

涡扇发动机加减速控制规律设计的定状态法

王 荣¹, 周文祥¹, 黄金泉¹, 骆居正¹, 宋启波²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 为便于开展涡扇发动机过渡态控制规律的正向设计, 提出了一种基于模型的定状态控制规律设计方法。通过固定发动机加减速过程中的转速状态量, 逆向求解满足物理约束条件的最优燃油量, 获得发动机最优加减速控制规律。以某涡扇发动机为例, 使用该方法基于部件级模型动态仿真分别设计了发动机过渡态开环油气比控制规律与闭环转子加速度控制规律, 结果表明: 两种控制规律仿真结果基本一致, 满足最短加减速时间的要求, 发动机高、低压转速仿真曲线与设计状态一致, 发动机涡轮出口总温、燃烧室余气系数和喘振裕度等主要参数均未超限, 验证了所提出的涡扇发动机加减速控制规律定状态设计方法的正确性和有效性。

关 键 词: 涡扇发动机; 定状态法; 加减速; 油气比控制; 转子加速度

中图分类号: V235.13

文献标志码: A

Fixed states method of turbofan engine acceleration and deceleration control law design

WANG Rong¹, ZHOU Wenxiang¹, HUANG Jinquan¹, LUO Juzheng¹, SONG Qibo²

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

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

2. Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: In order to facilitate the design of the transition state control law of the turbofan engine, a fixed states method based on the model was proposed. In this method, the speed states were fixed during the engine acceleration and deceleration process, and then the optimal fuel meeting the physical constraints was solved reversely. Finally, the optimal acceleration and deceleration control law was built. Using a turbofan engine as an example, the open-loop fuel ratio and closed-loop n -dot control laws were designed by this method based on component level model. The simulation results showed that the results of two control laws were basically consistent, and also compliant with the requirement of minimum acceleration and deceleration time; the simulation of high and low compressor speed was consistent with the design status and the main parameters of engine, such as turbine outlet total temperature, combustor excess air coefficient, surge margin, didn't exceed the limit. It verified the correctness and effectiveness of the proposed fixed states method of designing turbofan engine acceleration and deceleration control law.

收稿日期: 2022-06-02

基金项目: 国家科技重大专项(2017-V-0004-0054)

作者简介: 王荣(1997—), 男, 硕士生, 主要从事航空发动机建模与控制研究。E-mail: wangron@nuaa.edu.cn

通信作者: 周文祥(1980—), 男, 副教授, 博士, 主要从事航空发动机建模与控制研究。E-mail: zhouwx@nuaa.edu.cn

引用格式: 王荣, 周文祥, 黄金泉, 等. 涡扇发动机加减速控制规律设计的定状态法[J]. 航空动力学报, 2022, 37(12): 2896-2904. WANG Rong, ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan, et al. Fixed states method of turbofan engine acceleration and deceleration control law design[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(12): 2896-2904.

Keywords: turbofan engine; fixed states method; acceleration and deceleration; fuel ratio control; n-dot

航空发动机加减速时间、起动时间等是衡量发动机过渡态性能的重要指标^[1]。为保证发动机在过渡态过程中不超温、不喘振、不熄火,且加减速时间最短,设计一个最优的过渡态控制规律至关重要。针对航空发动机这类强非线性的被控对象,如何方便、准确地设计其过渡态控制规律,对充分发挥发动机的性能潜力具有重要的意义。

当前,设计航空发动机过渡态控制规律的方法主要有两种。一种是从发动机模型外部出发,充分利用整机性能模型,结合带约束的优化算法,离线优化加减速控制规律。这些优化算法包括:约束变尺度法^[2]、序列二次规划法^[3-6]以及遗传算法^[7-8]等,但其存在算法复杂、计算量大且工程应用困难等问题。另一种是从发动机模型内部出发,以求解带约束的动态共同工作方程为基础,对加减速控制规律进行正向设计。陈玉春等^[9-11]在涡喷、涡扇和涡轴发动机稳态性能模型的基础上,引入额外的提取功率来模拟发动机加减速动态过程,从而化“动态”为“稳态”,实现发动机过渡态控制规律进行正向设计,此方法一般被称为“功率提取法”。将发动机过渡态过程“稳定化”的另一种方法是陆军等^[12]提出的“动态稳定法”,该方法通过额外提取所有状态量的变化率,使共同工作方程的偏差趋于零,从而获取最优的过渡态控制规律。但在对含多个状态量的发动机模型进行加减速控制规律设计时,两种方法均无法准确给出状态变量合适的初始值,因此在迭代求解过程,当前迭代状态变量的给定值需要由上一代加减速仿真结果确定。为消除高低压转子转差以及状态量的初始值在设计过程中对发动机动态性能的影响,“功率提取法”与“动态稳定法”设计出的加减速控制规律在正式投入使用前还需要通过多次迭代进行测试及优化,最终满足工程使用需求。除了上述两种带约束的优化方法以外,施洋等^[13]通过改变发动机过渡态模型的自变量,实现了加减速控制规律的优化设计。宋可染等^[14]提出了基于部件法的涡扇发动机加减速显式格式和隐式格式计算方法,该方法可对过渡态开环和闭环控制规律进行设计与验证,但需要根据不同的约束限制更改模型的自变量、控制参数与残差方程,增加了模型的复杂性。孔祥兴等^[15]提出了一种方便实用的航空发动机过渡态控制规律逼近设计方法,

在发动机稳态模型基础上,通过逐渐增加和减少燃油质量流量(下文简称流量)来获得过渡态下的发动机燃油控制规律,其优点是无需单独考虑各物理约束条件,方便直接求解满足物理约束条件的发动机控制输入,但并未考虑高低压转子转差对发动机过渡态性能的影响,且求解加减速过程中的极限燃油流量时,假设涡轮与压气机功率平衡,该假设条件在发动机实际加减速过程中一般不成立。

本文提出一种基于模型的航空发动机加减速控制规律设计新方法——定状态法。这种方法将发动机视为时不变因果系统,通过固定发动机过渡态过程中的高、低压转速状态量,在给定压气机喘振裕度限制、低压涡轮出口温度限制以及燃烧室贫油与富油余气系数限制等条件下,逆向求解发动机的燃油输入量,从而得到发动机加减速开环油气比控制规律与闭环转子加速度控制规律。

1 发动机过渡态数学模型

航空发动机过渡态数学模型是正向设计发动机加减速控制规律的基础,以下以某双转子混合排气加力涡扇发动机为例(见图 1),简要介绍发动机过渡态数学模型的建模方法^[16]。

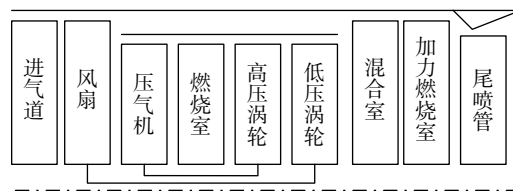


图 1 双转子混排加力涡扇发动机示意图

Fig. 1 Schematic diagram of two-spool turbofan with afterburner

当发动机处于过渡态工况时,各个部件之间需要通过流量、功率匹配来确定其工作状态,因此在计算发动机过渡态性能时需要求解以下非线性共同工作方程组:

$$\dot{m}_{a21} - \dot{m}_{a25} - \dot{m}_{a13} = 0 \quad (1)$$

$$\dot{m}_{g4} - \dot{m}_{a3} - \dot{m}_f = 0 \quad (2)$$

$$\dot{m}_{g45} - \dot{m}_{g44} = 0 \quad (3)$$

$$\dot{m}_{g9} - \dot{m}_{g7} = 0 \quad (4)$$

$$\frac{dn_h}{dt} = \frac{\eta_{mh}P_{ht} - P_{com} - P_{ext}}{n_h J_h \left(\frac{\pi}{30}\right)^2} \quad (5)$$

$$\frac{dn_l}{dt} = \frac{\eta_{ml}P_{lt} - P_{fan}}{n_l J_l \left(\frac{\pi}{30}\right)^2} \quad (6)$$

式中 $\dot{m}$ 表示气体流量(kg/s), t 表示时间(s), J 表示转动惯量(kg·m²), η_{ml} 与 η_{mh} 分别表示低压转子与高压转子机械轴效率, P 表示部件功率(W), P_{ext} 表示附件提取功率, n_l 与 n_h 分别表示低压转子与高压转子转速(r/min), 下标 fan、com、ht 与 lt 分别表示风扇、压气机、高压涡轮与低压涡轮, a 表示空气, g 表示燃气, f 表示燃油, 21 表示风扇出口, 25 表示压气机进口, 13 表示外涵道进口, 3 表示燃烧室进口, 4 代表高压涡轮进口, 44 表示涡轮过渡段出口, 45 表示低压涡轮进口, 7 表示尾喷管进口, 9 表示尾喷管出口。

在求解以上非线性方程组时, 选取两个转速(n_l 、 n_h)以及四个旋转部件的压比(π_{fan} 、 π_{com} 、 π_{ht} 、 π_{lt})作为初猜变量, 以牛顿-拉弗森迭代的方法进行求解。

2 发动机加减速控制规律求解

2.1 加减速控制规律

发动机加减速控制规律主要有两种形式, 一种是从燃油流量与剩余功率的角度出发^[17], 以式(7)的开环控制规律形式给出, 其优点为 $\dot{m}_f/p_{t3}$ 可间接反映发动机涡轮前总温的大小, 既有利于防止燃烧室熄火, 也有利于压气机防喘与退喘。另一种是从式(8)角度出发^[18-19], 在加减速过程中对发动机转子加速率 $\dot{n}$ 进行闭环控制, 这种控制规律的优点是可以直接控制发动机的加减速过渡态时间, 确保同一型号的多台发动机之间不会因个体差异、性能退化等原因而影响其过渡态性能。

$$\dot{m}_f/p_{t3} = f_1(n_h) \quad (7)$$

式中 p_{t3} 为压气机出口总压。

$$dn_h/dt = f_2(n_h) \quad (8)$$

2.2 基本原理

若将航空发动机视为时不变因果系统, 当前时刻的输出仅取决于过去不同时刻的输入和当前时刻的输入, 将过去多个不同时刻的输入对发动机的影响用当前时刻的状态概括后, 采用部件级建模中的改进欧拉法^[1]对模型进行离散化, 离散时间步长为 20 ms, 离散化后的状态-输入-输出方

程如式(9)所示^[20]。

$$\begin{cases} x(k+1) = f(x(k), u(k)) \\ y(k) = g(x(k), u(k)) \end{cases} \quad k \geq k_0 \quad (9)$$

式中 x 为发动机的状态, u 为发动机的输入, y 为发动机的输出, k_0 为初始时刻。

由式(9)可知, 发动机 k 时刻的输出 $y(k)$ 由 k 时刻的状态 $x(k)$ 和输入 $u(k)$ 共同决定。在第 k 个动态仿真步长内, 通过固定状态量 $x(k)$, 可以将发动机第 k 个过渡态过程完整地固定下来, 第 k 时刻不同的发动机输入 $u(k)$ 对应不同的输出 $y(k)$, 通过离线优化, 选取合适的输入 $u(k)$ 可以得到满足约束条件的输出 $y(k)$, 然后使用状态 $x(k)$ 和输入 $u(k)$ 更新 $k+1$ 时刻的状态 $x(k+1)$, 通过优化各个时刻下的输入 $u(k)$, $k=1, 2, \dots$, 即可得到期望的 $y(k)$, $k=1, 2, \dots$, 输出序列。

定状态法的基本思想是: 假定在 k 时刻, 发动机两个状态量低压转速 $n_l(k)$ 与高压转速 $n_h(k)$ 已由 $k-1$ 时刻确定, 根据期望的发动机输出 $y(k)$ 可逆向求解发动机控制输入燃油流量 $\dot{m}_f(k)$, 同时根据式(9)由 $n_l(k)$ 、 $n_h(k)$ 与 $\dot{m}_f(k)$ 更新 $k+1$ 时刻的状态量 $n_l(k+1)$ 、 $n_h(k+1)$, 这就保证了各时刻高低压转子转差 $\Delta n(k)$ 变化曲线在加减速正向设计时与过渡态仿真验证完全相同, 在设计结束后无需对加减速控制规律进行进一步的迭代修正。

因为定状态法在 k 时刻固定了发动机过渡态过程中的状态量 $n_l(k)$ 、 $n_h(k)$, 此时发动机的输出 $y(k)$ 只由发动机 k 时刻输入 $\dot{m}_f(k)$ 唯一确定, 因此在求解各个时刻满足物理约束条件的最优控制输入 $\dot{m}_f(k)$ 时也更加简单。

基于发动机动态性能模型, 采用定状态法进行发动机控制规律正向设计时, 模型的初猜值变量组合如表 1 中的组合(1)所示, 超限保护监视参数主要包括燃烧室余气系数 α 、低压涡轮出口总温 T_{t6} 、风扇喘振裕度 S_{mf} 、压气机喘振裕度 S_{mc} 等。而国内针对控制规律设计的其他算法, 如过渡态显式算法^[14]的初猜值变量设定为表 1 中的组合(2)~(5)所示, 需要根据加减速过程中不同的超限保护约束参数改变初猜变量组, 其监视参数单一。与过渡态显式算法相比, 定状态法只需在发动机动态模型中额外增加对状态量 $n_l(k)$ 和 $n_h(k)$ 的保存即可, 在求解 $\dot{m}_f(k)$ 时更加方便, 因而其具有模型源代码改动量少、设计效率高的优点。本文在逆向求解 $\dot{m}_f(k)$ 时使用二分法, 算法简单, 易于实现。

表 1 定状态法与过渡态显式算法中的变量设定

Table 1 Set of variables in fixed states method and explicit method

组合	方法	固定参数	初猜变量组	监视参数
(1)	定状态法	$[n_l, n_h]$	$[\pi_{fan}, \pi_{com}, \pi_{ht}, \pi_{lt}]$	$\alpha, T_{t6}, S_{mf}, S_{mc}$
(2)	过渡态显式算法	$[n_l, n_h, \alpha]$	$[\pi_{fan}, \pi_{com}, \pi_{ht}, \pi_{lt}]$	α
(3)	过渡态显式算法	$[n_l, n_h, T_{t6}]$	$[\pi_{fan}, \pi_{com}, \pi_{ht}, \pi_{lt}]$	T_{t6}
(4)	过渡态显式算法	$[n_l, n_h, \pi_{fan}]$	$[\pi_{com}, \pi_{ht}, \pi_{lt}, \dot{m}_f]$	S_{mf}
(5)	过渡态显式算法	$[n_l, n_h, \pi_{com}]$	$[\pi_{fan}, \pi_{ht}, \pi_{lt}, \dot{m}_f]$	S_{mc}

2.3 考虑物理约束限制的控制规律设计流程

发动机在加减速过程中, 容易出现涡轮出口温度超温、燃烧室余气系数过大或过小而熄火、转子加速度太大而喘振等问题, 所以在发动机加减速过程中需要重点考虑以下物理约束限制:

$$\begin{cases} \alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max} \\ T_{t6} \leq T_{t6\max} \\ S_{mc} \geq S_{mc\min} \end{cases} \quad (10)$$

式中下标 max 和 min 分别表示最大值和最小值。

发动机加减速控制规律设计流程如图 2 所示。在 k 时刻, 由 $\dot{m}_f(k-1)$ 与执行机构燃油流量变化限制 $\Delta\dot{m}_{lim}$ 计算出初始燃油流量变化范围 $\dot{m}_{th}^1(k)$ 与 $\dot{m}_{n}^1(k)$, 如式 (11) 所示。本文假定在整个加减速过程中 $\Delta\dot{m}_{lim}$ 为常数, 接着使用二分法计算出 $\dot{m}_{fm}^i(k)$, 代入到发动机动态模型中仿真。若涡轮出口总温、燃烧室余气系数、压气机喘振裕度等

限制参数均未达到物理约束限制, 则采用二分法更新 $\dot{m}_{th}^i(k)$ 与 $\dot{m}_{n}^i(k)$ 继续寻找合适的 $\dot{m}_{fm}^i(k)$, 直至得到 k 时刻的最优燃油流量 $\dot{m}_f(k)$ 以及下一时刻的状态 $x(k+1)$, 这里的最优燃油流量 $\dot{m}_f(k)$ 是指在当前 k 时刻发动机刚好有至少一个限制参数达到物理约束限制。

$$\begin{cases} \dot{m}_{th}^1(k) = \dot{m}_f(k-1) + \Delta\dot{m}_{lim} \\ \dot{m}_{n}^1(k) = \dot{m}_f(k-1) - \Delta\dot{m}_{lim} \end{cases} \quad (11)$$

式中 $\dot{m}_{th}^1(k)$ 与 $\dot{m}_{n}^1(k)$ 分别表示 k 时刻采用二分法第 1 次迭代更新后的燃油流量上、下限。

以加速过程为例介绍 $\dot{m}_{th}^i(k)$ 与 $\dot{m}_{n}^i(k)$ 的更新规则。若满足式 (12) 发动机物理约束限制条件则以式 (13) 更新 $\dot{m}_{th}^i(k)$ 与 $\dot{m}_{n}^i(k)$, 否则以式 (14) 更新。

$$\begin{cases} \alpha > \alpha_{\min} \\ T_{t6} < T_{t6\max} \\ S_{mc} > S_{mc\min} \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} \dot{m}_{th}^i(k) = \dot{m}_{fm}^{i-1}(k) \\ \dot{m}_{n}^i(k) = \dot{m}_{th}^{i-1}(k) \end{cases} \quad (13)$$

式中 $\dot{m}_{th}^i(k)$ 与 $\dot{m}_{n}^i(k)$ 分别表示 k 时刻第 i 次迭代的燃油流量上限与下限。

$$\begin{cases} \dot{m}_{th}^i(k) = \dot{m}_{fm}^{i-1}(k) \\ \dot{m}_{n}^i(k) = \dot{m}_{n}^{i-1}(k) \end{cases} \quad (14)$$

设计流程结束后, 若将发动机主燃油流量 $\dot{m}_f$ 、压气机出口总压 p_{t3} 以及高压转速 n_h 数据进行整理, 即可得到加减速开环油气比控制规律 (式 (7))。若将发动机高压转子加速率 $\dot{n}_h$ 以及高压转速 n_h 进行整理, 即可得到发动机加减速闭环 $\dot{n}$ 控制规律 (式 (8))。

2.4 闭环转子加速度控制规律验证

在发动机加减速油气比控制规律设计完成之后, 可以通过将此控制规律以开环的形式输入到发动机模型中, 通过分析发动机模型加减速过程的动态输出参数来验证此控制规律是否设计合理。而利用定状态法得到闭环加速度控制规律之后, 无法直接将转子加速度控制规律作为发动机模型的输入量, 通过动态仿真进行验证, 此时需要将

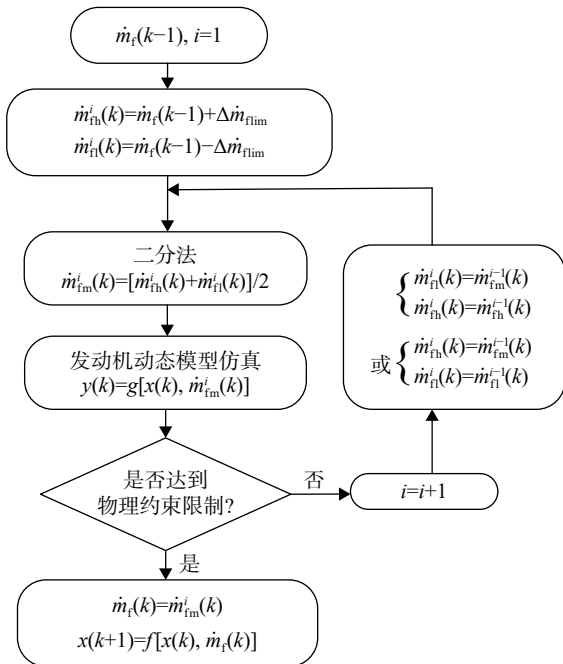


图 2 加减速控制规律设计流程图

Fig. 2 Flowchart of designing control law for acceleration and deceleration

定状态法流程中的判断条件更改为是否达到闭环转子加速度, 利用模型反算出燃油流量, 进而验证闭环加速度控制规律的合理性。图 3 给出了闭环转子加速度控制规律验证流程图。

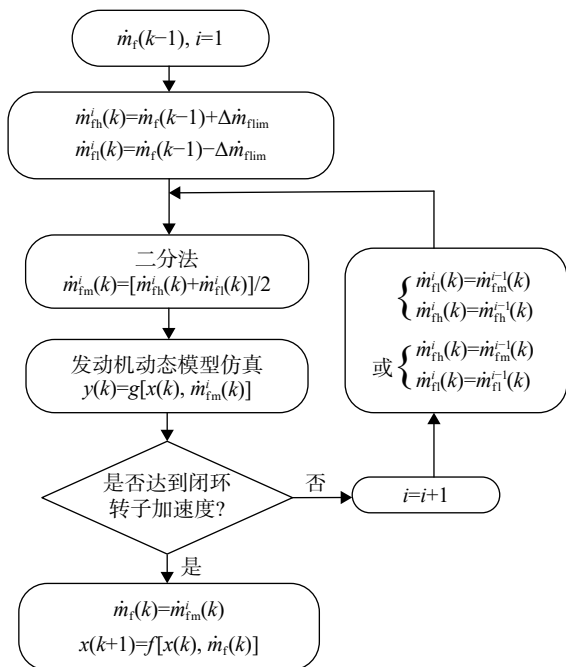


图 3 闭环转子加速度控制规律验证流程图

Fig. 3 Flowchart of verification of $\dot{n}$ control law

3 算例分析

在使用定状态法进行加减速控制规律的设计时, 需要明确加减速过程中的限制约束条件、状态量和其他控制量(如尾喷管面积)的变化规律。本文以双转子混排加力涡扇发动机在地面标准大气条件(高度 $H=0$, 马赫数 $Ma=0$)下从慢车到中间状态, 即高压转子转速从 68% 到 100% 为例, 设计发动机加速过程的开环油气比供油规律以及闭环转子加速度控制规律。

设计过程中限制参数需要满足的发动机物理约束条件为: 燃烧室余气系数 $\alpha \geq 1.6$, 低压涡轮出口总温 $T_{16} \leq 1200$ K, 压气机喘振裕度分别设置 $S_{mc} \geq 15\%$ 与 $S_{mc} \geq 20\%$, 执行机构对燃油流量速率限制为 1.75 kg/s^2 。在加速过程中, 尾喷管喉道面积 A_8 采用随高压转速变化的开环控制规律如图 4 所示, 状态量选择 n_l 和 n_h 。

以 80% 高压转速为例, 使用二分法进行控制规律设计时, 最优燃油流量计算迭代过程如图 5(a) 所示。通过二分法多次调节燃油流量, 发动机压缩部件喘振裕度最先达到预期的约束限制; 使用二分法进行闭环转子加速度控制规律验证, 最优

燃油流量计算迭代过程如图 5(b) 所示, 由图可见, 经过大约 6 次的迭代计算后, 发动机达到了预期的转子加速度。从图 5(a) 和图 5(b) 可见, 两种控

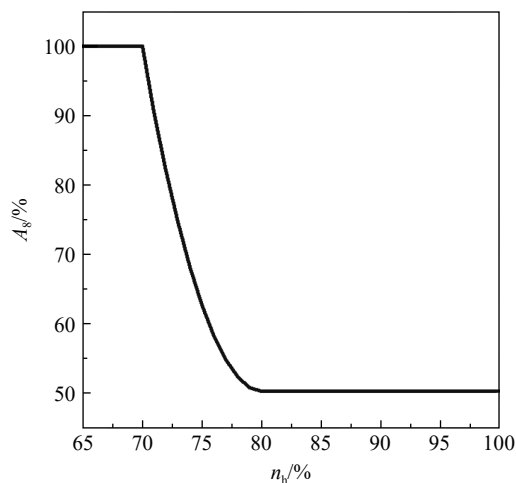
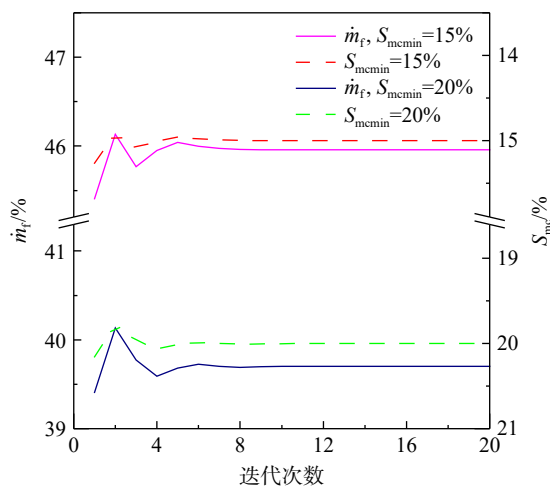
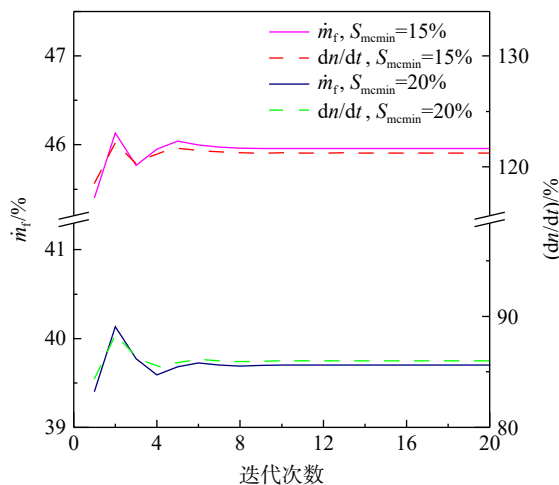


图 4 A_8 开环控制规律

Fig. 4 Open-loop law of A_8



(a) 加减速开环油气比控制规律设计过程



(b) 闭环转子加速度控制规律验证过程

图 5 二分法迭代过程($n_h=80\%$)

Fig. 5 Iterative process of dichotomy ($n_h=80\%$)

制规律对应的燃油流量是完全相同的。

根据燃油流量、压气机出口总压和高压转速的关系得到的开环油气比控制规律如图 6(a)和

图 6(c)所示, 根据高压转子加速度和高压转速的关系得到的闭环转子加速度控制规律如图 6(b)和图 6(d)所示。

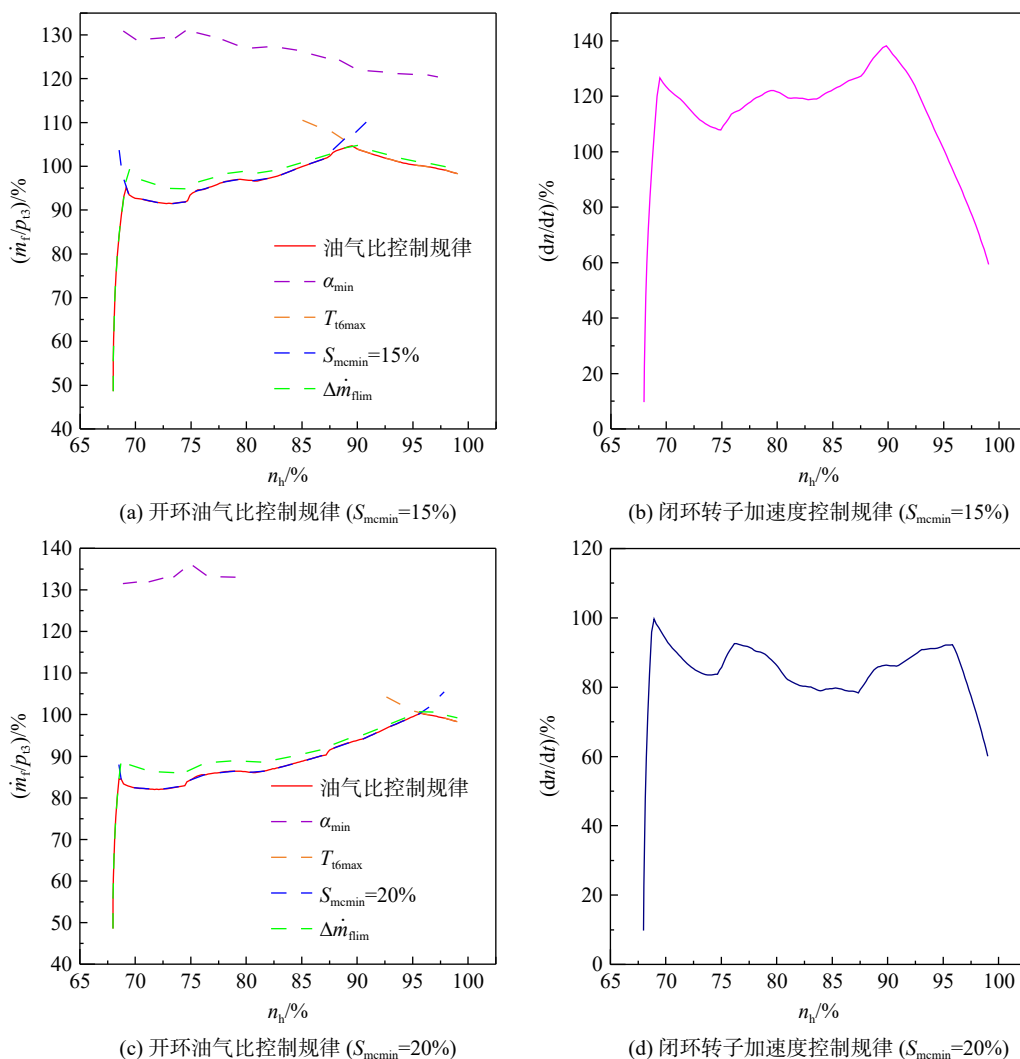


图 6 发动机加速控制规律设计结果

Fig. 6 Result of turbofan acceleration control law design

将开环油气比控制规律作为输入, 得到发动机加速过程中高压转速、燃烧室余气系数、低压涡轮出口总温、压气机动态工作线及喘振裕度等参数动态变化曲线如图 7 所示。当压气机喘振裕度设定为不低于 15% 时, 加速过程中, 发动机燃烧室余气系数全程无超限, 在 0~0.22 s, 发动机燃油流量受燃油加速率限制, 从 0~0.22 s(A 点)燃油流量线性增加, 随后发动机在 0.22 s(A 点)和 1.68 s(B 点)之间紧贴压气机喘振裕度限制边界线工作, 在 1.68 s(B 点)和 1.8 s(C 点)燃油流量受燃油加速率限制, 在 1.8 s(C 点)和 2.66 s(D 点)之间发动机紧贴低压涡轮出口总温限制边界线工作, 之后发动机进入中间状态转速闭环控制阶段,

全程未触发超限保护控制逻辑。综上所述, 本次加速过程发动机全程沿着最优加速工作线工作, 是综合考虑燃油流量变化率限制、燃烧室稳定燃烧边界、低压涡轮出口总温限制以及压气机喘振裕度限制的最优加速动态过程, 所获得的不同时刻的燃油流量控制输入是在给定喷口面积开环调节规律(图 4)的前提下, 所能获得的理论最优加速供油曲线, 在此基础上, 设计出的开环油气比控制规律和闭环转子加速度控制规律是实现发动机最快加速的最优控制规律。

同理, 当压气机喘振裕度设定为不低于 20% 时, 加速过程中, 发动机燃烧室余气系数全程无超限, 在 0~0.18 s(A' 点)之间, 发动机燃油流量受

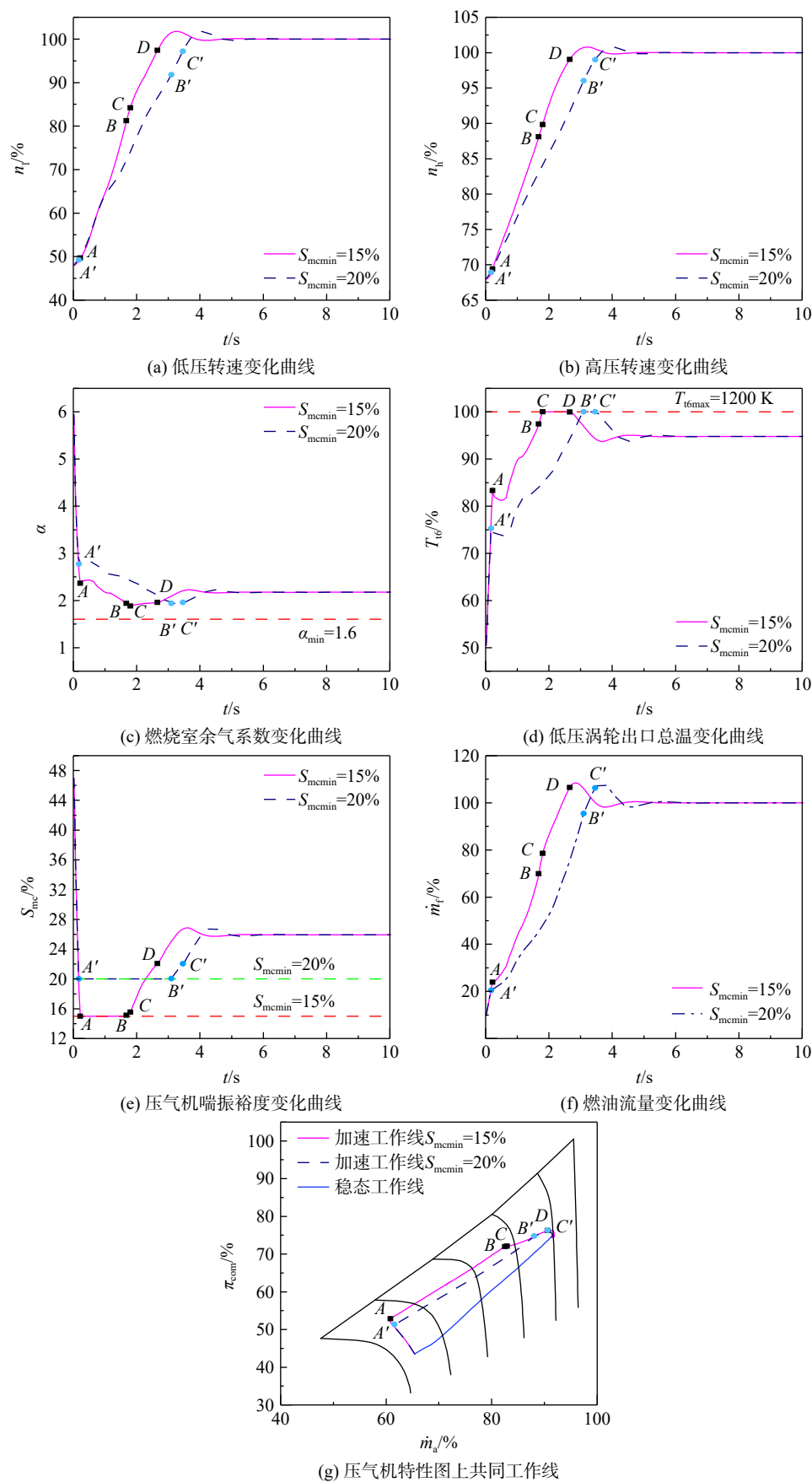


图 7 在开环控制规律下发动机加速过程主要参数变化曲线

Fig. 7 Change of main parameters during acceleration in open-loop law

燃油加速率限制, 燃油流量线性增加。随后发动机在 0.18 s(A'点)和 3.1 s(B'点)之间紧贴压气机喘振裕度限制边界线工作, 在 3.1 s(B'点)和 3.46 s(C'点)之间发动机紧贴低压涡轮出口总温限制边界线工作, 之后发动机进入中间状态转速闭环控制阶段, 全程未触发超限保护控制逻辑。

随后, 将得到的闭环转子加速度控制规律代入到发动机闭环仿真模型中进行验证, 结果如图 8 所示, 图中 e 为两种控制规律下的仿真误差。两种控制规律下, 发动机在加速过程中高压转速、

低压涡轮出口总温以及压气机喘振裕度动态仿真曲线几乎完全一致, 可见, 基于定状态法设计出的发动机闭环转子加速度控制规律, 其仿真结果与开环油气比加速控制规律高度吻合, 两种控制规律从本质上讲是一致的, 均可以确保发动机以最快的速度完成加速过程, 仿真结果几乎复现了设计状态发动机的动态响应过程, 两种加速控制规律地实现了一次设计即成功, 无需多次迭代优化设计。

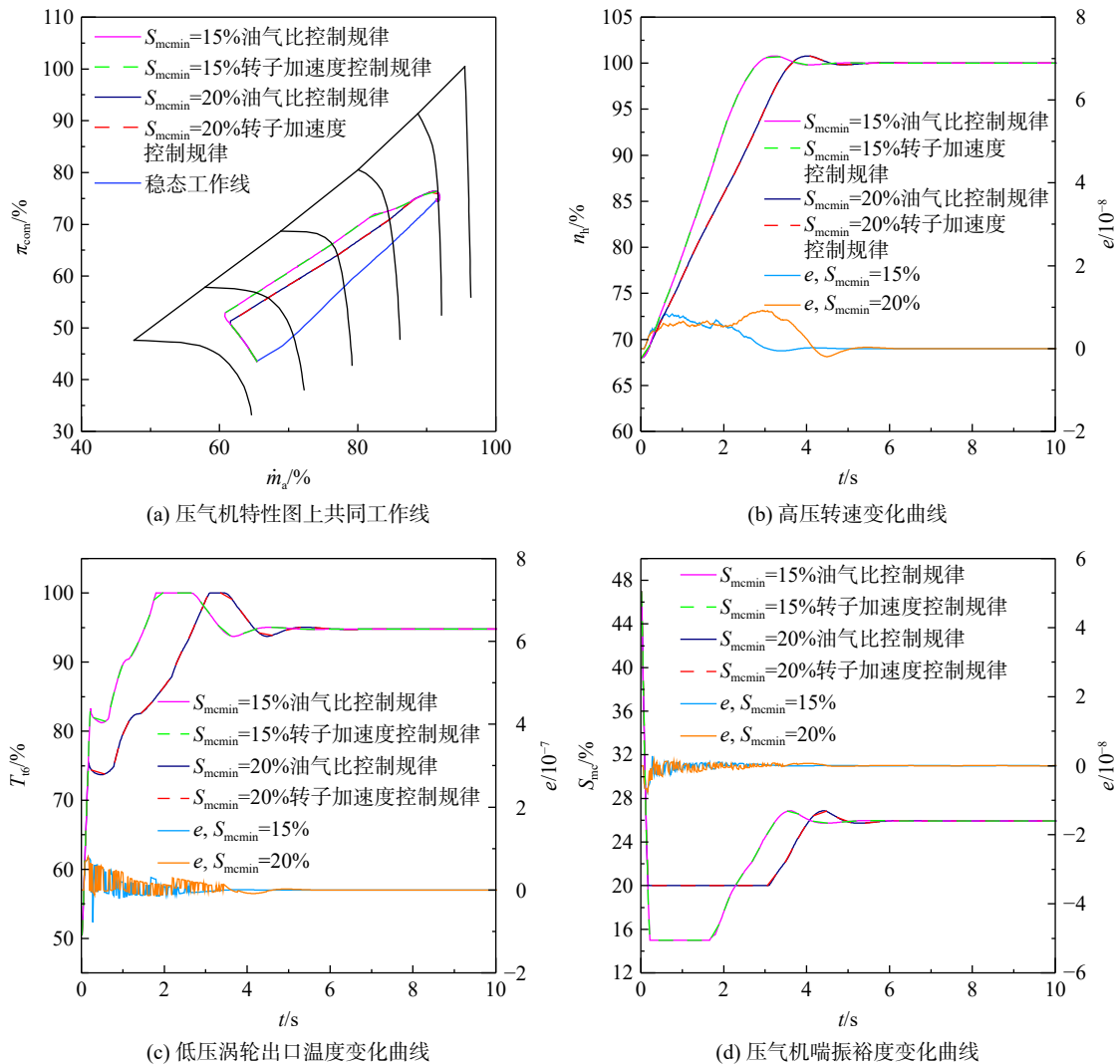


图 8 闭环转子加速度控制规律验证

Fig. 8 Result of $\dot{n}$ control law

4 结 论

本文系统地研究了基于非线性部件级动态模型的涡扇发动机加减速控制规律设计方法, 实现了涡扇发动机慢车以上加减速开环油气比控制规律及闭环转子加速度控制规律的正向设计, 具体

工作如下:

1) 提出了一种基于整机动态性能模型的涡扇发动机慢车以上加减速控制规律定状态设计方法, 通过保持单个计算步长内低压转速和高压转速状态量不变, 反算出当前时刻满足物理限制约束条件的最优燃油流量, 在此基础上, 获得慢车

以上对应不同高压转速的开环油气比控制规律和闭环转子加速度控制规律,通过仿真验证了该方法的正确性和有效性。

2) 定状态法基于发动机闭环动态模型而非稳态模型,针对动态过程各个时刻,同时固定高压转速与低压转速两个状态量,在确保发动机燃烧室不熄火、压缩部件不喘振、涡轮部件不超温、燃油变化率不超限的前提下,通过“二分法”快速试探求解出加减速过程中各个时刻的最优供油量,最终获得加减速过程中对应不同高压转速的开环油气比和转子加速度,可一次完成发动机加减速两种典型控制规律的设计,具有算法简单、易于实现的优点。

本文采用定状态法设计涡扇发动机慢车以上加减速控制规律时,为简化计算,省略了风扇喘振裕度边界、压气机出口总压限制、燃油流量调节范围等约束条件,在开展工程化控制规律设计时,建议全面包含发动机在加减速过渡态过程中的所有限制约束条件。

所提出的定状态控制规律设计方法适用性强,未来经适当改进,可进一步推广应用于涡喷、涡轴和涡桨等其他类型的航空发动机控制规律设计。

参考文献:

- [1] 黄金泉, 张天宏, 叶志锋, 等. 现代航空动力装置控制[M]. 北京: 航空工业出版社, 2018.
- [2] 王旭, 梁钧襄. 有约束的航空发动机加速最优控制[J]. 航空学报, 1992, 13(4): 144-150.
WANG Xu, LIANG Junxiang. Study on optimal acceleration control of constrained jet engine based on nonlinear programming[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1992, 13(4): 144-150. (in Chinese)
- [3] 陈光明, 樊丁. SQP方法在航空发动机加速过程控制中的应用研究[J]. 航空动力学报, 1999, 14(3): 313-316.
CHEN Guangming, FAN Ding. Application of SQP to acceleration control of turbofan engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1999, 14(3): 313-316. (in Chinese)
- [4] 杨坤, 谢寿生, 谢锋. SQP方法在航空发动机加速寻优控制中的应用[J]. 光电与控制, 2007, 14(1): 106-111.
YANG Kun, XIE Shousheng, XIE Feng. Optimum acceleration performance seeking control of aeroengine based on SQP[J]. *Electronics Optics and Control*, 2007, 14(1): 106-111. (in Chinese)
- [5] 倪斌斌. 航空动力装置建模与过渡态控制规律研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
NI Binbin. Research on aircraft power plant model design and transition control law[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [6] 胡欢. 基于SQP方法的航空发动机过渡态最优控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
HU Huan. Transient control of aeroengine based on SQP method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [7] 时瑞军, 樊思齐. 基于遗传算法的涡扇发动机多变量加速寻优控制[J]. 推进技术, 2003, 24(4): 357-360.
SHI Ruijun, FAN Siqi. Optimal acceleration control of turbofan engine with genetic algorithm[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(4): 357-360. (in Chinese)
- [8] 时培燕, 蔡林峰, 郭江维, 等. 基于GA-SQP的航空发动机加速寻优控制[J]. 计算机与现代化, 2014(1): 62-66.
SHI Peiyan, GUO Linfeng, GUO Jiangwei, et al. Optimal control of aeroengine acceleration process based on GA-SQP[J]. *Computer and Modernization*, 2014(1): 62-66. (in Chinese)
- [9] 陈玉春, 刘振德, 袁宁, 等. 一种涡轮发动机加速控制规律设计的新方法[J]. 航空学报, 2008, 29(2): 327-332.
CHEN Yuchun, LIU Zhende, YUAN Ning, et al. A new method of acceleration control law design for turbine engines[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(2): 327-332. (in Chinese)
- [10] 陈玉春, 徐思远, 刘振德, 等. 涡扇发动机加减速控制规律设计的功率提取法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 867-874.
CHEN Yuchun, XU Siyuan, LIU Zhende, et al. Power extraction method for acceleration and deceleration control law design of turbofan engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(4): 867-874. (in Chinese)
- [11] 贾琳渊, 陈玉春, 赵强. 涡轴发动机闭环过渡态控制规律设计[J]. 航空科学技术, 2012(1): 70-73.
JIA Linyuan, CHEN Yuchun, ZHAO Qiang. Research on closed loop transient control law of turboshaft engine[J]. *Aeronautical Science and Technology*, 2012(1): 70-73. (in Chinese)
- [12] 陆军, 郭迎清, 王磊. 航空发动机过渡态最优控制规律设计的新方法[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8): 1914-1920.
LU Jun, GUO Yingqing, WANG Lei. A new method for designing optimal control law of aeroengine in transient states[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(8): 1914-1920. (in Chinese)
- [13] 施洋, 屠秋野, 蔡元虎, 等. 燃气涡轮发动机加减速控制计划最优设计方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(11): 2567-2571.
SHI Yang, TU Qiuye, CAI Yuanhu, et al. Optimum design method of acceleration and deceleration control schedule for gas turbine engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(11): 2567-2571. (in Chinese)
- [14] 宋可染, 陈玉春, 贾琳渊, 等. 涡扇发动机加减速特性显式与隐式计算方法[J]. 推进技术, 2021, 42(10): 2169-2176.
SONG Keran, CHEN Yuchun, JIA Linyuan, et al. Explicit and implicit methods to calculate acceleration and deceleration performance of turbofan engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(10): 2169-2176. (in Chinese)
- [15] KONG Xiangxing, WANG Xi, TAN Daoliang, et al. An extrapolation approach for aeroengine's transient control law design[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, 26(5): 1106-1113.
- [16] 周文祥. 航空发动机及控制系统建模与面向对象的仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
ZHOU Wenxiang. Research on object-oriented modeling and simulation for aeroengine and control system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [17] SPANG III H A, BROWN H. Control of jet engines[J]. *Control Engineering Practice*, 1999, 7: 1043-1059.
- [18] CSANK J, MAY R D, LITT J S, et al. Control design for a generic commercial aircraft engine[R]. Reston, US: 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2010.
- [19] 孙健国, 李秋红, 杨刚, 等. 航空燃气涡轮发动机控制[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014.
- [20] CHEN C T. Linear system theory and design[M]. New York: Oxford University Press, 2012.

(编辑: 秦理曼)