

文章编号: 1000 8055(2009) 11- 2595- 06

直升机自转下滑训练过程发动机的控制规律

黄开明^{1,2}, 黄金泉¹, 周文祥¹, 冯 兴², 黄 波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 中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 为确定直升机自转下滑训练过程发动机的控制规律, 分析了采用正常控制规律进入自转状态时涡轴发动机的变化过程, 提出了在现有控制规律基础上增强动力涡轮转速控制模块中总矩“提前器”作用和适当放宽速率限制值的控制对策。仿真结果表明, 改进后的控制规律能够基本满足直升机对发动机状态控制的要求, 为解决直升机发动机在自转训练情况下的控制问题提供了一条有效的技术途径。

关 键 词: 直升机自转; 涡轴发动机; 控制规律

中图分类号: V233 7

文献标识码: A

Control law of turboshaft engine for helicopter autorotation training

HUANG Kai ming^{1,2}, HUANG Jing quan², ZHOU Wen xiang¹,
FENG Xing¹, HUANG Bo¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. China Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: In order to deduce the engine control law during the helicopter autorotation, simulation was made to demonstrate the transient process of the engine when entering the helicopter autorotation condition using normal control law. Based on the existing control law, an improved law was brought forward by magnifying the differential gain of collective pitch “anticipator” and broadening the deceleration limitation. The simulation results show that the improved control law can satisfy the requirement of the helicopter, thus attaining an effective way for the control of the engine during the helicopter autorotation.

Key words: helicopter autorotation; turboshaft engine; control law

直升机旋翼自转是指直升机飞行中, 旋翼在失去发动机带动之后, 利用其原有的旋转动能和直升机的位能, 仍可保持稳定旋转。飞行员利用旋翼自转中产生的拉力, 仍可操纵直升机进行垂直下降或滑翔。在旋翼失去发动机动力后, 直升机的下降运动反过来带动旋翼自转, 也就是说, 旋翼自转是直升机下降运动的结果^[1]。毫无疑问, 直升机依靠旋翼自转下滑能够极大地提高飞行员的生存

能力, 直升机自转着陆是直升机飞行员极其重要的培训内容^[2]。

通常, 自转着陆训练对发动机的控制系统具有较高的“智能化”要求。采用液压机械控制器或模拟电调的发动机, 受其功能限制, 在自转状态下难以对发动机进行智能化控制, 开展自转着陆训练就需要飞行员具有较高的技巧与丰富的经验来协调总矩与油门的关系。而随着全权限数字电子

收稿日期: 2008 11 17; 修订日期: 2009 06 16

作者简介: 黄开明(1970-), 男, 湖南沅江人, 研究员, 博士, 主要从事航空涡轴发动机总体性能与控制规律研究。

控制系统(FADEC)的应用,其智能化、人性化的特点,能够极大地减轻自转着陆训练时飞行员的负担和提高安全性,从而为更广泛地开展直升机自转着陆训练奠定了基础。

真正失去动力的自转着陆训练无疑具有较大的危险性,因此,在进行自转着陆训练时就要要求发动机不熄火,以便随时恢复正常飞行。通常,开展自转试验的高度至少在 600m 以上,以便有足够的时间和空间作必要的恢复动作。直升机自转下滑训练过程中对发动机的基本控制要求有:

- 1) 控制系统设计应设置自转进入与退出控制逻辑,实现自转进入与退出的平滑过渡;
- 2) 要求在自转进入到退出的整个过程中,自由涡轮转速不会超转而导致停车;
- 3) 在直升机开展自转训练过程中发动机不允许熄火;
- 4) 不能够发生传动系统离合器时断时合的得现象;
- 5) 与传动系统啮合时,旋翼转速及自由涡轮转速不超过有动力时旋翼的最大限制转速。

由于直升机进入与退出自转过程中发动机的负载变化很大,要实现自转进入与退出的平滑过渡存在相当大的难度。RT M322 发动机和 PT6 发动机在开展自转飞行考核试验时均发生过动力涡轮转速超出规定值要求的情况,根据飞行试验数据修改了发动机控制软件后才满足了规定的要求。

因此,直升机自转着陆训练过程发动机的控制更为复杂,不能沿用正常飞行情况下发动机的控制规律,需要研究能够适合于自转状态下发动机的控制规律,而公开文献中很少介绍直升机自转下滑过程发动机的控制问题,本文以某型发动机为背景对此开展仿真研究。

1 常规控制规律下自转下滑过程仿真分析

1.1 发动机及控制系统模型

为了对自转状态的控制对策开展仿真研究,必须建立直升机发动机动态模型^[3-4]和控制器模型。本文利用某型涡轴发动机部件级模型开展仿真研究^[5-7]。动态模型中各部件方程与稳态性能模型^[8]是相同的,主要的差异是没有功率平衡方程,代之以转子动量方程

$$\frac{dn_g}{dt} = \frac{P_{gt} - P_c - P_{as}}{\frac{\pi}{30} I_{gg} n_g}$$

(1)

$$\frac{dn_p}{dt} = \frac{P_{pt} - P_r}{\frac{\pi}{30} (I_{pt} + I_r) n_p}$$

(2)

式中 P_{gt} 是燃气涡轮功率, P_c 是压气机消耗功率, P_{as} 是附件消耗功率, I_{gg} 是燃气发生器转动惯量, I_{pt} 是动力涡轮转动惯量, I_r 是旋翼转动惯量; P_{pt} 是动力涡轮功率, P_r 是旋翼需求功率。

某型涡轴发动机 FADEC 系统采用了自由涡轮转速恒定的调节规律,并限制燃气发生器最大转速 n_{gmax} 、燃气发生器最大换算转速 n_{gcmax} 、自由涡轮最大转速 n_{pmax} 、自由涡轮最大扭矩 M_{max} 、最大燃气温度 T_{45max} 、最小燃油流量 W_{fmin} 、最大燃油流量 W_{fmax} 以及最大速率 $\dot{n}_{gmax}$ 等参数。其中参数限制回路采用图 1 所示的单回路控制;而自由涡轮转速控制回路采用图 2 所示的串级控制,由油针小闭环回路、 n_g 转速控制副闭环回路和 n_p 转速控制主闭环回路组成,在过渡过程中还引入了随直升机总矩角 φ 变化而提前改变油针位移给定值 L_0 、从而改变燃油流量 W_f 的“提前器”。

在发动机模型中结合上面 FADEC 的控制规

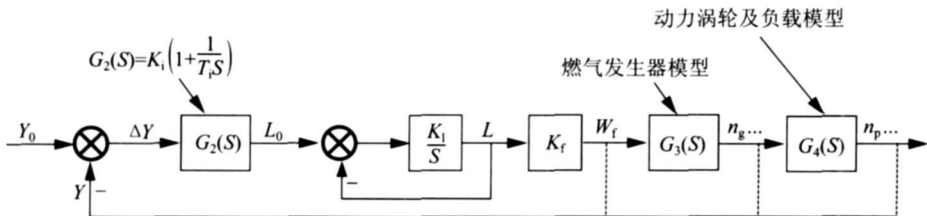


图 1 参数限制模块采用的单回路控制

Fig. 1 Single loop of parameter limitation control law

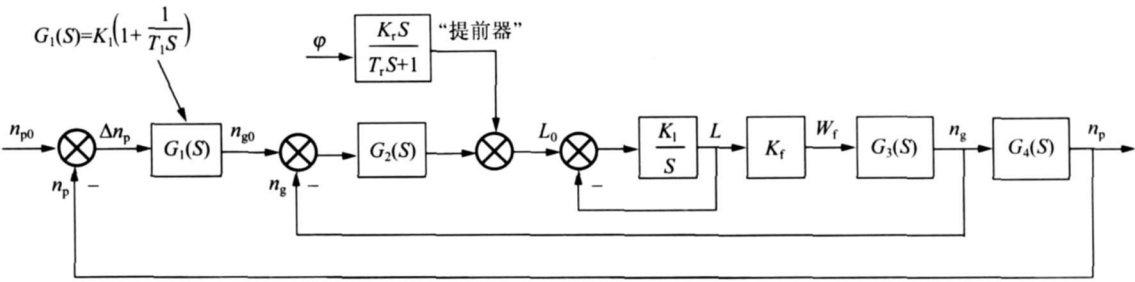


图 2 动力涡轮转速 n_p 控制原理
Fig. 2 n_p control law block diagram

律建立一个闭环模型, 控制器模型中由高、低选择开关来转换不同的调节规律, 通过整定各控制模块的控制参数后, 各种条件下的加减速过程中 n_p 动态误差均小于 2%, 图 3 给出了 $H = 1\text{ km}$, $Ma = 0$, 标准大气条件下总矩角 φ 在 0.5 s 内从 8° 下拉到 3° 时的减速过程, 其动力涡轮转速的最大超调量为 0.75%.

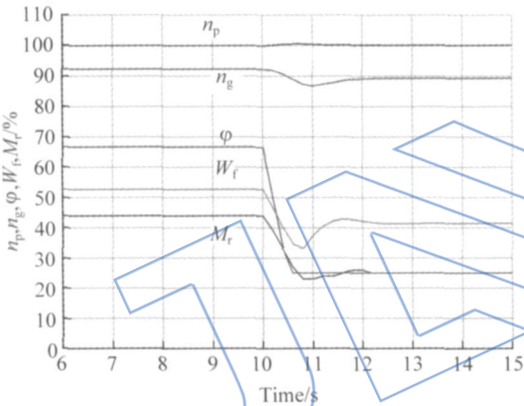


图 3 发动机正常状态减速过程仿真结果
($H = 1\text{ km}$, $Ma = 0$)
Fig. 3 Simulation of engine generally deceleration
($H = 1\text{ km}$, $Ma = 0$)

1.2 自转试验过程正常控制规律发动机状态仿真

1.2.1 直升机自转时发动机的状态分析

开展直升机进入自转训练试验是为了确定直升机在功率突然丧失时的初始反应. 通常此功率的丧失是通过快速减小油门来模拟的, 而当发动机采用 FADEC 系统而没有机械油门杆时, 进入与退出自转试验只能依靠操纵总矩杆实现.

进入自转: 快速放(降)总矩杆进入自转, 旋翼转速 n_r 超过自由涡轮转速 n_p , 离合器脱开, 自由涡轮输出轴与旋翼脱离, 式(2)中 I_r 和 P_r 变为 0; 在此过程中, 若减油过猛可能导致贫油熄火, 而减

油不及时可能导致超转停车(因为无负载).

自转状态: 在自转状态, 飞行员需要操纵总距控制直升机的下降速度, 这时候总距杆角度是随机变化的, 发动机输出轴处于无负载状态.

退出自转: 缓慢提总距杆退出自转, 总矩加大使旋翼转速 n_r 降低, 发动机因总矩“提前器”加油而转速增加, 当 n_p 大于等于 n_r 时离合器接合, 自转退出, 发动机负载突然增加(I_r 和 P_r 恢复正常值).

下面, 通过在闭环模型中设置进入和退出自转的标志、发动机与旋翼脱离后转动惯量和负载需求功率的变化, 开展仿真分析. 为了简化问题, 这里不考虑直升机旋翼在自转下滑过程中转速的变化过程, 只模拟发动机输出轴脱离离合器和接合离合器后的状态变化过程.

1.2.2 进入自转仿真

图 4 是对进入自转过程的仿真, 其控制规律是正常状态下的控制规律. 图 4(a) 是在 10 s 时开始收回总矩杆, 设定 2 s 后旋翼转速 n_r 超过自由涡轮转速 n_p 分离, 这时, 由于突然没有了负载, n_p 在 12.6 s 时刻达到了超转保护值 118%, n_p 最大值可以达到 125%. 图 4(b) 是模拟更快速降低总矩的过程, 在 11.5 s 时刻开始收总矩杆, 0.5 s 内总矩角由 8° 下降到 3° , 设定 12 s 时刻旋翼与自由涡轮转速分离, 这种情况下 n_p 最大值可以达到 119%.

从图 4 中可以看出, 如果不对控制规律进行修正, 实际上直升机是难以进入自转状态的, 因为在快速减小总矩时, 虽然 n_r (一般最大可达到 120% 左右) 会在瞬时超过自由涡轮转速 n_p , 但从图中 n_p 的快速升高幅度看, n_p 会超过 n_r 而使离合器接合; 即使 n_p 没有赶上 n_r , 当 n_p 达到 115% 的超转保护值时实际控制系统中的独立超转保护装置就会起作用而停车.

1.2.3 自转状态仿真

图 5 是模拟自转过程中飞行员因操纵总矩杆给发动机造成的扰动. 由于控制规律中总矩杆“提前器”的作用(见图 2), 总矩角变化会引起燃油流量变化, 图示中 n_p 的波动幅度在 0.5% 以内.

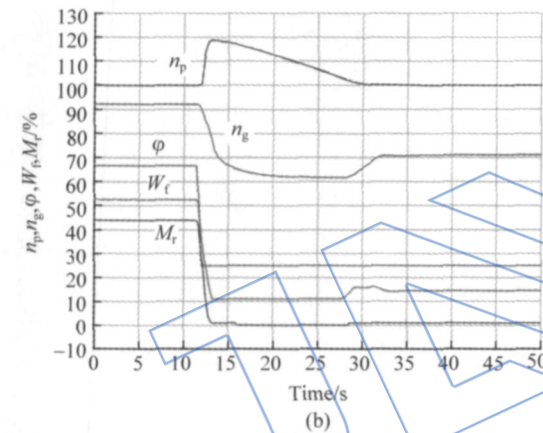
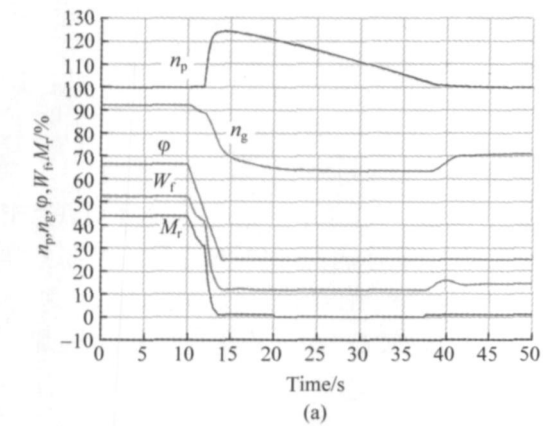


图 4 常规控制规律进入自转过程仿真
($H=1\text{ km}$, $Ma=0$)
Fig. 4 Simulation of coming into autorotation with generally control law($H=1\text{ km}$, $Ma=0$)

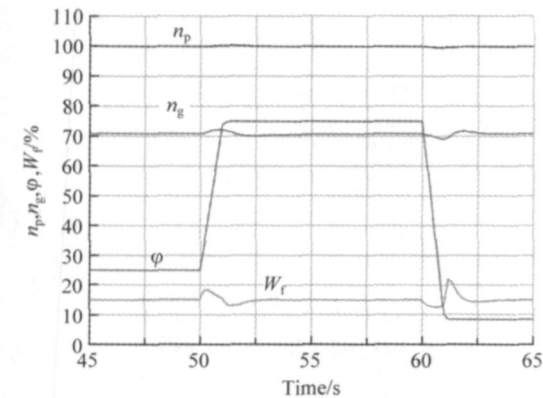


图 5 常规控制规律自转状态仿真
($H=0.5\text{ km}$, $Ma=0$)
Fig. 5 Simulation of autorotation with generally control law ($H=0.5\text{ km}$, $Ma=0$)

1.2.4 退出自转仿真

图 6 是对退出自转过程的仿真, 从 98 s 开始提总矩杆, 旋翼转速开始下降, 设定 2 s 时刻 n_r 与 n_p 相等, 这时, 由于发动机状态仍然很低, 离合器接合后突然增加的负载导致旋翼转速下垂超过 16%, n_p 完全恢复到 100% 需要 10 s 左右.

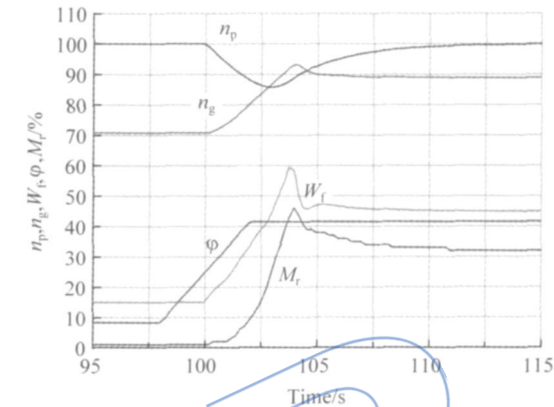


图 6 常规控制规律退出自转过程仿真
($H=0.5\text{ km}$, $Ma=0$)
Fig. 6 Simulation of seceding from autorotation with generally control law
($H=0.5\text{ km}$, $Ma=0$)

2 自转下滑的控制规律

从上面的仿真结果看, 直升机自转状态下发动机的控制主要需要解决进入自转过程时自由涡轮转速 n_p 的过渡超调. 同时, 改进后的控制规律也要确保退出自转过程时自由涡轮转速不超出旋翼规定的有动力状态的最大值(108%).

为抑制进入自转时 n_p 的过快升高, 必须尽快减小燃油流量. 通过分析图 4 中的控制律发现在离合器断开后首先是 n_g 的最大减速率起限制作用, 然后是最小燃油流量限制起作用, 因为最小燃油流量(确保不熄火)是不能改变的, 因此, 先将减速率限制放宽进行仿真分析. 下面对进入自转的控制规律分析是以图 4(a) 中总矩改变速度为例进行的.

图 7 是将 n_g 的减速率放宽到 $-20\%/s$ 的仿真结果, 可以看出 n_p 最大值仍然达到 123%, 进一步仿真表明完全放开减速率效果也不明显.

由此可见, 发动机与旋翼脱离后再调节燃油流量将来不及抑制自由涡轮转速超转, 因此需要提前减少燃油流量. 这里综合采取两个措施实现自转控制: 在获知将要进入或退出自转后, 加大图

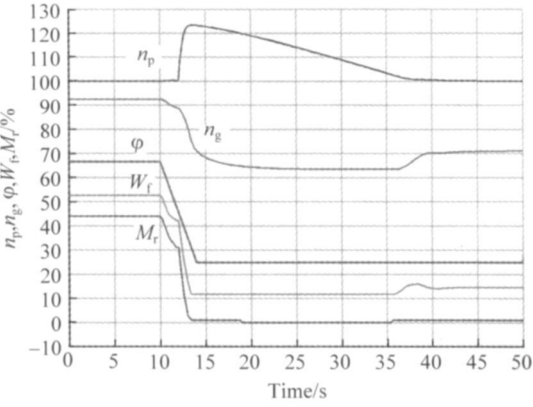


图 7 放宽 n_g 减速率限制值后进入自转过程仿真
($H = 1\text{ km}$, $Ma = 0$)
Fig. 7 Simulation of coming into autorotation with wider limiting value of n_g deceleration
($H = 1\text{ km}$, $Ma = 0$)

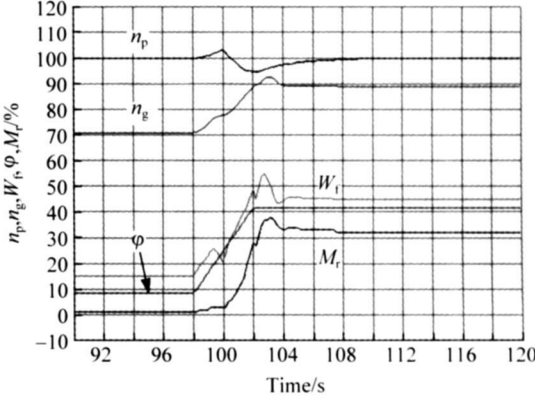


图 9 采用改进控制规律后退出自转过程
($H = 0.5\text{ km}$, $Ma = 0$)
Fig. 9 Simulation of seceding from autorotation with ameliorative control law
($H = 0.5\text{ km}$, $Ma = 0$)

2 中“提前器”的微分系数以增加提前作用量; 在保证足够的喘振裕度前提下适当放宽加、减速率。

对应前面正常控制规律下进入与退出自转仿真时总矩杆的变化状态, 图 8 是在微分系数等于 0.095 以及减速率为 $-20\%/s$ 时空中 1 km 时自转训练的仿真结果。从图中可以看出, 进入自转过程时 n_p 的最大值为 110.6% ; 退出自转的过程, n_p 的超调为 2.8% , 下垂为 4.9% ; 自转状态中因操纵总矩杆带来的扰动量在 1.2% 左右, 由于提前器微分增强了, n_p 的波动量大于正常控制时的幅度。图 9 是在采取与图 8 相同的两个措施后在 0.5 km 退出自转时的仿真结果, n_p 的超调为 3% 、下垂在 5% 左右。

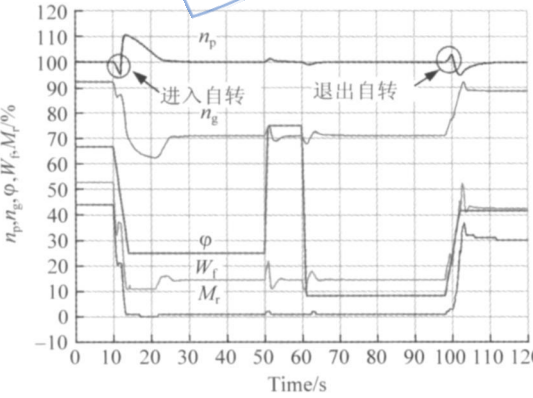


图 8 采用改进控制规律后自转仿真结果
($H = 1\text{ km}$, $Ma = 0$)
Fig. 8 Simulation of autorotation with ameliorative control law
($H = 1\text{ km}$, $Ma = 0$)

总体上看, 改进控制规律后能够满足自转下滑训练过程中对发动机控制的要求, 为了减小进入自转后自由涡轮的波动, 可以增加一个逻辑判断, 当发动机处于自转状态中时, 减少总矩杆位置变化对 n_p 控制的补偿量。

3 结 论

- 1) 仿真了直升机自转下滑训练过程发动机的状态变化, 仿真结果表明采用发动机正常状态下的控制规律不能有效控制自转状态下的发动机。
- 2) 在进入自转和退出自转过程中, 在现有控制规律的基础上, 通过增强动力涡轮转速控制模块中总矩“提前器”的作用和适当放宽速率限制值, 能够基本满足直升机自转下滑训练时对发动机状态控制的要求; 自转状态中为减小总矩杆移动对发动机的影响, 可以减小或取消“提前器”的作用。
- 3) 本文的仿真研究是针对直升机进入自转的某些特定情形开展的, 其它条件下进入自转的控制以及直升机自转下滑时旋翼转速变化对控制的影响将另行研究。

参考文献:

[1] 刘俊强, 伞冶, 王子才. 直升机旋翼自转着陆过程的仿真模型[J]. 计算机仿真, 2000, 17(6): 47.
LIU Junqiang, SAN Ye, WANG Zicai. Simulation model for landing process of a helicopter with rotator self rotating[J]. Journal of Computer Simulation. 2000, 17(6): 47 (in Chinese)

- [2] Bachelder E, Aponso B. An autorotation flight display/director for helicopter training[C]//Proceedings of the SPIE The International Society for Optical Engineering, Orlando, FL, United States[s. n.]: 2003, 5079(1): 370-381.
- [3] Houston S S. Modeling and analysis of helicopter flight mechanics in autorotation[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(4): 675-682.
- [4] Bibik P, Narkiewicz J. Helicopter modeling and optimal control in autorotation[C]//Proceedings of AHS international 64th Annual Forum, Montreal, Canada: AHS, 2008, 2: 986-993.
- [5] 黄开明, 周剑波, 刘杰, 等. 涡轴发动机起动过程的一种气动热力学实时模型[J]. 航空动力学报, 2004, 19(5): 703-707.
HU ANG Kaiming, ZHOU Jianbo, LIU Jie, et al. Thermodynamic model of turboshaft engine starting process[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(5): 703-707. (in Chinese)
- [6] 黄开明, 黄金泉, 刘杰, 等. 基于无迭代解法的航空发动机实时模型[J]. 航空发动机, 2004, 30(2): 35-38.
HU ANG Kaiming, HU ANG Jinquan, LIU Jie, et al. An aeroengine real time model based on non-iterative method[J]. Journal of Aeroengine, 2004, 30(2): 35-38. (in Chinese)
- [7] 黄开明, 黄金泉, 郭腊梅. 涡轴发动机全状态实时气动热力学数值模拟[J]. 航空发动机, 2006, 32(2): 46-49.
HU ANG Kaiming, HU ANG Jinquan, GUO Lamei. Total state real time aerothermodynamics model for turboshaft engine[J]. Journal of Aeroengine, 2006, 32(2): 46-49. (in Chinese)
- [8] 顾永根. 航空发动机设计手册: 第 6 册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.