

文章编号:1000-8055(2017)08-2041-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2017.08.030

STOVL 飞机发动机多变量控制方法

庞淑伟, 李秋红, 任冰涛, 张海波

(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)

摘 要: 短距起飞/垂直降落(STOVL)飞机发动机已采用多变量控制方法。基于鲁棒稳定性和条件数分析、块相对增益矩阵分析,对 STOVL 飞机发动机不同工作模式下的三变量控制系统输出选择和控制结构设计进行了研究。对常规工作模式,提出了基于多目标优化的三变量分块解耦控制方法,通过定义最优指标实现动态跟踪和分块间的耦合抑制。对常规工作模式和垂直起降工作模式间的切换,提出基于升力风扇功率前馈的复合控制方法,以消除负载变化对系统性能的影响。仿真结果表明:提出的控制方法能够保证常规工作模式下良好的解耦控制效果,能够实现不同工作模式间的平稳过渡,验证了控制方法的可行性。

关 键 词: 短距起飞/垂直降落; 工作模式切换; 多变量控制; 分块解耦; 负载前馈

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

STOVL aircraft engine multi-variable control method

PANG Shuwei, LI Qiuhong, REN Bingtao, ZHANG Haibo

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: The multi-variable control method was already used in the short take off/vertical landing (STOVL) aircraft engine. The research on outputs selection and control structure design for STOVL aircraft engine's three-variable control system was carried out in different operating modes based on the analysis of robust stability, condition number and block relative gain array. As for normal operating mode, a three-variable block decoupling control method based on multi-objective optimum was proposed. The dynamic tracking and coupling suppression properties were achieved through index definition. As for the transition control between normal operating mode and vertical landing operating mode, a compound controller with lift fan power feedforward was proposed to suppress the influence of the varying load. The simulation results show that the decoupling control effect can be ensured in normal operating mode, and the smooth transition between different operating modes also can be achieved by proposed methods, presenting the effectiveness of the control methods.

Key words: short take off/vertical landing; operating mode transition; multi-variable control; block decoupling; load feed-forward

短距起飞/垂直降落(STOVL)飞机由于结合了固定翼飞机和涡轮轴飞机的特点,达到了优势

互补而越来越受到世界各国的重视。目前为止, STOVL 飞机已经有多种机型问世,其中以美国

收稿日期: 2016-01-08

基金项目: 国家自然科学基金(51576096)

作者简介: 庞淑伟(1993—),男,博士生,主要从事航空发动机控制研究。

引用格式: 庞淑伟,李秋红,任冰涛,等. STOVL 飞机发动机多变量控制方法[J]. 航空动力学报,2017,32(8):2041-2048. PANG Shuwei, LI Qiuhong, REN Bingtao, et al. STOVL aircraft engine multi-variable control method[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8): 2041-2048.

的 F-35B 最为成功^[1]。我国目前已经开始对 STOVL 飞机发动机开展研究,主要工作集中在结构方案设计、关键技术分析和数值性能模拟上^[2-4],对控制方法的研究尚不多见。

传统的单变量控制方法,通过增益调度等手段,在发动机的单变量甚至双变量系统中得以应用^[5],随着闭环控制回路增加到 3 个,单变量控制方法已经无法很好地处理回路之间的耦合,因而 F135 的 STOVL 发动机采用了多变量控制技术^[6-7]。

STOVL 飞机发动机远比常规的涡扇、涡轴发动机复杂^[8]。对于控制系统而言,最明显的表现就是需要控制的变量增多,如何从诸多的变量中选取合适的控制变量和被控制变量以及控制回路如何构成,关系到回路之间的耦合强度、系统的稳态性能和动态性能,为此需要对控制系统的结构进行分析。

在控制算法方面,发动机控制上研究的较为成功的多变量控制方法主要有增广线性二次型调节器(ALQR)控制方法^[9]、 H_∞ 控制方法^[10]。而这两种方法在原理上只能保证系统获得最优的二次型指标或者 H_∞ 性能指标,而不能同时兼顾时域跟踪和干扰抑制的性能,妨碍了系统性能的发挥。

为此本文基于 F135-PW-600 发动机的数值仿真模型,采用基于鲁棒稳定性和条件数(RSCN)分析方法^[11]、相对增益矩阵(RGA)、块相对增益矩阵^[12-14](BRG)方法,对系统进行输出选择和控制结构分析,并针对常规工作模式下的分析结果,基于 ALQR 控制,结合多目标优化技术,对控制器参数进行寻优,并提出工作模式切换过程中升力风扇功率负载前馈的控制方法,提高了系统的鲁棒跟踪和干扰抑制能力。

1 控制结构设计

F-35B 战斗机的推力矢量主要通过发动机尾喷管(three bearing swivel duct, 3BSD)、升力风扇喷管(variable area vane box nozzle, VAVBN)、升力风扇导叶角(inlet guide vane, IGV)、燃油系统进行控制。在国外的相关研究文献中,F-35B 的飞行控制系统采取动态逆的控制方法^[15-16],而对推进系统也有采用动态逆进行解耦的简要描述^[16],但是缺少具体控制方法和控制变量的介绍。

本文基于发动机工作原理,针对 F135-PW-

600 发动机的不同工作模式,选择参与闭环控制的输入。常规工作模式下闭环控制输入参数为:燃油量 W_{fb} 、发动机尾喷管喉道面积 A_8 、后可调涵道引射器开度 A_{rvabi} 。基于文献[17]指出的 IGV 控制升力风扇推力,VAVBN 控制推力矢量方向及对出口面积进行调节,本文在垂直起降工作模式下控制输入参数为: W_{fb} , A_8 , IGV 角度 α_{lift} ^[17]。可行被控参数包括:高压转子转速 n_c 、低压轴转速 n_f 、压气机出口总压 p_3^* 、风扇压比 π_f 、压气机压比 π_c 、低压涡轮出口总压 p_{46}^* 、低压涡轮出口温度 T_{46} 、涡轮落压比 π_t 、发动机压比 π_{epr} 、核心机压比 π_{cepr} 、升力风扇压比 π_{lift} 。

为了保证两种模式间的平稳过渡,切换工作模式下,以 W_{fb} 为输入,采用单变量闭环控制低压转子转速 n_f 的方式。

常用的控制结构设计方法为 RSCN 方法、BRG 方法。

RSCN 方法利用小增益定理的鲁棒稳定性条件,确定系统在加性不确定性和扰动作用下,系统保持鲁棒性的条件数范围,条件数越小的系统稳定性越好。

不失一般性,设被控对象传递函数矩阵为 G 。 G 的条件数 $\gamma(G)$ 可通过相对增益矩阵 $A(G)$ 计算^[11,14]

$$\gamma(G) = 2\max\{\|A(G)\|_1, \|A(G)\|_\infty\} - 1 \quad (1)$$

式中 $A(G) = G(s) \cdot * G(s)^{-T}$, $*$ 为 Schur 乘积,即矩阵中对应元素相乘。 $\|A(G)\|_1, \|A(G)\|_\infty$ 为 $A(G)$ 的 1 范数和 ∞ 范数。

RSCN 方法还通过计算汉克尔奇异值(HSV,记为 V_{HS})来对系统的可控性和可观测性进行分析,以选择性能优良的对象加以控制。

BRG 方法用于分析子系统之间的耦合程度,对强耦合回路采取多输入多输出的控制方法,对与其他回路耦合较弱的回路,则可以采取单输入单输出的控制方法,以简化系统结构。

如将 G 按输入输出分为两块时,不失一般性将输入 u 和输出 y 以分块方式记为 $u = [\tilde{u}_1 \quad \tilde{u}_2]^T, y = [\tilde{y}_1 \quad \tilde{y}_2]^T$,对应的被控对象分为 $G(s) = \begin{bmatrix} G_{11} & G_{12} \\ G_{21} & G_{22} \end{bmatrix}$,其中 $G_{11}, G_{12}, G_{21}, G_{22}$ 为相应的适维矩阵分块。

则 G_{11} 分块对应的 BRG 矩阵分块为^[14]

$$B_{11}(s) = G_{11}[G^{-1}]_{11} \quad (2)$$

G_{22} 分块对应的 BRG 矩阵分块,可以用同样的方法计算,而对于非对角块则不计算。

在常规起降 (conventional takeoff landing, CTOL) 和垂直起降 (vertical takeoff landing, VTOL) 工作模式下, 均有 3 个输入, 从 11 个可行被控参数中选择 3 个作为被控制量, 共有 $C_{11}^3 = 165$ 种输出组合。对所有的输出组合采用小偏差法建立其传递函数矩阵模型 G_p 。

在 $0 \sim 5 \text{ rad/s}$ 的频带范围内, 计算各输出组合条件数 $\gamma(G_p)$ 及汉克尔奇异值的最大及最小值, 选定条件数小而汉克尔奇异值大的组合, 限于篇幅, 这里仅给出最终选定输出组合的 RSCN 分析数据, 见表 1。

表 1 RSCN 分析结果
Table 1 Results of RSCN method

工作模式	输出组合	RSCN 指标
CTOL	$(n_f, \pi_{\text{epr}}, \pi_{\text{cepr}})$	$\max \gamma(G_p) = 5.855$
		$\min \gamma(G_p) = 1.261$
		$\max V_{\text{HS}} = 0.422$
		$\min V_{\text{HS}} = 0.203$
VTOL	$(n_f, p_{46}^*, \pi_{\text{lift}})$	$\max \gamma(G_p) = 5.392$
		$\min \gamma(G_p) = 1.538$
		$\max V_{\text{HS}} = 0.792$
		$\min V_{\text{HS}} = 0.385$

对选定的组合进行回路耦合分析, 计算出 BRG, 每种模式下均有 $C_3^2 \times C_3^2 = 9$ 种组合方式, 主对角元接近 1 的组合方式, 如表 2 所示。

表 2 BRG 分析结果 (2×2+1×1 分块)
Table 2 Results of BRG method (2×2+1×1 block)

工作模式	输出变量	W_{fb}	A_8	A_{rvabi}	α_{lift}
CTOL	n_f	1.065	-0.017		
	π_{epr}	0.066	0.981		
	π_{cepr}			1.046	
VTOL	n_f	0.576			
	p_{46}^*		0.682		-0.213
	π_{lift}		-0.176		0.765

从表 2 中可以看出, 常规工作模式下给出的 $2 \times 2 + 1 \times 1$ 分块组合, 主对角元近似为 1, 而垂直起降模式下的组合主对角元不接近 1, 所以常规工作模式下可以采用分块控制方式, 而垂直起降工作模式下需对 3 个输出进行综合控制。对于多变量的综合控制比较常见, 而分块控制涉及到分块之间的解耦问题, 需要采用解耦控

制方法, 为此本文在 ALQR 控制的基础上, 结合优化算法, 将耦合视为干扰加以抑制, 提出了一种分块解耦控制算法, 来设计常规工作模式下的控制系统。

2 常规工作模式控制

2.1 双变量分块控制器设计

考虑双变量分块的执行机构动态, 得被控对象模型。

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= A_1 x_1 + B_{11} u_{1a} + B_{12} u_2 \\ y_1 &= C_1 x_1 + D_{11} u_{1a} + D_{12} u_2 \\ y_2 &= C_2 x_1 + D_{21} u_{1a} + D_{22} u_2 \end{aligned} \tag{3}$$

式中 $x_1 = [W_{\text{fb}} \ A_8 \ n_f \ n_c]^T$, $u_{1a} = [W_{\text{fba}} \ A_{8a}]^T$ 为燃油流量和尾喷口面积指令, $u_2 = A_{\text{rvabi}}$, $y_1 = [n_f \ \pi_{\text{epr}}]^T$, $y_2 = \pi_{\text{cepr}}$ 。

ALQR 控制方法通过将误差增广为状态量, 使系统获得了无静差跟踪能力, 但算法没有考虑动态跟踪和干扰抑制能力, 为此本文在 ALQR 控制的基础上, 采用优化算法, 以提高系统性能。定义动态跟踪性能指标

$$\min J_1 = \int_0^\infty [n_{\text{fr}}(t) - n_f(t)]^2 dt + \int_0^\infty [\pi_{\text{epr}}(t) - \pi_{\text{cepr}}(t)]^2 dt \tag{4}$$

式中 $n_{\text{fr}}(t)$, $\pi_{\text{epr}}(t)$ 为 n_f , π_{cepr} 在 t 时刻的期望动态响应, 通过具有理想性能的传递函数计算, $n_f(t)$, $\pi_{\text{cepr}}(t)$ 表示 n_f , π_{cepr} 在 t 时刻的动态响应。

对于双变量分块, 希望其不受单变量分块输入 u_2 的影响, 定义干扰抑制性能指标

$$\min J_2 = \|T_{y_1 u_2}\|_\infty \tag{5}$$

式中 $T_{y_1 u_2}$ 为从 u_2 到 y_1 的闭环传递函数, 通过 H_∞ 范数抑制单变量分块输入变化对双变量分块的影响, 达到解耦的目的。

而动态跟踪指标 J_1 和干扰抑制指标 J_2 是一对互相矛盾的指标, 存在竞争关系, 因此本文通过多目标优化的方法求解。

首先对式 (3) 的双变量系统进行增广, 按照 ALQR 控制方法, 将跟踪误差 $e_1 = r_1 - y_1$ 增广为状态量, 其中 r_1 为与 y_1 相对应的指令信号。

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= \bar{A}_1 \bar{x}_1 + \bar{B}_{11} \bar{u}_{1a} + \bar{B}_{12} \bar{w}_1 \\ \bar{y}_1 &= \bar{C}_1 \bar{x}_1 + \bar{D}_{11} \bar{u}_{1a} + \bar{D}_{12} \bar{w}_1 \end{aligned} \tag{6}$$

式中 $\bar{x}_1 = [\dot{x}_1^T \ e_1^T]^T$, $\bar{u}_{1a} = \dot{u}_{1a}$, $\bar{w}_1 = \dot{u}_2$, $\bar{y}_1 = \dot{y}_1$, $\bar{A}_1 = \begin{bmatrix} A_1 & 0 \\ -C_1 & 0 \end{bmatrix}$, $\bar{B}_{11} = \begin{bmatrix} B_{11} \\ -D_{11} \end{bmatrix}$, $\bar{B}_{12} = \begin{bmatrix} B_{12} \\ -D_{12} \end{bmatrix}$, $\bar{C}_1 = [C_1 \ 0]$, $\bar{D}_{11} = D_{11}$, $\bar{D}_{12} = D_{12}$ 。

采用 ALQR 控制方法设计的系统满足

$$J_{\text{ALQR}} = \int_0^{\infty} (\bar{\mathbf{x}}^T \mathbf{Q}_1 \bar{\mathbf{x}} + \bar{\mathbf{u}}_{1c}^T \mathbf{R}_1 \bar{\mathbf{u}}_{1c}) dt \quad (7)$$

式中 $\mathbf{Q}_1, \mathbf{R}_1$ 为双变量控制器设计时采用的加权矩阵且 $\mathbf{Q}_1 = \mathbf{Q}_1^T \geq 0; \mathbf{R}_1 = \mathbf{R}_1^T > 0; \mathbf{Q}_1 \in \mathbf{R}^{6 \times 6}, \mathbf{R}_1 \in \mathbf{R}^{2 \times 2}$ 。

则用 LQR 方法求出的控制律为 $\bar{\mathbf{u}}_{1x} = \bar{\mathbf{K}}_1 \bar{\mathbf{x}}$, 其中 $\bar{\mathbf{K}}_1 = -\mathbf{R}_1^{-1} \mathbf{B}_{11}^T \mathbf{P}_1$ 为双变量控制的状态反馈矩阵, 而 $\mathbf{P}_1$ 满足

$$\bar{\mathbf{A}}_1^T \mathbf{P}_1 + \mathbf{P}_1 \bar{\mathbf{A}}_1 - \mathbf{P}_1 \bar{\mathbf{B}}_{11} \mathbf{R}_1^{-1} \bar{\mathbf{B}}_{11}^T \mathbf{P}_1 + \mathbf{Q}_1 = 0 \quad (8)$$

将 $\bar{\mathbf{K}}_1$ 按 $\dot{\mathbf{x}}_1$ 和 $\mathbf{e}_1$ 表示为分块矩阵 $\bar{\mathbf{K}}_1 = [\mathbf{K}_{\dot{\mathbf{x}}_1} \mathbf{K}_{\mathbf{e}_1}]$, 则

$$\dot{\mathbf{u}}_{1c} = \bar{\mathbf{K}}_1 \bar{\mathbf{x}}_1 = [\mathbf{K}_{\dot{\mathbf{x}}_1} \mathbf{K}_{\mathbf{e}_1}] \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_1 \\ \mathbf{e}_1 \end{bmatrix} = \mathbf{K}_{\dot{\mathbf{x}}_1} \dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}_{\mathbf{e}_1} \mathbf{e}_1 \quad (9)$$

对式(9)取拉氏变换, 得式(3)的控制律为

$$\mathbf{u}_{1a} = \mathbf{K}_{\dot{\mathbf{x}}_1} \mathbf{x} + \frac{\mathbf{K}_{\mathbf{e}_1} \mathbf{e}_1}{s} \quad (10)$$

上述 ALQR 控制系统性能取决于加权矩阵 $\mathbf{Q}_1, \mathbf{R}_1$, 给定一组 $\mathbf{Q}_1, \mathbf{R}_1$ 矩阵, 则可以求出一个 ALQR 状态反馈控制矩阵 $\bar{\mathbf{K}}_1$ 。那么就可以寻求一组最优的 $\mathbf{Q}_1, \mathbf{R}_1$ 矩阵, 使系统具有最优的动态跟踪和干扰抑制能力。

本文将 $\mathbf{Q}_1, \mathbf{R}_1$ 矩阵视为对角阵^[18], 进行 ALQR 控制器设计, 以 $\mathbf{Q}_1, \mathbf{R}_1$ 矩阵对角元素为决策变量, 采用改进非支配遗传算法 NSGA II^[19], 对 J_1 和 J_2 进行最小化求解, 使系统在具有 ALQR 鲁棒性的前提下, 同时具有满意的动态跟踪性能和干扰抑制性能。

优化过程中, 决策变量维数为 8, 在 0.0001~100 之间随机生成初始种群, 种群规模为 100, 经 200 代优化得到最优前沿面, 选择抗干扰能力最强的个体形成 $\mathbf{Q}_1, \mathbf{R}_1$ 矩阵, 进而获得式(10)所示的控制律, 则双变量系统的控制结构如图 1 所示。

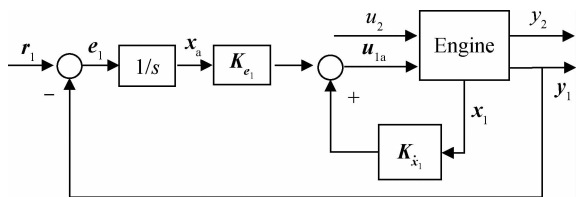


图 1 双变量分块控制结构图

Fig. 1 Double-variable block control structure diagram

令

$$\mathbf{x}_a = \int \mathbf{e}_1 dt \quad (11)$$

由图 1 可知

$$\begin{cases} \mathbf{u}_{1a} = \mathbf{K}_{\dot{\mathbf{x}}_1} \mathbf{x}_1 + \mathbf{K}_{\mathbf{e}_1} \mathbf{x}_a \\ \dot{\mathbf{x}}_a = \mathbf{e}_1 = \mathbf{r}_1 - \mathbf{y}_1 \end{cases} \quad (12)$$

将式(12)代入式(3), 消去 $\mathbf{u}_{1a}$ 可得到以 $\mathbf{r}_1, \mathbf{u}_2$ 为输入, $[\mathbf{x}_1^T \mathbf{x}_a^T]^T$ 为状态, $\mathbf{y}_1, \mathbf{y}_2$ 为输出的闭环系统状态空间表达式

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}_{1c} &= \mathbf{A}_{1c} \mathbf{x}_{1c} + \mathbf{B}_{11c} \mathbf{r}_1 + \mathbf{B}_{12c} \mathbf{u}_2 \\ \mathbf{y}_1 &= \mathbf{C}_{1c} \mathbf{x}_{1c} + \mathbf{D}_{11c} \mathbf{r}_1 + \mathbf{D}_{12c} \mathbf{u}_2 \\ \mathbf{y}_2 &= \mathbf{C}_{2c} \mathbf{x}_{1c} + \mathbf{D}_{22c} \mathbf{u}_2 \end{aligned} \quad (13)$$

式中 $\mathbf{x}_{1c} = [\mathbf{x}_1^T \mathbf{x}_a^T]^T$,

$$\mathbf{A}_{1c} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_1 + \mathbf{B}_{11} \mathbf{K}_{\dot{\mathbf{x}}_1} & \mathbf{B}_{11} \mathbf{K}_{\mathbf{e}_1} \\ -\mathbf{C}_1 - \mathbf{D}_{11} \mathbf{K}_{\dot{\mathbf{x}}_1} & -\mathbf{D}_{11} \mathbf{K}_{\mathbf{e}_1} \end{bmatrix}, \mathbf{B}_{11c} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B}_{12c} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_{12} \\ -\mathbf{D}_{12} \end{bmatrix}, \mathbf{C}_{1c} = [\mathbf{C}_1 + \mathbf{D}_{11} \mathbf{K}_{\dot{\mathbf{x}}_1} \quad \mathbf{D}_{11} \mathbf{K}_{\mathbf{e}_1}],$$

$$\mathbf{C}_{2c} = [\mathbf{C}_2 + \mathbf{D}_{21} \mathbf{K}_{\dot{\mathbf{x}}_1} \quad \mathbf{D}_{21} \mathbf{K}_{\mathbf{e}_1}], \mathbf{D}_{11c} = \mathbf{0}, \mathbf{D}_{12c} = \mathbf{D}_{12}。$$

2.2 单变量分块控制器设计

在完成双变量分块控制器设计后, 进行单变量分块的设计, 此时的单变量分块为图 1 中以 $\mathbf{u}_2$ 为输入, $\mathbf{y}_2$ 为输出的对象, 其状态空间表达式如式(13)所示, $\mathbf{r}_1$ 对从 $\mathbf{u}_2$ 到 $\mathbf{y}_2$ 的控制来说是干扰信号。

考虑 $\mathbf{u}_2$ 的执行机构动态, 同时将跟踪误差 $\mathbf{e}_2 = \mathbf{r}_2 - \mathbf{y}_2$ 增广为状态量, 其中 $\mathbf{r}_2$ 为与 $\mathbf{y}_2$ 相对应的指令信号。按双变量分块的方法设计 ALQR 控制器, 并通过多目标优化算法使得系统满足如下性能指标:

$$\begin{aligned} \min J_3 &= \int_0^{\infty} [\pi_{\text{cepr}}(t) - \pi_{\text{cepr}}(t)]^2 dt \\ \min J_4 &= \|\mathbf{T}_{y_2 r_1}\|_{\infty} \end{aligned} \quad (14)$$

式中 J_3, J_4 分别为单变量分块控制器的动态跟踪指标和干扰抑制指标; $\pi_{\text{cepr}}(t)$ 表示 π_{cepr} 在时刻 t 时的期望响应, 通过具有理想性能的传递函数计算。 $\mathbf{T}_{y_2 r_1}$ 为从 $\mathbf{r}_1$ 到 $\mathbf{y}_2$ 的闭环传递函数。

可见, 本文通过 J_3 使得单变量分块具有满意的跟踪性能, 通过 J_4 抑制双变量分块输入变化对单变量分块输出的影响, 实现解耦的目的。

2.3 仿真验证

首先基于线性化模型对控制系统的鲁棒性、动态跟踪性能和解耦性能进行验证。鲁棒性验证中对线性化模型的 $\mathbf{A}$ 矩阵的第一个元素摄动 10%, 模拟模型中的不确定性。图 2、图 3 中给出了 $\mathbf{A}$ 矩阵元素摄动和不摄动情况下的阶跃响应, $\mathbf{r}_{\text{desired}}$ 表示阶跃信号作用下期望的响应。由图可以看出, 在某一参数有摄动的条件下, 被控量的阶跃响应

基本保持不变,取得了良好的控制效果,表明控制器具有较强的鲁棒性。

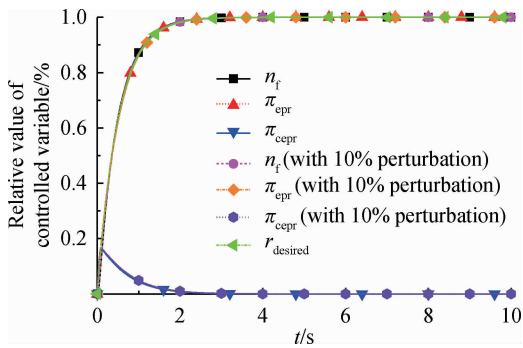


图 2 线化模型双变量分块阶跃响应
Fig. 2 Double-variable block step response of linearized model

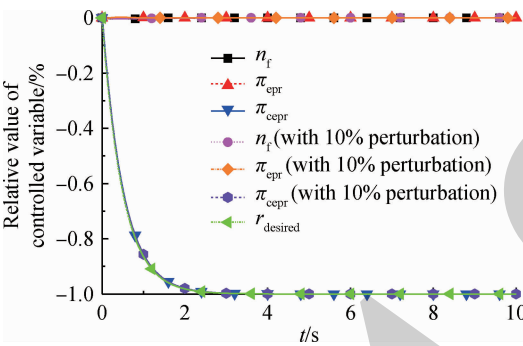


图 3 线性模型单变量分块阶跃响应
Fig. 3 Single-variable block step response of linear model

为进一步验证控制器效果,将其带入 F135-PW-600 数值仿真平台进行仿真验证。此仿真平台含基于文献[20]建立的 F135-PW-600 发动机部件级模型^[21]。

为了验证双变量分块和单变量分块的控制效果及分块之间的解耦性能。开展如下仿真验证:①保持单变量分块的输出 π_{cepr} 不变,对双变量分块的 n_f 和 π_{epr} 同时阶跃 1%;②保持双变量分块的 n_f 和 π_{epr} 不变,对单变量分块的 π_{cepr} 阶跃 -1%。在零高度零马赫数的仿真曲线如图 4、图 5 所示。

由图 4、图 5 可知,控制系统取得了良好的动态性能和稳态性能。在双变量分块进行 1%阶跃时,对单变量分块影响的最大幅值在 0.1%左右,且能够迅速衰减;在单变量分块进行 1%阶跃时,对双变量分块影响的最大幅值在 0.05%左右,同样也能够快速减小。由此证明,对常规工作模式采用分块控制方法取得了良好的解耦效果,验证了算法的有效性。

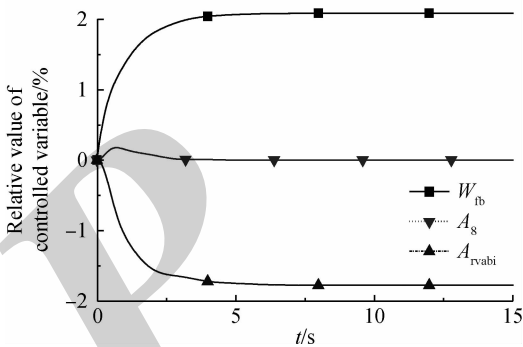
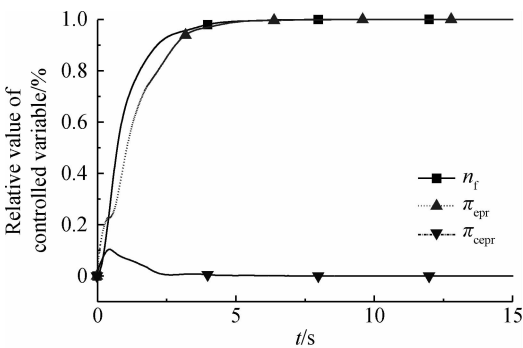


图 4 双变量分块阶跃响应
Fig. 4 Double-variable block step response

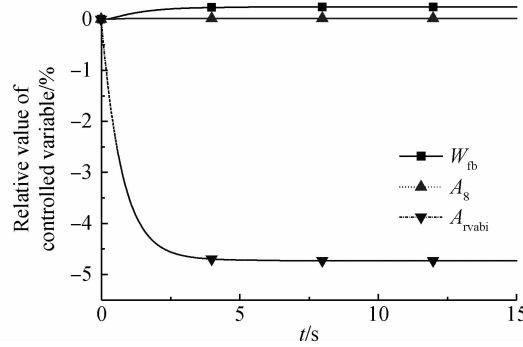
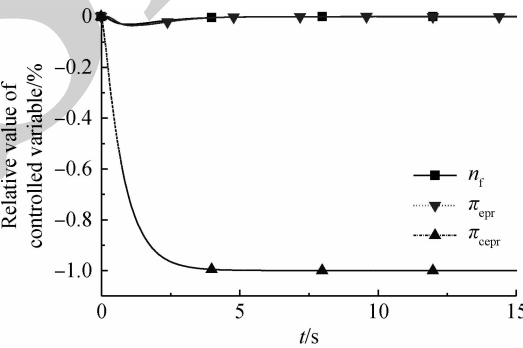


图 5 单变量分块阶跃响应
Fig. 5 Single-variable block step response

3 切换工作模式控制

STOVL 飞机发动机存在两种工作模式,在两种工作模式间平稳切换,是实现 STOVL 飞机发动机功能的必要条件。

当 STOVL 飞机准备垂直降落时,需要 STOVL 飞机发动机从常规工作模式切换到垂直起降工作模式,以提供足够的升力进行降落。根据文献[20-22],可知:

1) 升力风扇通过离合器接入低压轴时,低压轴的转速应当降至 5 000 r/min 左右。同时,在转换过程中,将升力风扇作为一个负载处理。

2) 升力风扇接入或者断开耗时不超过 2.5 s。

由于升力风扇接通和断开过程中,对于低压转子来说,负载波动很大,容易引起低压转速的超调和下垂,为了保证发动机稳定工作,对切换工作模式采取复合控制方式,增加升力风扇功率前馈控制,以升力风扇功率为干扰,通过增加或者减小燃油流量来抑制风扇功率变化对转速的影响。为了证明该控制方法的有效性,本文将对单纯反馈控制和增加风扇功率前馈的复合控制方式进行仿真对比。

采用拟合法,分别建立从燃油流量到低压转速的传递函数 $G_1(s)$ 以及从升力风扇功率到低压转速的传递函数 $G_2(s)$

$$G_1(s) = \frac{n_f}{W_{fb}} = \frac{-0.4677s - 1.893}{s^2 + 6.111s + 13.39} \tag{15}$$

$$G_2(s) = \frac{n_f}{P_{lift}} = \frac{9.913}{s^2 + 6.111s + 13.39} \tag{16}$$

式中 P_{lift} 为升力风扇功率。

为了抑制功率变化对转速的影响,补偿的燃油流量应该满足

$$G_1(s)W_{fb} + G_2(s)P_{lift} = 0 \tag{17}$$

则前馈控制器为

$$G_n(s) = \frac{W_{fb}}{P_{lift}} = -\frac{G_2(s)}{G_1(s)} = \frac{0.4677s + 1.893}{9.913} \tag{18}$$

可见所获得的前馈控制器为比例微分控制器,可以实现对负载变化趋势预测,进而补偿其影响。

切换过程中除燃油流量 W_{fb} 以外的控制量采取开环变化方式。其中 A_s 与升力风扇接入或断开同步线性变化。后可调涵道引射器 RVABI 在常规工作模式下转速低于 8 000 r/min 时全开,垂直起降模式下,风扇转速从 5 600 r/min 变化到 7 300 r/min 过程中,RVABI 开度根据风扇转速从 1~0.2 之间进行线性插值。

1) 常规工作模式向垂直起降模式转换

模拟发动机常规工作模式,低压轴转速为 7 500 r/min 并稳定工作,接到切换指令后,低压轴转速下降至 5 260 r/min;待转速稳定后离合器接合,升力风扇开始工作,经过 2.5 s 后升力风扇转

速与低压轴转速保持一致,随后给出新指令要求低压轴转速重新升至 7 500 r/min,使发动机工作在垂直起降模式,其后使低压轴转速进一步上升,发动机工作在最大状态下。控制系统响应曲线如图 6 所示。图中 n_{lift} 为升力风扇转速, F_{cruise} 为常规升力发动机推力, F_{roll} 为滚转喷管推力, F_{lift} 为升力风扇推力。由图 6 可见,切换过程中,转速平稳,超调量不大于 1.16%。最终常规/升力发动机产生推力为 78 kN,升力风扇产生推力为 81.1 kN,滚转喷管产生推力为 18.1 kN,总计 177.2 kN,大于保证垂直起降所需要的 174.768 kN,可

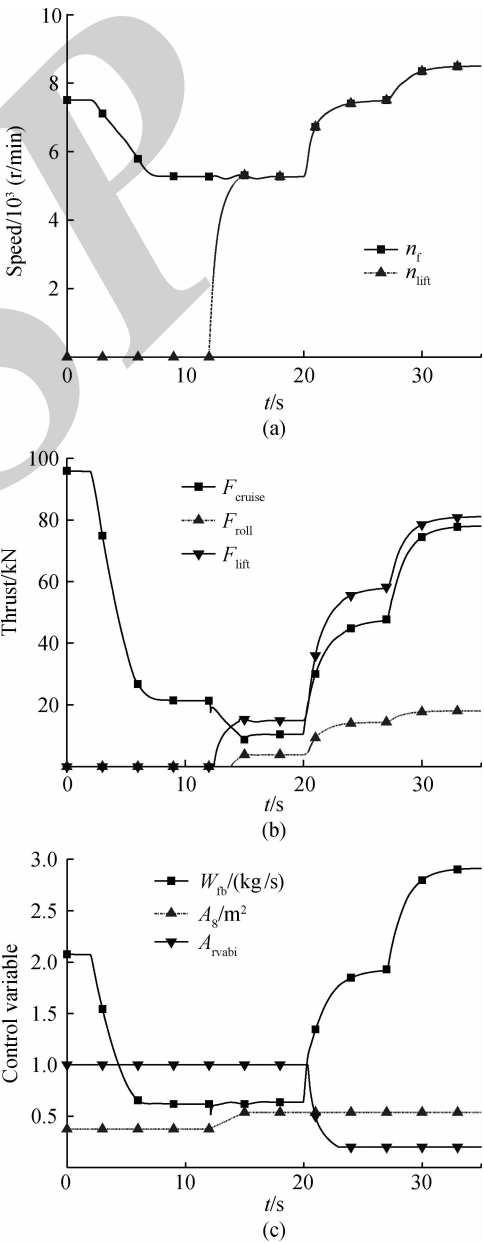


图 6 从常规工作模式到垂直起降模式的过渡态仿真
Fig. 6 Simulation of transition from normal operating mode to vertical takeoff landing mode

以满足垂直起降要求。

2) 垂直起降模式向常规工作模式转换

模拟发动机垂直起降模式, 低压轴转速为 7500 r/min 并稳定工作; 接到切换指令后, 低压轴和升力风扇转速共同下降至 5260 r/min; 待转速稳定后离合器断开, 升力风扇转速逐渐降至 0 r/min, 随后低压轴转速升至 7500 r/min, 控制系统响应曲线如图 7 所示。

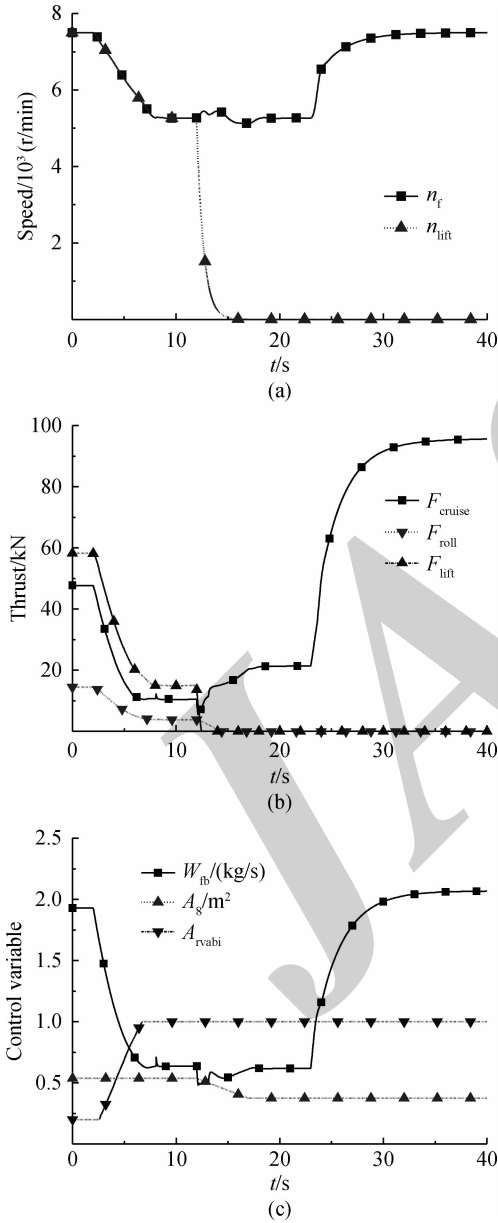


图 7 从垂直起降模式到常规工作模式的过渡态仿真
Fig. 7 Simulation of transition from vertical takeoff landing mode to normal operating mode

由图 7 可见, 在升力风扇断开过程中, 转速超调量小于 3.54%, 过渡平稳。最终常规/升力发动机产生足够推力保证飞机飞行需要。

为了进一步对比, 对未加前馈时的单纯比例

积分反馈控制进行仿真, 以垂直起降模式向常规工作模式转换时为例, 单纯反馈控制系统的切换过程如图 8 所示。从图中可以看出, 未加前馈控制时, 转速超调量达到 9.76%, 超出了 5% 超调量限制, 对系统性能造成不利影响, 因而非常有必要加入前馈控制。前馈补偿使得系统在工作模式切换时的超调量相对下降 63.73%, 总振幅相对减少 54.94%, 验证了在切换工作模式下, 采取前馈控制的有效性。

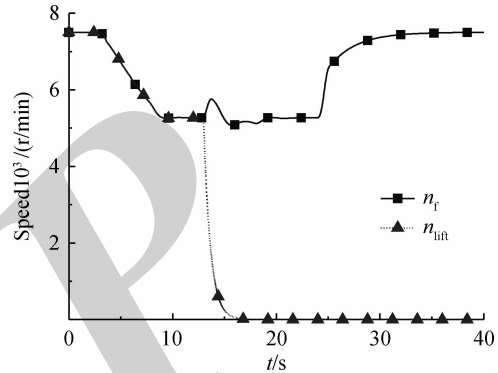


图 8 无前馈的模式转换响应
Fig. 8 Mode transition response without feed-forward controller

4 结 论

本文对 STOVL 飞机发动机的控制规律进行了探索性研究。基于鲁棒稳定性和条件数分析、块相对增益矩阵分析, 进行了控制结构设计。在常规工作模式下, 通过定义最优指标, 实现了基于多目标优化算法的鲁棒跟踪和分块解耦控制。对两种工作模式之间的切换控制, 提出了负载功率前馈的复合控制方法, 通过计算负载变化对燃油流量的需求, 保证了切换过程的平稳过渡。本文通过仿真验证了控制方法的可行性。

参考文献:

[1] 索德军, 梁春华, 张世福, 等. S/VTOL 战斗机及其推进系统的技术研究[J]. 航空发动机, 2014, 40(4): 7-13.
SUO Dejun, LIANG Chunhua, ZHANG Shifu, et al. Technology of short/vertical takeoff and landing fighter and propulsion system[J]. Aeroengine, 2014, 40(4): 7-13. (in Chinese)
[2] 叶代勇, 滕健, 郭捷, 等. 短距起飞/垂直降落战斗机发动机发展及关键技术分析[J]. 航空发动机, 2013, 39(1): 74-78.
YE Daiyong, TENG Jian, GUO Jie, et al. Analysis of development and key technique for short takeoff and vertical landing (STOVL) fighter engine[J]. Aeroengine, 2013, 39

- (1):74-78. (in Chinese)
- [3] 刘帅,王占学,蔡元虎,等. 升力风扇和涡扇发动机组合动力系统性能模拟与分析[J]. 航空动力学报,2013,28(5):1095-1100.
- LIU Shuai, WANG Zhanxue, CAI Yuanhu, et al. Simulation and analysis of performance for combination of lift fan and turbofan engine power system[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5): 1095-1100. (in Chinese)
- [4] 张海明,骆广琦,孟龙,等. STOVL 型战斗机变循环发动机性能数值模拟[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2011, 12(6): 13-17.
- ZHANG Haiming, LUO Guangqi, MENG Long, et al. Numerical simulation on performance of a variable cycle engine for STOVL fighter[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2011, 12(6): 13-17. (in Chinese)
- [5] 姚华. 航空发动机全权限数字电子控制系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014: 2-8.
- [6] JAW L C, GARG S. Propulsion control technology development in the United States: a historical perspective[R]. NASA-TM-2005-213978, 2005.
- [7] 梁春华. 第4代战斗机发动机控制系统和其技术特点[J]. 航空发动机, 2007(增刊1): 76-82.
- [8] BIESIADNY T J, MCARDLE J G, ESKER B S. Overview of STOVL aircraft propulsion research offtakes and vertical lift systems[R]. AIAA 93-4865, 1993.
- [9] 杨刚, 孙健国, 李秋红. 航空发动机控制系统中的增广LQR方法[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 153-158.
- YANG Gang, SUN Jianguo, LI QiuHong. Augmented LQR method for aeroengine control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 153-158. (in Chinese)
- [10] 周克敏, DOYLE J C, GLOVER K. 鲁棒与最优控制[M]. 毛剑琴, 钟省生, 林岩, 等, 译. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [11] REEVES D E. A comprehensive approach to control configuration design for complex systems[D]. Atlanta, US: Georgia Institute of Technology, 1995.
- [12] SAMAR R, POSTLETHWAITE I. Multivariable controller design for a high performance aero-engine[C]// Proceedings of International Conference on Control. Coventry, England: Institution of Engineering and Technology, 1994: 1312-1317.
- [13] HAREFORS M, REFORS. Application of control structure design methods to a jet engine[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2001, 24(3): 510-518.
- [14] BRISTOL E. On a new measure of interactions for multivariable process control[J]. IEEE Transaction on Automatic Control, 1966, 11(1): 133-134.
- [15] WALKER G P, FULLER J W, WURTH S P. F-35B integrated flight-propulsion control development[R]. AIAA-2013-4243, 2013.
- [16] BORDIGNON K, BESSOLO J. Control allocation for the X-35B[R]. AIAA-2002-6020, 2002.
- [17] SYLVESTER T G, BROWN R J, O'CONNOR C F. F-35B lift fan inlet development[R]. AIAA-2011-6940, 2012.
- [18] 杨刚, 姚华. 实用航空发动机 LQR 权阵选取方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(4): 403-407.
- YANG Gang, YAO Hua. Choosing method for aeroengine LQR weighting[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 38(4): 403-407. (in Chinese)
- [19] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multi-objective genetic algorithm: NSGA-II [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.
- [20] VARELIS A G. Variable cycle engine for combat STOVL aircraft[D]. Bedfordshire, UK: Cranfield University, 1997.
- [21] 任冰涛, 李秋红, 亢岚, 等. 短距起飞/垂直降落发动机建模技术研究[J]. 航空动力学报, 2015, 30(10): 2531-2538.
- REN Bingtao, LI QiuHong, KANG Lan, et al. Research of short take off and vertical landing engine modeling techniques[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(10): 2531-2538. (in Chinese)
- [22] BEVILAQUA P. The shaft driven lift fan propulsion system for the Joint Strike Fighter[C]// Proceedings of The American Helicopter Society 53rd Annual Forum. Virginia, Beach, US: American Helicopter Society, 1997, 53: 1634-1642.

(编辑: 陈 越)