工作线、涡轮排气温度、加速率。

首先,航空发动机从起动点火到慢车过程中,燃烧室处于富油燃烧状态,因此燃烧效率低于设计点的燃烧效率。到达慢车状态后燃烧效率逐渐接近设计状态。在相同供油规律下,燃烧效率影响了燃烧室的温升,进而影响压气机的工作线,可根据压气机工作线的匹配情况,对燃烧效率进行修正。

其次,发动机在起动点火到慢车过程中,发动机内气流经过压缩、燃烧、膨胀做功后,温度随转速逐渐升高,金属需要吸收额外的燃油燃烧产生的能量,导致发动机测量的排气温度滞后。在金属质量、金属初始温度、有效换热面积基本确定的情况下,吸放热程度主要取决于换热系数,需要根据试验涡轮排气温度的匹配情况,对换热系数进行调整。

最后,需要考虑修正附加功率对发动机不平衡功率的影响,即对发动机起动加速率的影响。通过对比模型计算转子加速率与试验参数匹配情况,对附加损失系数进行调整。

上述方法,结合不敏感损失函数,利用修正系数 α 将模型计算数据 $f(x, \alpha)$ 以 ξ 精度逼近试验数据 y ,当满足 $|y - f(x, \alpha)| \leq \xi$ 精度时,则 $|y - f(x, \alpha)| = 0$,记作 $|y - f(x, \alpha)|_{\xi} = 0$ ^[20]。建立方程组

$$\begin{cases} |P_{3Q25} - f(W_{25R}, E_{TA3})|_{\xi} = 0 \\ |T_{EGT} - f(N_{2R}, h)|_{\xi} = 0 \\ |N_{2dot} - f(N_{2R}, \eta)|_{\xi} = 0 \end{cases} \quad (14)$$

式中: P_{3Q25} 为压气机压比; W_{25R} 为压气机换算流量; T_{EGT} 为涡轮出口排气温度; N_{2R} 为相对换算转速; N_{2dot} 为转子加速率; η 为附件损失系数。

3 基于地面起动试验数据修正起动模型

基于上述修正方法和发动机地面起动试验数据,匹配模型计算和试验获得的起动关键数据。匹配的起动模型燃烧效率修正系数如图1所示,换热系数为

1.03,附加损失修正系数为 1.05。

压气机共同工作线如图 2 所示。从图中可见匹配后压气机换算流量与压气机压比关系,利用未修正的起动模型计算的压气机工作线高于正常起动试验工作线。同时,压气机共同工作线在低转速接近喘振边界。在模型修正后,起动试验与模型计算的压气机共同工作线基本一致。

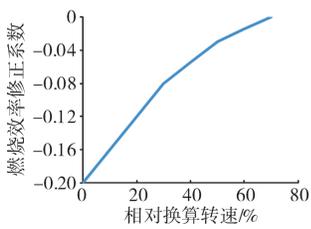


图 1 起动模型燃烧效率修正系数

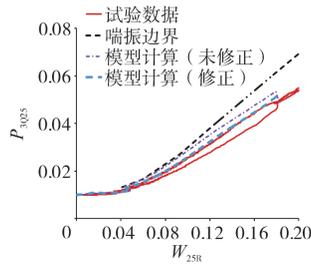


图 2 压气机共同工作线

换算涡轮出口排气温度随相对换算转速的变化如图 3 所示。从图中可见,涡轮出口排气温度低于涡轮出口排气温度限制值。利用未修正起动模型计算的涡轮出口排气温度高于正常起动试验温度。模型修正后,起动试验与模型计算的涡轮出口排气温度基本一致。

发动机换算转子加速率随相对换算转速的变化关系如图 4 所示。从图中可见,利用未修正起动模型计算的加速率高于正常起动试验加速率。模型修正后,起动试验与模型计算的加速率基本一致。

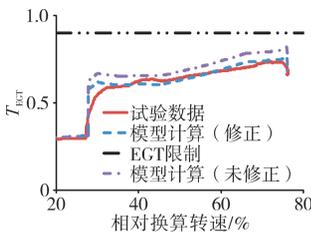


图 3 换算涡轮出口排气温度随相对换算转速的变化

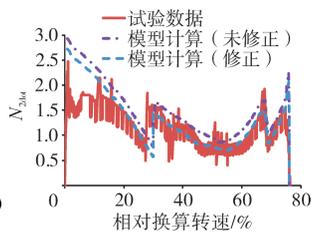


图 4 换算转子加速率随相对换算转速的变化

通过模型修正的预测方法,保证了计算的压气机工作线、涡轮排气温度、起动加速率与试验的基本一致,从而保证发动机不喘振、不超温、不悬挂,修正后模型计算发动机起动到慢车时间与试验吻合,相对换算转速随相对时间的变化关系如图 5 所示。

4 高空起动预测与试验结果对比

为了证明发动机空中起动满足产品要求,开展了

空中起动试验工况下的起动试验,空中起动试验工况如图 6 所示。基于地面起动试验数据修正起动模型,开展了空中辅助起动和风车起动控制规律设计,同时更准确地预测了

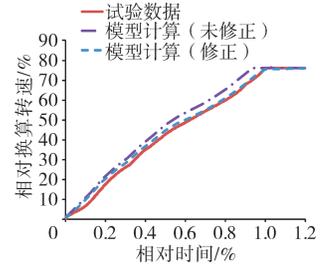


图 5 相对换算转速随相对时间的变化

高空起动试验。将模型预测与试验的起动关键参数进行对比,压气机换算流量随压比的变化关系(即压气机共同工作线)、换算涡轮出口排气温度随相对换算转速的变化关系、换算涡轮出口排气温度随相对时间的变化关系、换算转子加速率随相对换算转速的变化关系、相对换算转速随相对时间的变化关系分别如图 7~11 所示(以某一工况点为例)。从图中可见,起动试验与模型计算的压气机共同工作线、转子加速率比较吻合,涡轮出口排气温度有一定差异。

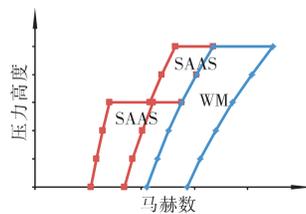


图 6 空中起动试验工况

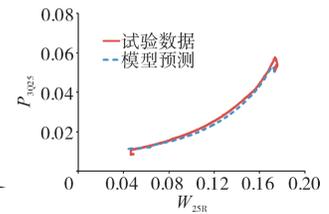


图 7 压气机换算流量随压比的变化

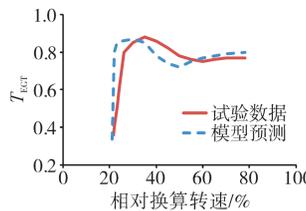


图 8 换算涡轮出口排气温度随相对换算转速的变化

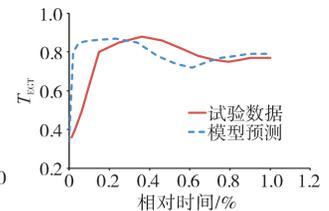


图 9 换算涡轮出口排气温度随相对时间的变化

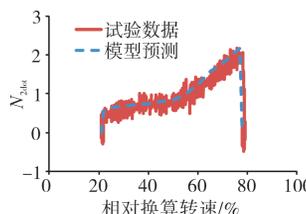


图 10 换算转子加速率随相对换算转速的变化

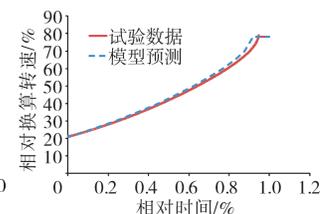


图 11 相对换算转速随相对时间的变化

对比图 10、11 和图 4 可见空中和地面起动加速率的差异。瞬态过程发动机加速率对吸放热程度是有影响的。瞬态加速率越低,发动机工作越接近稳态,

吸放热影响越不明显。对比图8、9和图3可见空中涡轮出口排气温度吻合效果比地面的吻合效果差。原因是地面起动匹配的换热系数并不能完全适用空中起动。吸放热在海拔高度上的影响比海平面更明显,主要是因为海拔高度上质量流和换热系数要低得多,导致发动机热响应较慢^[9]。因此,当空中起动采用和地面起动相同的换热系数时,会导致模型预测的热响应比实际快,从而造成吻合度较差。

试验表明,通过模型修正的起动预测方法不仅能够使关键参数匹配一致,同时设计的控制规律成功实现了空中起动试验。证明该方法对高空起动试验具有一定的指导价值,可以缩短高空起动试验验证周期,降低高空试验验证成本。

5 结论

(1)研究了发动机起动模型建立及其修正方法,建立了起动模型迭代求解方法,并给出吸放热模型建立方法和主要的吸放热部件清单。

(2)基于发动机部件特性的起动模型,结合地面起动数据,通过修正燃烧效率修正系数、吸放热模型换热系数及附加损失修正系数,完成了发动机起动模型修正,对比修正前后起动模型计算与试验数据的起动关键参数匹配情况表明,试验修正方法合理有效。

(3)基于地面起动试验数据修正起动模型,开展了空中辅助起动和风车起动控制规律设计,同时更准确地预测了高空起动试验。将模型预测与试验的起动关键参数进行对比可知,起动试验与模型计算的压气机共同工作线、转子加速率比较吻合,涡轮出口排气温度的差异合理。

(4)试验表明,通过模型修正的起动预测方法不仅能够使关键参数匹配一致,同时根据所设计的控制规律成功完成了空中起动试验。证明该方法对高空起动试验具有一定的指导价值,可以缩短高空起动试验验证周期,降低高空试验验证成本。

参考文献:

- [1] Eastwick C N, Johnson G. Gear windage: a review[J]. *Journal of Mechanical Design*, 2008, 130(3):4001-4006.
- [2] 王曦,程茵. 国外航空推进控制技术的发展[J]. *航空发动机*, 2009, 3: 4-7, 34-35.
WANG Xi, CHENG Yin. Development of thrust control technology for foreign aeroengine[J]. *Aeroengine*, 2009, 3: 4-7, 34-35. (in Chinese)
- [3] Agrawal R K. A generalized mathematical model to estimate gas turbine starting characteristics[R]. ASME 1980-GT-202.
- [4] Davis J B, Pollak R R. Criteria for optimizing starting cycles for high performance fighter engines[R]. AIAA-83-1127.
- [5] Chappell M A, McLaughlin P W. Approach to modeling continuous turbine engine operation from startup to shutdown[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1993, 9(3):466-471.
- [6] Braig W, Schulte H, Riegler C. Comparative analysis of the windmilling performance of turbojet and turbofan engines[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1999, 15(2):326-333.
- [7] Owen A K, Daugherty A, Garrard D, et al. A parametric starting study 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*, 1999, 121:377-383.
- [8] Owen A K, Daugherty A, Garrard D, et al. A parametric starting study of an axial-centrifugal gas turbine engine using a one-dimensional dynamic engine model and comparisons to experimental results: part II—simulation calibration and trade-off study[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1999, 121:384-393.
- [9] Philip H N. Gas turbine transient performance: heat soakage modeling [D]. England: Cranfield University, 2004.
- [10] Sridhar P, Rajiv S, Rohinton I, et al. High fidelity engine performance models for windmill relight predictions[R]. AIAA-2006-4970.
- [11] Stefan B, John R. Modeling of start-up from engine-off conditions using high fidelity turbofan engine simulations[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2016, 138:051201-1-6.
- [12] Stamatis A, Mathioudakis K, Papailiou K D. Adaptive simulation of gas turbine performance[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1990, 112(2):168-175.
- [13] 谢光华,曾庆福,张燕东. 航空发动机仿真模型参数自适应校正[J]. *航空动力学报*, 1998, 13(1):37-40.
XIE Guanghua, ZENG Qingfu, ZHANG Yandong. Aeroengine simulation model parameter adaptive calibration part[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1998, 13(1):37-40. (in Chinese)
- [14] Walsh P P, Fletcher P. Gas turbine performance[M]. 2nd ed. Blackwell Science, 2004:490-498.
- [15] 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. (in Chinese)
- [16] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册(第14册):辅助动力装置及起动机[M]. 北京:航空工业出版社, 2001: 54-59.
Editor in Chief of the Aviation Engine Design Manual. Aeroengine design manual volume 14: auxiliary power units and starters[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001:54-59. (in Chinese)

- [17] Walsh P P, Fletcher P. 燃气涡轮发动机性能[M]. 郑建弘, 胡忠志, 华清, 等译. 上海: 上海交通大学出版社, 2014: 472-483.
Walsh P P, Fletcher P. Gas turbine performance[M]. Translated by ZHENG Jianhong, HU Zhongzhi, HUA Qing. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press, 2014: 472-483. (in Chinese)
- [18] 孙牧桥, 苏三买, 成剑. 空气涡轮起动机调压装置 AMESim 建模与仿真[J]. 航空动力学报, 2012, 27(2): 450-456.
SUN Muqiao, SU Sanmai, CHENG Jian. Air turbine starter pressure controller modeling and numerical simulation based on AMESim[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(2): 450-456. (in Chinese)
- [19] 常博博, 苏三买, 刘铁庚. 辅助动力装置建模及数值仿真[J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 2122-2127.
CHANG Bobo, SU Sanmai, LIU Tiegeng. Model and numerical simulation of auxiliary power unit[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2122-2127. (in Chinese)
- [20] 李兵. 支持向量机的迭代学习算法及其应用[D]. 北京: 清华大学, 2014.
LI Bing. Iterative learning algorithm of support vector machine and its application [D] Beijing: Tsinghua University, 2014. (in Chinese)

(编辑: 刘 静)