

基于 H_∞ 回路成形的变循环发动机多变量控制

刘露杨¹, 郭迎清¹, 杨闻浩¹, 刘严严²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129; 2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 为了进一步提升变循环发动机的性能, 针对 3 输入 3 输出变循环发动机模型, 利用相对增益矩阵(RGA)分析了发动机内部的耦合性; 采用基于目标函数的 2 自由度 H_∞ 回路成形法设计了多变量控制器, 并与传统单变量 PI 方法做了对比。仿真结果表明: 多变量控制系统具有良好的扰动抑制能力和跟踪性能, 且能够顺利实现模态转换; 与单变量方法相比, 在同等的穿越频率及相位裕度约束下, n_1 回路阶跃响应的超调量减小了 95.3%、调节时间缩短了 51.5%; π_e 回路的最大偏移量减小了 89.69%、调节时间缩短了 27.4%。表明多变量方法可以对变循环发动机进行有效控制且在跟踪控制过程中的性能更优, 可以显著提升变循环发动机的性能。

关键词: 变循环发动机; 多变量控制; H_∞ 回路成形法; 相对增益矩阵

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.01.020

Multivariable Control of Variable Cycle Engine Based on H_∞ -Infinity Loop Shaping

LIU Lu-yang¹, GUO Ying-qing¹, YANG Wen-hao¹, LIU Yan-yan²

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to further improve the performance of the variable cycle engine, the relative gain matrix (RGA) was used to analyze the internal coupling of the 3-input 3-output variable cycle engine model. The multivariable controller was designed by using the two-degrees-of-freedom H_∞ -infinity loop shaping method based on the objective function and compared with the traditional single variable PI method. The simulation results show that the multivariable control system has good disturbance rejection ability and tracking performance, and can successfully realize modal transition. Compared with the single variable method, under the same crossover frequency and phase margin constraints, the overshoot of the n_1 loop step response is reduced by 95.3% and the settling time is shortened by 51.5%. The maximum offset of π_e loop is reduced by 89.69% and the settling time is shortened by 27.4%. It shows that the multivariable method can effectively control the variable cycle engine and performs better in the tracking control process, which can significantly improve the performance of the variable cycle engine.

Key words: variable cycle engine ; multivariable control ; H_∞ -infinity loop shaping method ; relative gain matrix

0 引言

变循环发动机属于复杂、强非线性、多变量、时变的系统, 可以根据不同任务需求改变当前发动机工作模态以提升发动机性能; 然而发动机性能的提升是以增加控制变量为代价来实现的, 随着变量的增多, 系统的耦合性更加明显, 对于具有众多可调变量的发动机系统, 各变量间只有相互协调配合才能使发动机发挥出整体的优势。目前的发动机多变量控制主要采

用比例积分(Proportional Integral, PI)控制, 还不能完全解决回路间的耦合, 因此采用先进的多变量控制方法对于提升变循环发动机性能具有重要意义。

针对发动机多变量控制, 国内外已经开展了大量研究。比较成功的多变量控制方法主要有线性二次型(Linear Quadratic Regulator, LQR)控制、 H_∞ 控制、 μ 综合以及自适应控制等^[1-2]。Szuch 等^[3]早在 20 世纪 70 年代初就对 F100 发动机开展了 LQR 多变量控制技术研究, 为了保证控制精度和发动机的最佳性能, 共选

收稿日期: 2021-03-15 基金项目: 国家科技重大专项(J2019V-0003)资助

作者简介: 刘露杨(1996), 男, 硕士, 研究方向为航空发动机多变量控制; E-mail: mliuluyang@mail.nwpu.edu.cn。

引用格式: 刘露杨, 郭迎清, 杨闻浩, 等. 基于 H_∞ 回路成形的变循环发动机多变量控制[J]. 航空发动机, 2023, 49(1): 139-144. LIU Luyang, GUO Yingqing, YANG Wenhao, et al. Multivariable control of variable cycle engine based on H_∞ -infinity loop shaping[J]. Aeroengine, 2023, 49(1): 139-144.

择了5个控制量用于发动机闭环控制;Shutler等^[4]针对F120变循环发动机使用了3个闭环控制量、5个开环控制量用于多变量鲁棒控制技术研究,闭环控制量中还包括了可变的涵道比;王海泉等^[5]针对航空发动机多变量鲁棒控制器设计问题,深入研究了混合灵敏度 H_∞ 方法、 H_∞ 回路成形法等,并进行了半物理仿真试验;何凤林等^[6]采用基于改进的非支配序自组织迁移(Non-dominant Sorting Self-organizing Migration Algorithm, NS-SOMA)多目标优化算法实现了3变量变循环发动机的解耦控制。

为了进一步提升变循环发动机的性能,需对其多变量控制技术做进一步研究。本文利用3输入3输出变循环发动机线性化数学模型^[7],采用相对增益矩阵(Relative Gain Array, RGA)方法^[8]分析了发动机内部的耦合性,设计了基于目标回路的2自由度 H_∞ 回路成形的多变量控制系统,并与传统的基于PI的单变量控制方法进行了对比。

1 变循环发动机简介

1.1 3涵道变循环发动机基本原理

本研究采用了典型的带核心机驱动风扇级(Core Driven Fan Stage, CDFS)的变循环发动机,其基本原理如图1所示。该发动机共有9个可调变量,分别为燃油流量 W_f 、尾喷管喉部面积 A_8 、3个可变涵道引射器面积 $A_{VAB1} \sim A_{VAB3}$ 、风扇可调静子角度 α_1 、CDFS可调静子角度 α_2 、高压压气机可调静子角度 α_3 和低压涡轮可调静子角度 α_4 。发动机的具体原理详见文献[9~10]。

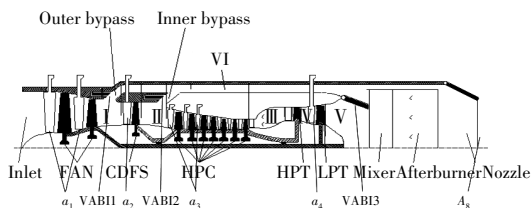


图1 3涵道变循环发动机基本原理

该发动机共有2种工作模式:在亚声速巡航等低功率状态下以双外涵模式工作, $A_{VAB1} \sim A_{VAB2}$ 均开到最大,发动机具有较大的涵道比 B 和较低的单位燃油消耗率 f ;在超声速巡航等大功率状态下以单外涵模式工作, A_{VAB1} 关闭、 A_{VAB2} 关小,更多的气流进入核心机,同时 α_2 、 α_3 开大以适应增加的气流, α_4 也开大,使高压涡轮的功率相应提高,此时发动机具有较小的 B 和较大的推力 F_N 。

1.2 发动机变量的选择及线性化

以双外涵模式下的变循环发动机模型为例分析多变量控制的优劣,其中控制规律选择为使用 W_f 、 A_8 和 A_{VAB3} 来控制低压转子转速 n_1 、发动机压比 π_e 和混合室入口内外涵气流压比 π_m ,即

$$\begin{cases} W_f \rightarrow n_1 = \text{const} \\ A_8 \rightarrow \pi_e = \text{const} \\ A_{VAB3} \rightarrow \pi_m = \text{const} \end{cases} \quad (1)$$

定义状态变量分别为 n_1 、高压转子转速 n_2 、涡轮前总温 T_{t4} 和涡轮入口总压 P_{t4} 。采用线性拟合法,在高度 $H=0$ 、马赫数 $Ma=0$ 的飞行条件下实施线性化,得到设计点的归一化线性模型

$$\begin{cases} \bar{x} = \begin{bmatrix} -40.9 & 24.1 & -4 & 24 \\ 292.6 & -285.2 & 72.0 & -177.4 \\ 2.8 & -2.1 & -1.0 & -0.6 \\ 0.4 & -0.5 & 0.1 & -1 \end{bmatrix} \bar{x} + \begin{bmatrix} 8.7 & 8 & -6.5 \\ -25.9 & -185.6 & 52.1 \\ 0 & -0.3 & 0.3 \\ 0.2 & -0.2 & 0.1 \end{bmatrix} \bar{u} \\ \bar{y} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0.6 & 1.1 & -0.2 & -0.2 \\ -0.4 & -0.2 & 1.1 & -1.7 \end{bmatrix} \bar{x} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -0.3 & 0.3 & 0 \\ 0.1 & -0.1 & -0.2 \end{bmatrix} \bar{u} \end{cases} \quad (2)$$

并将式(2)记为 $G(s)$ 。归一化后的输入、状态、输出变量分别为

$$\bar{u} = \begin{bmatrix} \overline{W_f} \\ \overline{A_8} \\ \overline{A_{VAB3}} \end{bmatrix}, \quad \bar{x} = \begin{bmatrix} \overline{n_1} \\ \overline{n_2} \\ \overline{T_{t4}} \\ \overline{P_{t4}} \end{bmatrix}, \quad \bar{y} = \begin{bmatrix} \overline{n_1} \\ \overline{\pi_e} \\ \overline{\pi_m} \end{bmatrix}$$

1.3 发动机耦合性分析

在发动机控制过程中,若采用多个单变量控制器独立工作的方式,则系统会不可避免地受到发动机内部耦合作用的影响,例如:单独调节 W_f 时,3个被控变量都会受到影响;此外,对任意1个被控变量,例如 n_1 ,3个控制变量对其均有一定的控制作用。因此,在评估单变量控制是否可行时,应当首先分析发动机的耦合性。使用以频率为自变量的RGA矩阵可以衡量多变量系统各回路的耦合作用,RGA矩阵的定义为

$$\Lambda[G(j\omega)] \triangleq G(j\omega) \times [G^{-1}(j\omega)]^T \quad (3)$$

式中:“ $\times$ ”表示元素间的乘积(Schur乘积)。

RGA矩阵中所有的行和列之和均为1,且第 i 行第 j 列元素 λ_{ij} 表示的是第 j 个控制量对第 i 个被控量的交互作用。RGA矩阵越接近单位阵,则系统的耦合性越弱。为了方便衡量RGA矩阵与单位阵的接近程度,定义RGA数

$$\gamma(\omega) \triangleq \|\Lambda[G(j\omega)] - I\|_{m_1} \quad (4)$$

式中: I 为单位阵; $\|\cdot\|_{m_1}$ 为矩阵的 m_1 范数, 定义为该矩阵中各元素幅值的和。

RGA 数越接近 0, 耦合性越弱。

针对 $G(s)$, 在对数坐标下绘制 RGA 数的变化曲线, 如图 2 所示。从图中可见, RGA 数始终大于 0, 且随着频率提高有不断加大的趋势, 表明系统内存在耦合且随着频率提高不断加强。

以控制量 A_{VAB13} 为例分析 3 个被控量间的耦合性, 在对数坐标下绘制 RGA 矩阵第 1 列元素幅值随频率变化的曲线, 如图 3 所示。图中 λ_{13} 、 λ_{23} 、 λ_{33} 分别为 A_{VAB13} 对 n_1 、 π_e 、 π_m 交互作用的相对大小。在单变量控制过程中, A_{VAB13} 控制 π_m , 且该通道的带宽为 $\omega_b = 1.72$ (rad/s)。从图中可见, 在 $\omega < \omega_b$ 的范围内, A_{VAB13} 仅对 π_m 具有较大影响, 耦合性较弱; 在 $\omega \geq \omega_b$ 的范围内, A_{VAB13} 对另外 2 个被控量的影响越来越大, 耦合性较强, 因此需要采用多变量控制。

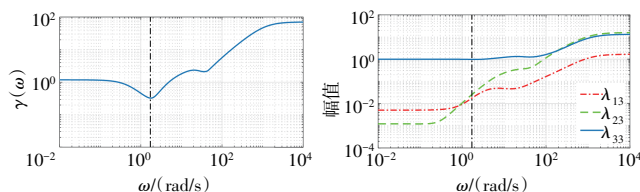


图2 RGA 数的变化曲线

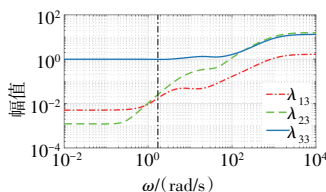


图3 A_{VAB13} 通道的 RGA 矩阵元素随频率变化的幅值

2 2 自由度 H_∞ 多变量控制器设计

2.1 H_∞ 回路成形的基本原理

采用 H_∞ 回路成形法可以让系统的稳定性和性能都维持在良好的水平, 该方法包含了 3 个过程: 根据性能要求设置前置或后置补偿器, 使开环回路的奇异值 σ 曲线具有期望的形状; 利用 H_∞ 优化技术, 针对互质因子不确定性, 对成形后的对象进行鲁棒镇定; 合成单自由度控制器^[11-12]。

(1) 开环回路成形。回路成形的过程可通过在被控对象两端加入补偿环节实现, 如图 4 所示。

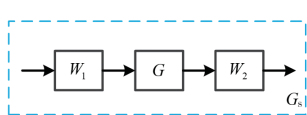


图4 开环回路成形

成形后的对象用 $G_s(s)$ 表示, 且

$$G_s(s) = W_2(s)G(s)W_1(s) \quad (5)$$

为使闭环系统具有良好的性能, 应合理配置补偿

函数, 使 $G_s(s)$ 的奇异值曲线 $\sigma[G_s(j\omega)]$ 满足如下性能要求: (1) 低频段, 为减小跟踪误差, 需满足 $\sigma[G_s(j\omega)] \gg 1$, 一般取 20 dB; (2) 中频段, 为保持闭环稳定性, 衰减率约为 -20 dB/10 倍频程; (3) 高频段, 为提高噪声抑制能力, 需满足 $\sigma[G_s(j\omega)] \ll 1$, 一般取 -20 dB; (4) 为缩短调节时间, 提高响应速度, 穿越频率 ω_c 应该足够大。

(2) H_∞ 鲁棒镇定。为了提高系统的鲁棒稳定性, 还需要利用 H_∞ 优化技术将摄动后的系统镇定化。将成形后的系统改写为标准的左互质分解形式, 得到摄动后的对象模型为

$$\tilde{G}_s(s) = [M_s(s) + \Delta_M(s)]^{-1} [N_s(s) + \Delta_N(s)] \quad (6)$$

式中: $\Delta_M(s)$ 和 $\Delta_N(s)$ 为稳定但未知的函数, 表示 $G_s(s)$ 的不确定性。

鲁棒镇定过程如图 5 所示。

根据小增益定理, 图 5 中摄动反馈系统鲁棒稳定的条件为: 标称反馈系统内部稳定, 且

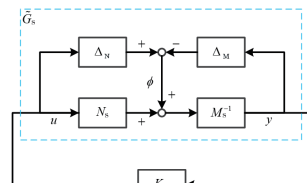


图5 鲁棒镇定过程

$$\tau = \left\| \begin{bmatrix} K_\infty(s) \\ I \end{bmatrix} [I - G_s(s)K_\infty(s)]^{-1} M_s^{-1}(s) \right\|_\infty \leq \frac{1}{\varepsilon} \quad (7)$$

式中: τ 为 ϕ 到 $[u^T \ y^T]^T$ 的 H_∞ 范数; ε 为 $\Delta_M(s)$ 和 $\Delta_N(s)$ 的最大奇异值。

对应的鲁棒镇定控制器 $K_\infty(s)$ 可利用 Mcfarlane 与 Glover^[13] 提出的“中心”控制器, 具体步骤参见文献[13]。

(3) 合成单自由度控制器。单自由度控制器如图 6 所示, 其结构为

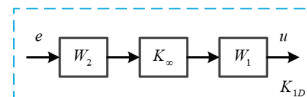


图6 单自由度控制器

$$K_{ID}(s) = W_1(s)K_\infty(s)W_2(s) \quad (8)$$

2.2 通过目标函数来设计补偿函数

在回路成形过程中, 补偿函数的设计没有固定的方法, 通常需要大量试凑, 其过程复杂。为简化设计过程, 采用如下方法: (1) 根据第 2.1 节的性能要求给定目标开环回路传递函数矩阵 $G_d(s)$, 并令 $W_2(s) = I$; (2) 采用 GCD 公式法^[14] 反向求解 $W_1(s)$, 使得在给定频率范围内

$$\sigma[G_s(j\omega)] \approx \sigma[G_d(j\omega)] \quad (9)$$

该过程利用 MATLAB 鲁棒控制工具箱中的

loopsyn 函数求解,调用格式为

$$[W_2, \sim, \sim, \sim] = \text{loopsyn}(G_s, G_d)$$

2.3 2自由度方案

若仅采用指令与反馈信号之间的误差来驱动控制器,则构成了常见的单自由度控制器;但是在对输出响应有严格时域指标要求的情况下,单自由度方法需要大量的试凑。为了将时域指标纳入到控制器的设计过程,考虑在参考指令端串联1个前置滤波器,得到2自由度控制器,2自由度回路成形控制系统如图7所示。以强制闭环系统奇异值曲线拟合到指定的参考模型传递函数矩阵 $T_{\text{ref}}(s)$ 。

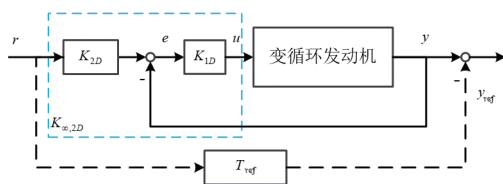


图7 2自由度回路成形控制系统

图中, $K_{1D}(s)$ (式(7))用于满足鲁棒稳定性和扰动抑制的需求, $K_{2D}(s)$ 用于满足时域性能指标要求, 其设计步骤为:

(1) 闭环回路成形。采用与第2.2节中求解补偿函数相同的方法求解滤波器 $W_3(s)$;

(2) 稳态增益匹配。对参考指令 r 进行尺度变换, 使闭环控制系统传递函数矩阵 $T(s)$ 与 $T_{\text{ref}}(s)$ 的输出在稳态精确匹配, 即满足目标

$$T(s) \Big|_{s=0} \cdot K_0 = T_{\text{ref}}(s) \Big|_{s=0} \quad (10)$$

其中

$$T(s) = [I + G(s)K_{1D}(s)]^{-1} G(s)K_{1D}(s) \cdot W_3(s) \quad (11)$$

式中: K_0 为一常数矩阵, 称为尺度变换矩阵, 求解得到

$$K_0 = \left\{ [I + G(s)K_{1D}(s)]^{-1} G(s)K_{1D}(s)W_3(s) \right\}^{-1} T_{\text{ref}}(s) \Big|_{s=0} \quad (12)$$

(3) 合成完整的滤波器。

$$K_{2D}(s) = W_3(s)K_0 \quad (13)$$

3 控制系统综合验证

3.1 开环回路成形设计

针对式(2)中的线性模型, 采用基于目标回路的方法设计补偿函数, 给定目标开环回路奇异值曲线低频段增益为40 dB、高频段增益为-40 dB、穿越频率为3 rad/s且穿越频率处斜率为-20 dB/10倍频程, 优化范围为 $10^{-2} \sim 10^2$ rad/s, 得到从误差到被控量的开环回路

奇异值曲线如图8所示。

从图中可见, 成形后及鲁棒镇定后的开环回路奇异值曲线满足第2.1节中的指标要求, 保证了闭环系统的鲁棒稳定性及扰动抑制能力。

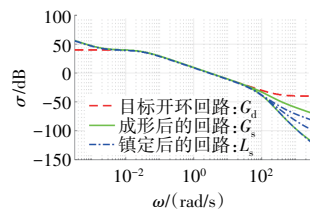


图8 开环回路奇异值曲线

3.2 闭环系统综合仿真验证

2自由度 H_∞ 方法可直接给定闭环参考模型以设计控制器。例如: 给定3个闭环参考模型的阶数均为2、期望调节时间 $t_s = 1.5$ s、期望相位裕度 $P_M = 80^\circ$ ($\omega_c = 2.2$ rad/s)、开环稳态增益为80 dB, 得到参考模型

$$T_{\text{ref}}(s) = \frac{26.658}{(s + 2.851)(s + 9.351)} \quad (14)$$

为了作对比, 同时设计了基于PI的多回路单变量控制器, 同样给定 $\omega_c = 2.2$ rad/s处相位裕度 $P_M = 80^\circ$; 随后在非线性模型中进行验证。

3.2.1 扰动抑制能力验证

使发动机在设计点处平稳运行, 在 $t=5$ 、10、15、20 s 的时刻分别对发动机的4个状态量施加一定幅度的冲击扰动, 得到发动机的状态恢复效果如图9所示 (以 n_1 为例进行展示)。

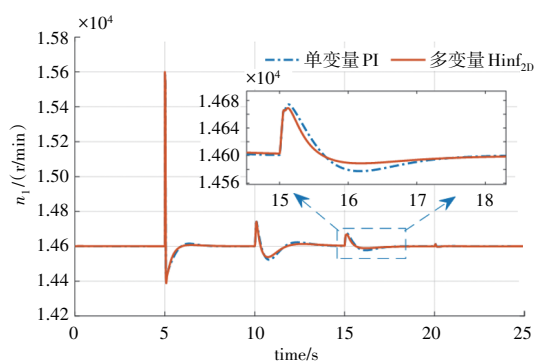


图9 发动机状态恢复效果

从图中可见, 在同等的扰动输入条件下, 2种方法均能使发动机状态恢复到初始值, 且2条曲线几乎重合, 说明采用2种方法设计的控制系统均具有良好的扰动抑制能力。

3.2.2 跟踪性及解耦性能验证

在验证多变量控制系统的跟踪性及解耦性能时, 每次仅单独对其中1个参考指令施加阶跃变化量, 其他指令不变。例如: 在验证 n_1 的跟踪效果时, 仅给定

n_1 参考指令 1000 r/min 的阶跃上升量,闭环阶跃响应仿真结果如图 10 所示。 n_1 阶跃响应、 π_e 回路、 π_m 回路的性能指标分别见表 1~3。

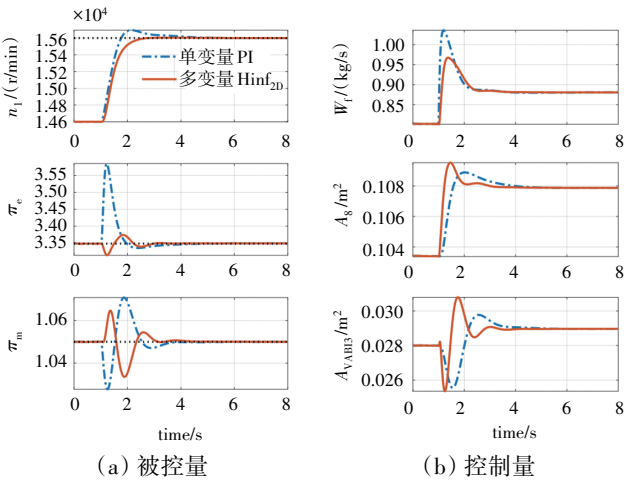


图 10 闭环阶跃响应

表 1 n_1 阶跃响应性能指标

控制方法	稳态误差/%	超调量/%	调节时间/s
PI	0	9.58	2.99
Hinf	0	0.45	1.45

表 2 π_e 回路性能指标

控制方法	稳态误差/%	最大偏移量/%	调节时间/s
PI	0	0.0708	1.64
Hinf	0	0.0073	1.19

表 3 π_m 回路性能指标

控制方法	稳态误差/%	最大偏移量/%	调节时间/s
PI	0	0.0198	2.41
Hinf	0	0	2.14

从图 10(a) 和表 1 中可见,在同等频域指标要求下,采用多变量方法设计的系统在 n_1 回路的阶跃响应过程中拥有更小的超调量和更短的调节时间,其中超调量从 9.58% 减小到 0.45%,减小了 95.3%,调节时间从 2.99 s 缩短为 1.45 s,调节速度加快了 51.5%,表明多变量方法性能更优;从图 10(b) 和表 2 中可见,在 n_1 回路阶跃跟踪的过程中, π_e 回路也会因系统耦合作用产生波动,且采用多变量方法时这种波动更小, π_e 的最大偏移量从 0.0708% 减小到 0.0073%,减小了 89.69%,调节时间从 1.64 s 缩短为 1.19 s,调节速度加快了 27.4%,表明多变量方法的解耦效果更好。同理,对于 π_m 回路,采用多变量方法时波动更小,解耦效果也更好。

(3) 模态转换功能验证。变循环发动机通过调节 $\alpha_1 \sim \alpha_4$ 和 $A_{VAB1} \sim A_{VAB2}$ 等可变几何参数来实现模态转换^[15]。在 2 种模态下发动机具有不同的涵道比 B ,表明发动机工作于不同的热力循环。

以低功率状态下(式(2))双外涵到单外涵的过程为例验证模态转换,在转换过程中,可变几何参数按表 4 中给定的数值以开环控制的方式线性变化,如图 11 右图所示;同时,多变量主控制器以闭环控制的方式调节 3 个控制量 W_f 、 A_8 和 A_{VAB3} ,使主要被控变量不变,实现模态的平稳转换。

表 4 2 种模态下 VCE 的可变几何参数

可变几何参数	双外涵	单外涵
A_{VAB1} / m^2	0.02288	0
A_{VAB2} / m^2	0.01415	0.0118
$\alpha_1 / (^\circ)$	0	0
$\alpha_2 / (^\circ)$	0	20
$\alpha_3 / (^\circ)$	0	10
$\alpha_4 / (^\circ)$	0	20

在仿真过程中,使发动机稳定于双外涵模态运行 5 s,使可变几何参数在 5 s 内线性地变化到给定值,继续仿真直到被控变量回到稳态值,仿真结果如图 11~12 所示。

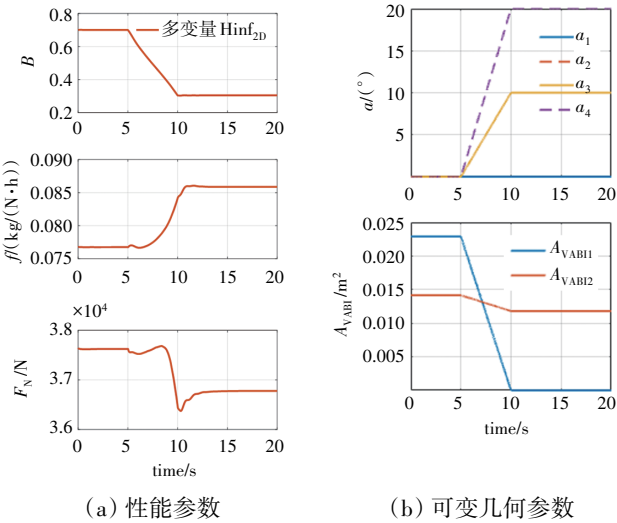


图 11 发动机的性能参数和可变几何参数

从图 11 中可见,发动机成功实现了模态转换, B 从 0.7008 减小到 0.3049; f 从 0.077 kg/(N·h) 提高到 0.086 kg/(N·h),提高了 11.99%; F_N 从 37.64 kN 减小到 36.78 kN,减小了 2.28%。结果表明,在低功率状态下发动机以双外涵模态工作更优。

在转换过程中,被控变量虽有小范围的波动,但

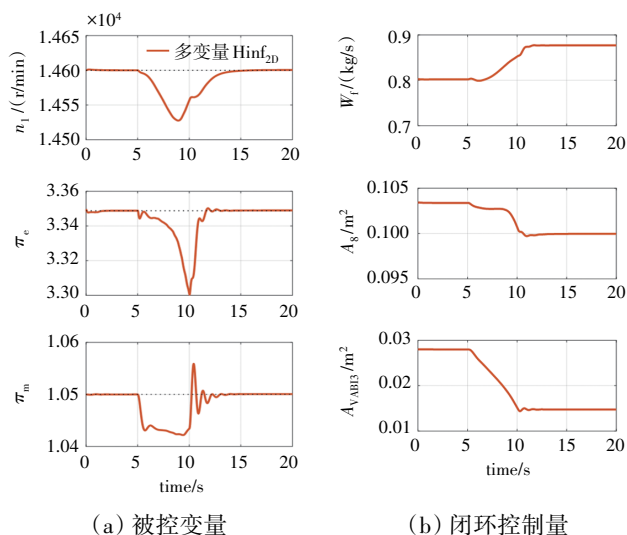


图12 主要被控变量和闭环控制量

在多变量闭环控制器的作用下,均能快速地恢复到初始值,即采用2自由度 H_∞ 回路成形法确保了模态转换过程的顺利实现。

4 结论

(1)对于变量众多的变循环发动机,采用多变量控制方法和单变量控制方法设计的控制系统均具有良好的扰动抑制能力,且能很好地实现模态转换控制;但在跟踪控制过程中,采用多变量控制方法可以使超调量更小、调节时间更短、波动更小,因此多变量控制方法相对更优。

(2)在回路成形控制器的设计过程中,采用基于目标回路的方法可以极大地简化补偿函数的设计过程;采用2自由度的方案,可以针对具体的时域指标直接设计多变量控制器而无需试凑。

参考文献:

- [1] 王斌,肖翼,刘锋.从自适应循环发动机看未来航空发动机控制技术[J].航空动力,2019(3):48-51.
WANG Bin, XIAO Yi, LIU Feng. Prospect for future aero engine control technology development from adaptive cycle engine[J]. Aerospace Power, 2019(3):48-51. (in Chinese)
- [2] 李嘉.变循环航空发动机自适应控制技术研究[D].西安:西北工业大学,2017.
LI Jia. Research on adaptive control technology of variable cycle aeroengine[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2017. (in Chinese)
- [3] Szuch J R, Soeder J F, Seldner K, et al. F100 multivariable control synthesis program: evaluation of a multivariable control using a real-time engine simulation[R]. NASA-TP-1977-1056.

- [4] Shutler A G. Control configuration design for the aircraft gas turbine engine[J]. Control & Automation, 1995, 6(1):22-28.
- [5] 王海泉,郭迎清,陆军,等. H_∞ 回路成形方法在航空发动机控制中应用及验证[J].计算机测量与控制,2009,17(4):675-678.
WANG Haiquan, GUO Yingqing, LU Jun, et al. Application and validation of aeroengine control system with H_∞ loop-shaping approach[J]. Computer Measurement & Control, 2009, 17(4):675-678. (in Chinese)
- [6] 何凤林,李秋红,陈尚晰.基于改进NS-SOMA的变循环发动机解耦控制方法[J].航空发动机,2019,45(4):20-26.
HE Fenglin, LI QiuHong, CHEN Shangxi. Variable cycle engine decoupling control method based on improved NS-SOMA[J]. Aeroengine, 2019, 45(4):20-26. (in Chinese)
- [7] 陆军,郭迎清,陈小磊.线性拟合法建立航空发动机状态变量模型[J].航空动力学报,2011,26(5):1172-1177.
LU Jun, GUO Yingqing, CHEN Xiaolei. Establishment of aero-engine state variable model based on linear fitting method[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5):1172-1177. (in Chinese)
- [8] Skogestad S, Postlethwaite I. 多变量反馈控制分析与设计[M].韩崇昭,张爱民,刘晓风译.西安:西安交通大学出版社,2011:70-77.
Skogestad, Postlethwaite. Multivariable feedback control: analysis and design[M]. Translated by HAN Chongzhao, ZHANG Aimin, LIU Xiaofeng. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2011:70-77. (in Chinese)
- [9] 聂永斌,孙冬.变循环发动机对战斗机任务性能影响计算研究[J].航空发动机,2017,43(1):48-52.
NIE Yongbin, SUN Dong. Investigation on influence of variety cycle engine on fighter mission performance[J]. Aeroengine, 2017, 43(1):48-52. (in Chinese)
- [10] 谢振伟.变循环发动机建模与分布式控制研究[D].西安:西北工业大学,2016.
XIE Zhenwei. Research on modeling and distributed control of variable cycle engine[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [11] Doyle J, Glover K, Khargonekar P. State-space solutions to standard H_2 and H_∞ control problems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1989, 34(8):831-847.
- [12] Zames. Feedback and optimal sensitivity: model reference transformations, multiplicative seminorms and approximate inverses[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1981, 26(2):301-320.
- [13] McFarlane D, Glover K. A loop shaping design procedure using H_∞ synthesis[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1992, 37(6):759-769.
- [14] Le V X, Safonov M G. Rational matrix GCD's and the design of squaring-down compensators—a state space theory[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, AC-36, 1992(3):384-392.
- [15] 刘红霞. GE公司变循环发动机的发展[J].航空发动机,2015,41(2):93-98.
LIU Hongxia. Development of variable cycle engine in GE[J]. Aeroengine, 2015, 41(2):93-98. (in Chinese)

(编辑:刘静)