

涡扇发动机滑模参数限制调节器设计与仿真

张园锁, 吕晓武, 杨梅菊
(中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 201108)

摘 要: 以涡扇发动机参数限制保护为目标设计了一种滑模(SM)调节器. 采用区域极点配置的混合范数综合法设计了滑模调节器的反馈增益系数; 根据全局渐近稳定性判据验证了本滑模控制仿真的稳定性; 基于滑模调节器在仿真环境中进行了控制系统的建模, 对不同的滑模可调参数切换增益进行了比对分析, 并选取了某一组切换增益值作为后续仿真的基准参数; 仿真对比分析了滑模调节器和线性调节器的调节效果. 结果表明: 基于滑模控制方法所设计滑模参数限制调节器在发动机过渡态过程中对发动机进行主控, 克服了线性参数限制调节器在过渡态过程几乎无法实施控制的缺点; 该设计的滑模参数限制调节器能在 7 s 内实现发动机过渡态的参数限制保护功能.

关 键 词: 涡扇发动机; 混合范数综合; 滑模(SM); 参数限制; 调节器

中图分类号: V235 **文献标志码:** A

Design and simulation of sliding mode regulator for turbo-fan engine parameter limit

ZHANG Yuansuo, LÜ Xiaowu, YANG Meiju
(Commercial Aircraft Engine Company limited,
Aero Engine (Group) Corporation of China, Shanghai 201108, China)

Abstract: A sliding mode (SM) regulator was proposed for the turbo fan engine parameter limit protection. The feedback gains of the SM were designed using the regional pole placement method based on the mixed norm synthesis. The overall asymptotic stability of the SM regulator was established. The SM regulator was verified and compared in the simulation with different sliding switch gains, of which one of the gains was used as the standard coefficient for the following simulations. The regulating effects between SM regulator and linear regulator were compared and analyzed. The results preliminarily show that, the parameter limit regulator acts as a main control regulator during engine transient state process based on sliding mode control theory, overcoming the drawback of linear parameter limit regulator which nearly can not work during the same process; the designed regulator can conduct the parameter limit protection function in 7 seconds during the engine transient state.

Key words: turbo-fan engine; mixed norm synthesis; sliding mode(SM); parameter limit; regulator

收稿日期:2016-04-29

作者简介:张园锁(1983—),男,工程师,硕士,主要从事航空发动机控制系统工程研制和控制理论工程应用研究.

引用格式:张园锁,吕晓武,杨梅菊. 涡扇发动机滑模参数限制调节器设计与仿真[J]. 航空动力学报,2017,32(6):1425-1433.
ZHANG Yuansuo, LÜ Xiaowu, YANG Meiju. Design and simulation of sliding mode regulator for turbo-fan engine parameter limit[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6): 1425-1433.

作为高复杂性航空动力系统,涡扇发动机部件众多、机理复杂且工作环境条件极其恶劣,在其工作转速范围内具有高度非线性,这些特点对涡扇发动机控制系统研究设计提出了许多新的挑战,如何设计出既能对发动机运行关键参数(燃烧室进口温度压力、涡轮出口温度等)进行限制保护同时又能够兼顾稳态、动态性能要求的涡扇发动机控制系统,一直是当前动力装置控制研究领域的问题^[1-5].参数限制和保护不仅关乎发动机的安全运行,良好的参数限制更使得发动机各部件运行参数(温度、压力和转速)瞬态变化更加平缓、压气机喘振裕度提升和熄火倾向减小,从而延长了发动机的寿命.

航空涡扇发动机动力装置大致经历了机械液压式、模电式和数电式3个发展阶段^[2-3],当发展到数控系统阶段后^[6-7],由于软件的可重复修改特性,各种控制算法和限制逻辑的实现可灵活地在发动机电子控制器(EEC)中进行验证,同时现代控制理论方法不断创新,对动力装置的运行参数限制保护技术和方法有了长足的进展,新的方法不断在计算机仿真环境和硬件目标机试验室环境被大量研究.

鉴于滑模控制方法已在航空发动机控制^[8-9]、飞行器控制^[10]、内燃发动机气门生成控制^[11]、汽车自动巡航及自动跟车控制^[12-13]、双离合自动变速器的换挡控制^[14-15]等领域成功开展了仿真分析和应用.本文选取基于鲁棒性理论的滑模型控制方法设计滑模调节器对涡扇发动机进行了参数限制管理.虽然滑模调节器尚存在缺点,如趋近律的固有非线性会对分析造成了一定的困难,但是滑模调节器因其已被证明具有全局的渐近稳定性^[16-17]而具有理论上的优势,同时滑模控制能够克服过渡态过程中无法实施限制保护的不足,确保了在有限时间内达目标状态或限制状态,且通过近似的非线性处理能够避免不同的调节器之间不停切换导致的不稳定现象.

本文基于所设计的参数限制滑模控制器对某通用的涡扇发动机实时非线性模型进行了联合控制仿真分析,克服了滑模调节器非线性缺点的同时初步验证如上所列滑模控制的优点.

1 滑模调节器设计及集成

1.1 滑模控制原理^[18]

设非线性的系统方程为

$$\dot{\mathbf{X}} = f(\mathbf{X}, \mathbf{U}, t) \quad (1)$$

式中 $\mathbf{X} = (x_1, x_2, \dots, x_n) \in \mathbf{R}^n$, $\mathbf{U} = (U_1, U_2, \dots, U_m) \in \mathbf{R}^m$, $t \in \mathbf{R}$.

需要确定切换函数向量,即滑模量 $\mathbf{S}(\mathbf{X}) = (S_1, S_2, \dots, S_m)$, $\mathbf{S}(\mathbf{X}) \in \mathbf{R}^r$, 并且寻找滑模量函数的控制量如式(2)

$$U_i = \begin{cases} U_i^+(\mathbf{X}) & S_i(\mathbf{X}) > 0 \\ 0 & S_i(\mathbf{X}) = 0 \\ U_i^-(\mathbf{X}) & S_i(\mathbf{X}) < 0 \end{cases} \quad (2)$$

滑模控制的思想就是体现在令式(3)成立

$$U_i^+(\mathbf{X}) \neq U_i^-(\mathbf{X}) \quad (3)$$

设 $m=1$, 即 U 为标量控制, 则滑模控制的目标可等价转换为:

1) 满足可达性条件: 在切换面 $S_i(\mathbf{X})=0$ (滑模量 $\mathbf{S}$ 中至少有一个分量达到 0) 以外的相轨迹都将于有限时间达到切换面(即滑模面), 即对于系统

$$\dot{\mathbf{X}} = f(\mathbf{X}, U_i^+(\mathbf{X}), t); \quad \dot{\mathbf{X}} = f(\mathbf{X}, U_i^-(\mathbf{X}), t) \quad (4)$$

式(4)的解都将趋近 $S_i(\mathbf{X})=0$ 所表示的滑模面, 且在有限的时间内达到滑模面, 考虑式(2)、式(3)上述约束条件可表示为式(5)

$$\dot{\mathbf{S}}\mathbf{S} < 0 \quad (5)$$

2) 对于某一个滑模分量, 滑模面为滑动模态区, 滑动运动渐近稳定, 且衡满足式(6)

$$S_i(\mathbf{X}(t)) = 0, \quad \dot{S}_i(\mathbf{X}(t)) = 0 \quad (6)$$

$$\dot{S}_i(\mathbf{X}(t)) = \frac{\partial S_i(\mathbf{X})}{\partial \mathbf{X}} \cdot \dot{\mathbf{X}} = \frac{\partial S_i(\mathbf{X})}{\partial \mathbf{X}} \cdot$$

$$f(\mathbf{X}, U(\mathbf{X}), t) = 0 \quad (7)$$

解出 $U(\mathbf{X})$ 即可得等效控制 $U_e(\mathbf{X})$, 就能够保证滑动模态的存在, 即式(1)的运动沿着滑模面运动所需要的控制力, 常称之为滑动模态的等效控制.

依据以上要求可知滑模调节器的设计归结为以下两个设计问题: ①寻求切换函数 $\mathbf{S}(\mathbf{X})$, 使得它所确定的滑动模态渐近稳定且有良好的品质; ②求取控制量 $U_i^{\pm}(\mathbf{X})$, 使得可达性条件得到满足, 从而使滑模面上布满运动止点, 形成滑动模态区.

1.2 滑模调节器设计

本文被控对象发动机主控制输入为燃油流量 W_f ; 主被控输出为风扇转速 N_f ; 被限制参数为高压压气机出口静压 p_{s3} , 高压压气机出口总温 T_3 , 涡轮排气总温 T_{495} ; 状态量为核心机转速 N_c . 在发动机的某设计点附近近似线性关系进可用如下简化的状态空间模型来描述:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}\mathbf{U} \quad (8)$$

$$\dot{U} = U_r \quad (9)$$

$$\mathbf{Y} = \mathbf{K}\mathbf{X} + \mathbf{\Theta}\mathbf{U} \quad (10)$$

本文设计调节器为保证被控或被限变量无稳态误差,对被控对象输入使用了积分环节,引入式(9)中间变量 U_r ,即为待设计的调节器输出。

式(8)和式(9)中 $\mathbf{X} = [\Delta N_f \quad \Delta N_c]^T$ 为系统状态向量; $U = \Delta W_f$ 为系统标量输入; $\mathbf{Y} = [Y_1 \quad Y_2 \quad Y_3 \quad Y_4]^T = [\Delta N_f \quad \Delta T_3 \quad \Delta T_{495} \quad \Delta p_{s3}]^T$ 为模型输出; $\mathbf{A}$ 为 2×2 状态转移矩阵; $\mathbf{B}$ 为 2×1 输入转移矩阵; $\mathbf{G}$ 为 4×2 状态输出矩阵; $\mathbf{\Theta}$ 为 4×1 维输入输出矩阵; $\mathbf{K}$ 为 4×2 满秩滑模系数矩阵,且 $\mathbf{K} = [\mathbf{K}_1^T \quad \mathbf{K}_2^T \quad \mathbf{K}_3^T \quad \mathbf{K}_4^T]^T$, 其中 $\mathbf{K}_1^T, \mathbf{K}_2^T, \mathbf{K}_3^T, \mathbf{K}_4^T$ 为 2×1 矩阵。

通用的发动机限制保护调节器调节目标将发动机从任意初始稳态点 $(\Delta N_{f,0}, \Delta T_{3,0}, \Delta T_{495,0}, \Delta p_{s3,0})$ 控制到另一个稳定的目标推力状态点 $(\Delta \bar{N}_f, \Delta \bar{T}_3, \Delta \bar{T}_{495}, \Delta \bar{p}_{s3})$, 两个稳态点之间的过渡控制过程中,如果被限制参量 (T_3, T_{495}, p_{s3}) 未达到其限制值则风扇转速可达到 $\bar{N}_f$, 若控制过程触及被限变量,则发动机状态则稳定在此限制值。传统线性调节器通过各个被控或被限变量形成的单输入单输出(SISO)回路计算的控制指令进行高低选来实现,高低选逻辑的复杂性导致其稳定性不能保证,过渡态时被限制参数经常出现超限,限制回路提前抢占主控回路($\bar{N}_f$)的控制权等现象,导致实际的参数限制管理功能、性能达不到指标要求。

本文设计了一种低选-高选/滑模控制参数限制管理系统,包括主滑模调节器和受限滑模调节器等,滑模调节器的具体设计过程如下:

设计低选-高选选择律为式(11)

$$U_r = \max_{k \in H} [\min(\min_{j \in L} U_{r_{kj}}, U_{r1}), U_{r_{rk}}] \quad (11)$$

式中 $L = 1, 2, \dots, I$; 且 $H = 1, 2, \dots, h$; $U_{r_{kj}}$ 为与低选操作相连接的受限滑模调节器输出; $U_{r_{rk}}$ 为高选操作相连的受限滑模调节器输出,主滑模调节器输出直接默认连接在低选器上,其输出为 U_{r1} 。

针对如式(8)和式(9)描述的发动机模型,设计如式(12)表示的滑模量

$$\mathbf{S} = \mathbf{Y} - \bar{\mathbf{Y}} \quad (12)$$

式中 $\mathbf{S} = [S_1 \quad S_2 \quad S_3 \quad S_4]^T$, $\bar{\mathbf{Y}} = [\bar{Y}_1 \quad \bar{Y}_2 \quad \bar{Y}_3 \quad \bar{Y}_4]^T$, $\bar{Y}_i = \mathbf{K}_i \bar{\mathbf{X}} + \Theta_i \bar{U}$, 且 $i = 1, 2, 3, 4$, 其中 $\bar{\mathbf{X}}$ 和 $\bar{U}$ 为达到滑模面平衡状态时状态值,满足 $\mathbf{A}\bar{\mathbf{X}} + \mathbf{B}\bar{U} = 0$ 。 $\mathbf{X}_0$ 和 U_0 为滑模运动的初始状态,其满足

$$\mathbf{A}\mathbf{X}_0 + \mathbf{B}\mathbf{U}_0 = 0.$$

系统达到滑模态时满足如式(13)

$$\dot{\mathbf{S}} = \mathbf{S} = 0 \quad (13)$$

为保证在有限时间内系统从任意初始平衡状态达到滑模态,下面“可达性条件”式(14)必须成立

$$\dot{\mathbf{S}}\mathbf{S} < 0 \quad (14)$$

为满足上式可达性条件,选取等速趋近律,式(7)等价式(8)

$$\dot{\mathbf{S}} = -\eta \text{sign}(\mathbf{S}) \quad (15)$$

式中 η 为一恒定的正数,反映滑变量切换特性的常数,简称切换常数,假设系统从初始点经由时间 t_r 到达滑模态 $\mathbf{S}(t_r) = 0$, 对式(8)进行积分,如式(16)所示

$$\mathbf{S}(t_r) - \mathbf{S}(0) = -\int_0^{t_r} \eta \text{sign}(\mathbf{S}) dt \quad (16)$$

采用理想趋近律设计的滑模量在达到滑模面的过程符号不变,式(16)可转换为如式(17)

$$\eta = \frac{|\mathbf{S}(0)|}{t_r} \quad (17)$$

联立式(8)~式(15)可得式(18)成立

$$U_{ri} = -\frac{1}{\Theta_i} [\mathbf{K}_i (\mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}\mathbf{U}) + \eta_i \text{sign}(\mathbf{S}_i)] \quad (18)$$

考虑上面式(8)中 $\mathbf{S}$ 变量会有无穷多个连续的过零点,工程中的作动机构无法完成此种执行任务,且即使在仿真环境也对目前的积分算法是一个很大的挑战,本文采用如下的函数近似描述滑模量的这种特性,具体如式(19)。

$$\text{sign}(S_i) \approx \text{sat}\left(\frac{S_i}{\phi}\right) = \begin{cases} 1 & S_i \geq \phi \\ S_i & -\phi < S_i < \phi \\ -1 & S_i < -\phi \end{cases} \quad (19)$$

式中正常数 ϕ 反映滑变量切换的边界,简称为边界层厚度。

1.3 滑模调节器参数设计

本文的控制对象可简化为 SISO 的发动机模型,且被控输出变量设计点随着发动机初始状态不同而改变。

受限变量输出 (T_3, T_{495}, p_{s3}) 的 $\mathbf{K}_i$ 和 Θ_i ($i = 2, 3, 4$) 由初始稳态点的系统状态空间模型输出矩阵给定,且 Θ_1 亦通过系统模型给定。本部分对状态反馈控制律的反馈增益矩阵 $\mathbf{K}$ 的设计过程进行了说明,滑模参数限制管理调节器的可调参数为 η 和 ϕ , 此两变量在仿真过程对滑模量响应调

试时确定.

描述调节系统在稳态点线性模型的状态方程和性能输出方程如式(20)~式(22)所示

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}U \quad (20)$$

$$Z_2 = \mathbf{C}_1\mathbf{X} + D_1U \quad (21)$$

$$\mathbf{Z}_\infty = \mathbf{C}_2\mathbf{X} + D_2U \quad (22)$$

式(20)与式(8)相同,式(21)和式(22)来自式(10) $Z_2 = Y_1 = \Delta p_{s3}; \mathbf{Z}_\infty = [Y_2 \ Y_3]^T = [\Delta T_3 \ \Delta T_{495}]^T, \mathbf{C}_1 = \mathbf{K}_4, \mathbf{C}_2 = [\mathbf{K}_2^T \ \mathbf{K}_3^T]^T, D_1 = \Theta_1, D_2 = [\Theta_2 \ \Theta_3]^T$.

应用如下式状态反馈控制律

$$U = -\mathbf{K}_1\mathbf{X} \quad (23)$$

所获取的闭环系统如式(24)~式(26)所示

$$\dot{\mathbf{X}} = (\mathbf{A} - \mathbf{B}\mathbf{K}_1)\mathbf{X} \quad (24)$$

$$Z_2 = (\mathbf{C}_1 - D_1\mathbf{K}_1)\mathbf{X} \quad (25)$$

$$\mathbf{Z}_\infty = (\mathbf{C}_2 - D_2\mathbf{K}_1)\mathbf{X} \quad (26)$$

联立式(21)和式(22),并进行拉氏变换可得式(27)和式(28)

$$G_{U,Z_2} = -\frac{\mathbf{C}_1 - D_1\mathbf{K}_1}{\mathbf{K}_1} \quad (27)$$

$$G_{U,\mathbf{Z}_\infty} = -\frac{\mathbf{C}_2 - D_2\mathbf{K}_1}{\mathbf{K}_1} \quad (28)$$

式中 G_{U,Z_2} 为发动机模型输入 U 到性能输出 Z_2 的传递函数; $G_{U,\mathbf{Z}_\infty}$ 为发动机模型输入 U 到性能输出 $\mathbf{Z}_\infty$ 的传递函数.

本文采用带有区域极点配置的 H_2/H_∞ 反馈综合的方法对 $\mathbf{K}_1$ 的参数进行优化设计, H_2 性能输出为 p_{s3} , H_∞ 性能输出为 T_3 和 T_{495} . 寻求使外部输入(燃油流量 W_f)对性能输出(T_3, T_{495}, p_{s3})的影响限制在规规定值之下的增益系数 $\mathbf{K}_1$. 采用 2 范数和无穷范数用来表示这种影响, 具体如式(29)所示

$$M = a\|G_{U,\mathbf{Z}_\infty}\|^2 + b\|G_{U,Z_2}\|^2 \quad (29)$$

式中 a 和 b 为非负的权重值, 最小化 M 获取的 $\mathbf{K}_1$ 即为最优解, 本设计中 a 和 b 取相等数值表明 H_2 和 H_∞ 分别优化的权重相同.

文中所设计的滑模调节器滑模系数 $\mathbf{K}_1$ 所取发动机模型的环境条件为高度为 0 m, 马赫数为 0, 标准环境温度偏差为 0 K; 通过参数辨识获取发动机模型的地面慢车(GI)附近稳态点和最大推力(MTO)附近稳态点的线性模型为基准, 如式(30)~式(33)所示

$$\mathbf{A}_{\text{gil}} = \begin{bmatrix} -0.4574 & 0.1759 \\ 0.1033 & -0.3962 \end{bmatrix} \quad (30)$$

$$\mathbf{B}_{\text{gil}} = \begin{bmatrix} 250.4 \\ 1129.4 \end{bmatrix} \quad (31)$$

$$\mathbf{A}_{\text{mto}} = \begin{bmatrix} -0.5429 & -0.1041 \\ 3.9780 & -3.0684 \end{bmatrix} \quad (32)$$

$$\mathbf{B}_{\text{mto}} = \begin{bmatrix} 312.5 \\ 832.2 \end{bmatrix} \quad (33)$$

采用区域极点配置 H_2/H_∞ 反馈综合优化方法求取, 所选取的闭环特征值位于中心在复平面负实轴(-8,0)且半径为 1.5 的圆盘区域内, 滑模系数设计结果如式(34)和式(35).

$$\mathbf{K}_{1,\text{gil}} = [0.2758 \quad -0.0487] \quad (34)$$

$$\mathbf{K}_{1,\text{mto}} = [0.0449 \quad -0.0033] \quad (35)$$

根据系统输出矩阵获取 $\mathbf{K}_{2,\text{gil}}, \mathbf{K}_{3,\text{gil}}, \mathbf{K}_{4,\text{gil}}, \mathbf{K}_{2,\text{mto}}, \mathbf{K}_{3,\text{mto}}, \mathbf{K}_{4,\text{mto}}, \Theta_{2,\text{gil}}, \Theta_{3,\text{gil}}, \Theta_{4,\text{gil}}, \Theta_{2,\text{mto}}, \Theta_{3,\text{mto}}, \Theta_{4,\text{mto}}$, 此处略去具体设计结果.

1.4 滑模调节器稳定性设计

低选-高选/滑模控制参数管理系统架构在理论上已被严格证明是稳定的, 同时可保证在有限时间内达到限制值且不会突破限制值^[17].

若保证如下两个条件成立:

1) $\mathbf{A}$ 为非奇异矩阵.

2) 矩阵 $\mathbf{A}_{\text{eq},i} = \mathbf{A} - \mathbf{B}\mathbf{K}_i/\Theta_i$ 特征值具有负实($i=2, 3, 4$ 为受限变量索引). 且在控制输入式(18)经由式(11)选择律之后, 被控对象式(8)和式(9)的运行轨迹在有限的时间内渐进收敛于唯一的平衡点 $\bar{\mathbf{X}}$.

经由式(30)~式(33)数据验证, 在地面慢车和最大推力两个状态点, 上面两个条件均满足, 即本文设计的低选-高选/滑模参数限制管理调节系统渐近稳定.

2 仿真及分析

2.1 滑模调节器建模说明

本文主要基于文中第 1.2 节低选-高选/滑模参数限制管理调节器设计原理进行了建模, 其主要包括主滑模调节器设计建模、限制保护滑模调节器设计建模、滑模控制量低选-高选选择器设计建模和调节器综合建模等, 具体结果如下所示.

设计的主滑模调节器原理如图 1 所示.

受限变量滑模调节器原理如图 2 所示.

基于不变性性质的选取器关联准则^[17], 低选-高选设计结果如表 1.

由滑模主调节器、滑模受限输出调节器、低选-高选选择器(图 3)、积分器和控制对象组成的控制系统动态仿真模型如图 4 所示.

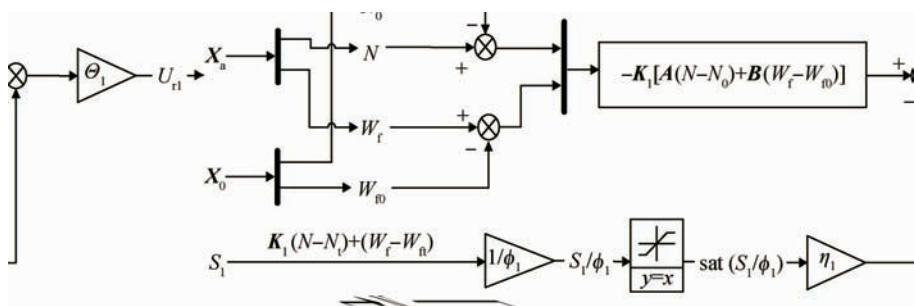


图 1 主滑模调节器仿真框图

Fig. 1 Schematic diagram of main SM regulator simulation

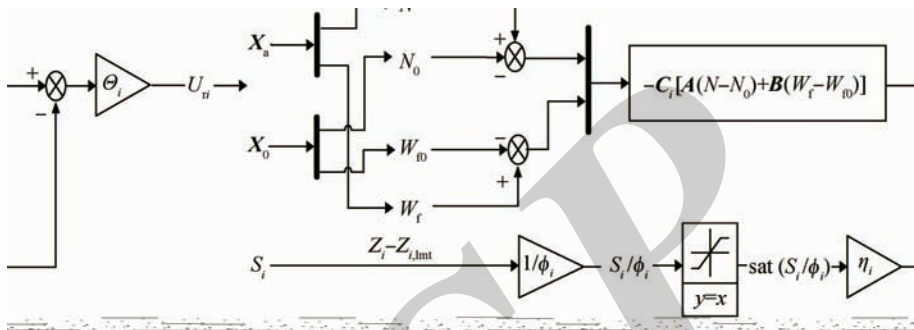


图 2 受限参数滑模调节器仿真框图

Fig. 2 Schematic diagram of limited parameter SM regulator simulation

表 1 滑模调节器低选-高选选择器设计结果

Table 1 SM regulator min-max selector design results

受限信号	受限类型	Θ 系数	选择器类型
T_3	向上	GI 20.25	低选
		MTO 88.20	低选
T_{495}	向上	GI 234.94	低选
		MTO 731.24	低选
p_{s3}	向上	GI 348.71	低选
		MTO 543.30	低选
p_{s3}	向下	GI 348.71	高选
		MTO 543.30	高选

2.2 滑模调节器仿真及分析

基于某通用涡扇发动机的非线性实时模型, 分别采用低选-高选/滑模参数限制管理调节器和经典的增益调度线性参数限制管理调节器对其进行了控制仿真. 由文中第 2.1 节 GI1 稳态点、GI2 稳态点、MTO 附近稳态点发动机模型系数矩阵可知, 发动机本身的系统在全转速范围变化的范围约 10~100 倍, 采用某一固定的线性调节器完成各种控制指标几乎不可能, 通常采用将发动机模型进行分段线性化, 在每个区间的设计点分别设计线性调节器, 实际的控制过程中控制参数则通过设计的分段调节器插值获取(即常见的“增益调度”、“增益可调”), 本部分采用的增益调度线性调节器控制仿真则采用此种方法设计, 具体设计过程^[19-20] 在此处不再赘述, 仅给出增益调度线性调节器的仿真结果.

由前述基于滑模控制理论设计的调节器, 仅需设计一个固定的反馈增益(K)和滑模调节器参数(η, ϕ)即可实现从 GI 附近状态到 MTO 状态的(接近全转速范围)控制过程. 这表明滑模控制对于被控对象(此处指发动机模型)结构参数变化的“完全自适应性”鲁棒性, 是一种鲁棒性较强的控制方法.

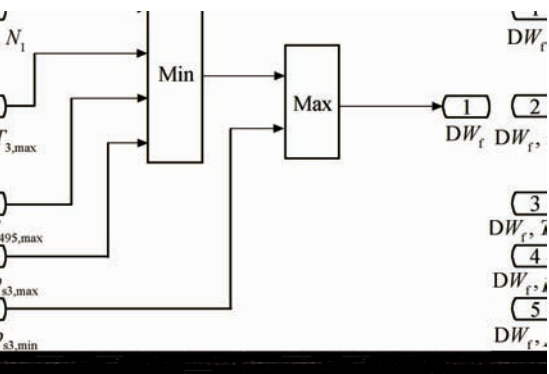


图 3 滑模控制量低选-高选选择器仿真框图

Fig. 3 Schematic diagram of SM control variables min-max selector simulation

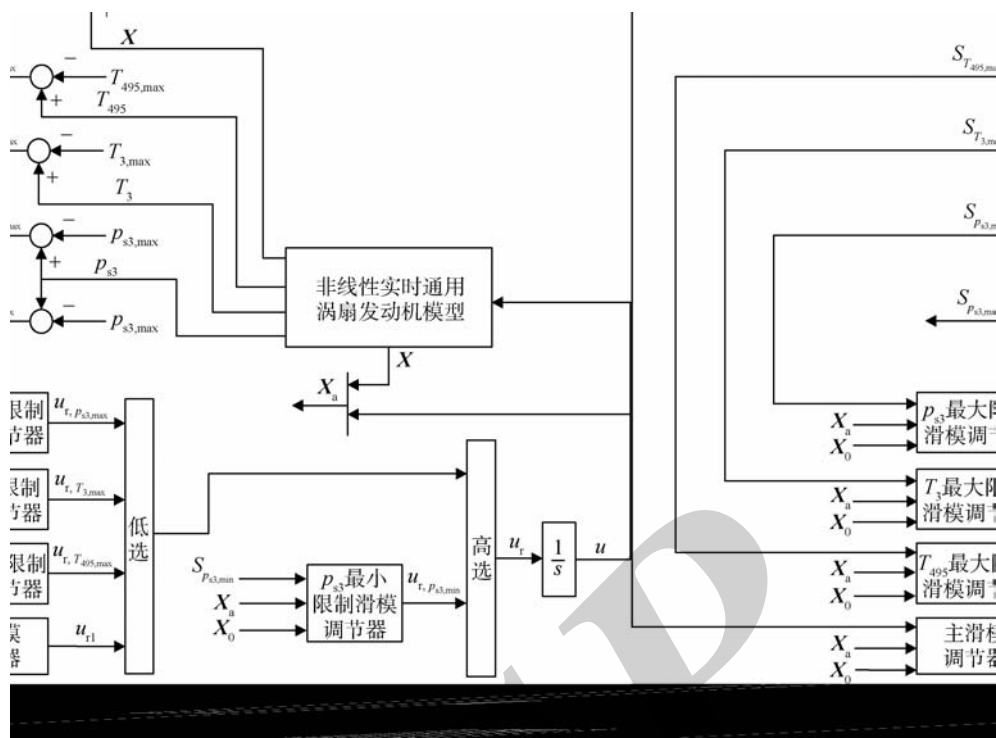


图 4 低-高选/滑模参数限制管理调节系统闭环控制原理图

Fig. 4 Closed loop control schematic diagram of min-max/SM parameter limit management regulating system

本部分重点对模拟了从 GI1 附近推力状态到 MTO 附近推力状态,然后再回到 GI2 附近推力状态的典型测试用例,基于不同类型调节器分别开展了仿真及对比分析,用例如图 5 所示。

型的运行同样符合这种发动机的设计要求. 因此,考虑到演示参数限制的目的,本数字仿真需下调设置最大 p_{s3} 限制值为 $p_{s3,max}=3.9\text{ MPa}$,最大 T_3 限制值为 $T_{3,max}=900\text{ K}$,最大 T_{495} 限制值为 $T_{495,max}=1125\text{ K}$,上调最小 p_{s3} 限制值为 $p_{s3,min}=0.9\text{ MPa}$ 。

如图 6 所示,通过调试滑模切换增益 η ,获取了 η_i 取不同值的滑模控制响应,鉴于仿真过程中 T_{cg} 变量的响应超调较为明显,表 2 中以 T_{495} 的响应数据梳理出控制指标,表中 η_i 和 η_0 ($i=1,2,3,4$), $\eta_{10}=218$, $\eta_{20}=1983$, $\eta_{30}=22908$, $\eta_{40}=13415$,表 2 中 1 行代表 1 个仿真测试,4 个参数 η_i 同步且比例变化。

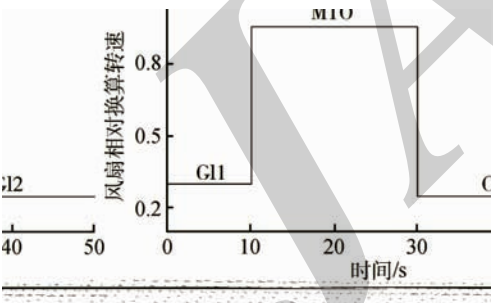


图 5 低选-高选/滑模参数限制管理仿真测试用例
Fig. 5 Min-max/SM parameter limit management simulation test case

仿真分析采用固定时间步长的非线性实时发动机模型,两次相邻离散点间的时间间隔(即步长)为 0.005 s ,仿真时被封装为单输入变量(燃油流量)多输出变量($N_c, N_f, T_3, T_{495}, p_{s3}$)的简化模型. 仿真条件为地面静止标准海平面条件:高度为 0 km ,马赫数为 0 且标准温差为 0 K ,模拟了发动机从地面慢车推力至最大推力再返回值地面慢车过程。

通常的发动机均需要设计成不仅达到推力指标(N_f 目标值为衡量推力的是否达到的标准)而且此过程不会超出各参数的设计限制值,本发动机模

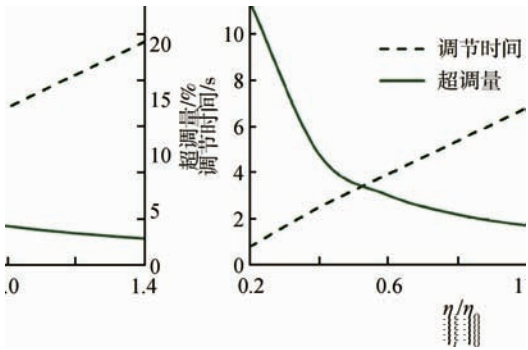


图 6 滑模切换增益变化对滑模性能指标影响曲线
Fig. 6 Influence curve of SM switching gain variances on performance targets

表 2 滑模切换增益变化对滑模性能指标影响

Table 2 Influence list of SM switching gain variances on performance targets

η_i	调节时间/s	超调量/%
$0.2\eta_{i0}$	0.77	23.78
$0.4\eta_{i0}$	2.49	9.96
$0.6\eta_{i0}$	3.94	6.26
$0.8\eta_{i0}$	5.38	4.52
η_{i0}	6.82	3.51
$1.2\eta_{i0}$	8.26	2.85
$1.4\eta_{i0}$	9.71	2.38

滑模边界层厚度 ϕ 主要用来消除滑模调节过程的“高频抖振”, 其对控制过程调节时间和低频超调影响基本可以忽略, 其数值可在某一组切换增益中调试完成即可。

鉴于发动机被控对象的惯性特性和控制系统燃油硬件部件的各种机械运动限制, 调节过程不易太快, 同时考虑飞机对发动机推力要求, 又不希望调节过程太慢, 一般发动机慢车到最大推力的过渡过程较适中的调节时间常取为 5~10 s。考虑表 2, 在避免较大超调量的前提下, 滑模切换增益 η_i 可取范围约为 $0.8\eta_{i0} \sim 1.4\eta_{i0}$, 选取 $\eta_i = \eta_{i0}$ 开展后续仿真分析, 同时选取的各滑模调节器的边界层厚度如下所示: $\eta_1 = 218$ 和 $\phi_1 = 25$; $\eta_2 = 1983$ 和 $\phi_2 = 2.5$; $\eta_3 = 22\ 908$ 和 $\phi_3 = 12.5$; $\eta_4 = 13\ 415$ 和 $\phi_4 = 12.5$ 。

综合图 7~图 9 的仿真结果可知: 在加速过程, 加速开始 7 s 左右, 相对 T_3 和 T_{495} 最大限制值, p_{s3} 最大限制值最先达到 ($p_{s3,r} = 1$), 且 p_{s3} 最大值参数限制调节器的滑变量 $S_{p_{s3},max}$ 同时达到 0 MPa, 即加速过程达到 $S_{p_{s3},max} = 0$ MPa 滑模稳定

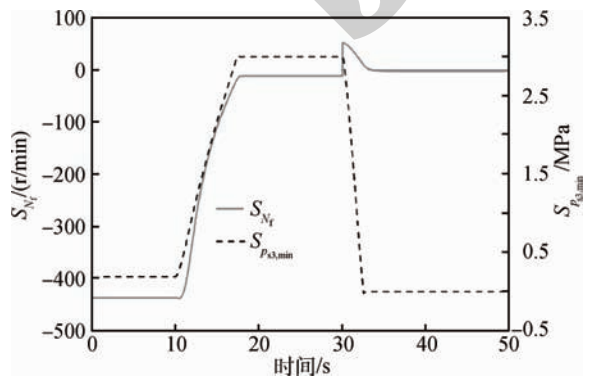


图 7 主控 S_{N_f} 和 $S_{p_{s3},min}$ 限制滑模函数响应

Fig. 7 Main control S_{N_f} regulator and $S_{p_{s3},min}$ limited parameter regulator sliding function response

状态; T_3 和 T_{495} 最大值限制回路未达到限制值, 其滑函数 $S_{T_3,max}$ 和 $S_{T_{495},max}$ 分别从 $S_{T_3,max(0)} = -270$ K 及 $S_{T_{495},max(0)} = -445$ K 向值为 0 K 的方向移动, 加速过程结束时仍未到达各自的滑模态。在减速过程, 减速开始 4 s 左右 $S_{p_{s3},min}$ 达到 0 MPa, 即 p_{s3} 最小值限制回路达到 ($p_{s3,r} = p_{s3,min}/p_{s3,max} = 0.23$), 即减速过程达到 $S_{p_{s3},min} = 0$ MPa 的滑模稳定状态。

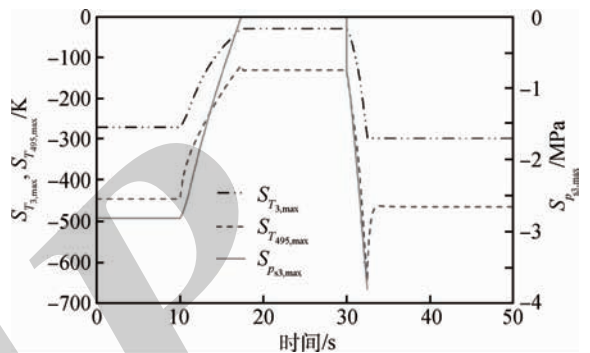


图 8 $S_{T_3,max}$, $S_{T_{495},max}$, $S_{p_{s3},max}$ 限制滑模函数响应

Fig. 8 $S_{T_3,max}$, $S_{T_{495},max}$, $S_{p_{s3},max}$ limited parameter regulator sliding function response

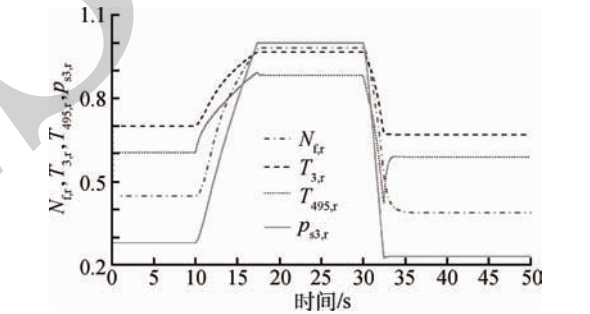


图 9 低选-高选/滑模参数限制管理调节器发动机状态参数响应 (归一化)

Fig. 9 Engine state parameter response of min-max/SM parameter limited management regulator (normalized)

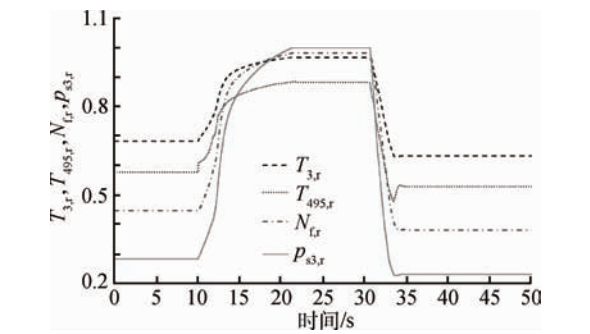


图 10 线性参数限制管理调节器发动机状态参数响应 (归一化)

Fig. 10 Engine state parameter response based on linear parameter limit management regulator (normalized)

仿真试验结果的分析过程如下,其中图 9 和图 10 中的状态参数响应采用归一化模式,相关的参数定义如下所示: $T_{3,r} = T_3/T_{3,max}$, $p_{s3,r} = p_{s3}/p_{s3,max}$, $T_{495,r} = T_{495}/T_{495,max}$, $N_{f,r} = N_f/N_{f,mto}$. 其中 $N_{f,mto}$ 为本仿真点发动机最大推力附近设计点风扇转速.

图 10 为基于增益调度的线性调节器的发动机参数限制管理试验响应,此过程采用与如上滑模控制参数限制管理相同的测试用例.

由图 10 可知,线性调节器的加速过程前期控制效果较为“陡”后期较过于“缓慢”,且 T_{495} 参数变化过程出现了阶段性的短时“低频抖振”特点,滑模参数限制调节器控制过程平缓, T_{495} 响应也没有出现“低频抖振”现象;线性调节器的减速过程结束阶段 T_{495} 回调的时候出现了“欠阻尼”的“振荡”的调节过程,而滑模调节器回调后直接“过阻尼”无超调地趋近至稳态值.

图 11 为线性调节器和滑模调节器状态位指示图. 图 11 和表 3 中,线性调节器在加速过程主要由加速线性调节器主控,并在接近目标状态或限制状态时候将控制权转换给 $p_{s3,max}$ 线性限制调节器,减速过程主要由减速控制器主控,并在接近目标状态或限制状态时候将控制权转换给 $p_{s3,min}$ 线性限制调节器;滑模调节器在进入加速后直接由 $p_{s3,max}$ 滑模调节器主控,由于目标状态被 p_{s3} 参数限制,滑模调节器一直由其主控直至减速状态开始,减速后 $p_{s3,max}$ 滑模调节器将控制权移交给 $p_{s3,min}$ 滑模调节器并直至仿真结束.

由此可知,而线性调节器则过渡过程中主要由加速或减速调节器对被控对象进行调节,而仅仅在接近限制状态的时候才由于限制调节器接过控制权;滑模调节器过渡态过程中完全由限制调节器对被控对象进行调节,无需过渡态调节器,这

不仅避免了限制调节器 ($p_{s3,max}$, $p_{s3,min}$, $T_{3,max}$, $T_{495,max}$) 或稳态调节器 (N_f , N_c) 与过渡态(加速, 减速)之间切换导致的不稳定因素,同时滑模调节器也无需进行过渡态回路设计.

表 3 线性调节器和滑模调节器的状态位表
Table 3 State bit list of linear regulator and SM regulator

调节器	状态位	
线性调节器	N_f	2
	$T_{3,\max}$	3
	$T_{495,\max}$	4
	$p_{s3,\max}$	5
	$p_{s3,\min}$	6
	加速	7
	减速	8
滑模调节器	N_f	1
	$p_{s3,\min}$	2
	$p_{s3,\max}$	3
	$T_{3,\max}$	4
	$T_{495,\max}$	5

滑模控制参数限制管理调节器在控制性能方面的改进与其调节参数优化设计过程中最小化加权范数的设计目标直接相关,即滑模调节器中滑模系数从设计层面对控制过程的品质进行了约束优化.

3 结 论

由本文的数字仿真试验可知,相对传统的基于参数自适应调度的线性调节器,滑模控制在航空发动机上的应用具有如下几个方面的优点:

- 1) 滑模控制方法在设计过程不需要分段线性化设计调节器,只需根据发动机的稳态特性图(更准确起始点和终点的状态空间模型)即可设计,控制参数的设计采用区域极点配置的 H_2/H_∞ 反馈综合范数优化算法,且可应用于全转速范围的发动机控制.
- 2) 滑模控制方法设计的调节器无需对过渡态的控制回路进行单独设计,且所设计的滑模参数限制调节器在过渡过程主控,克服了传统线性限制调节器过渡过程不起作用的缺点.
- 3) 滑模调节器在主控回路和受限回路的控制指令低选-高选原则清晰,且高选/滑模调节器已被论证具有全局渐近的稳定性的稳定性,相比传统线性

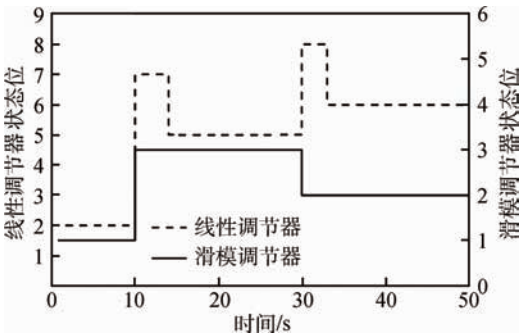


图 11 线性调节器和滑模调节器状态位图

Fig. 11 State bit diagram of linear regulator and SM regulator

调节器中对各回路计算的控制量进行选择的逻辑复杂特性, 大大降低了综合调节器内部逻辑的复杂度而又不损失控制系统的各种性能指标。

4) 滑模调节器参数的设计过程直接对标时域指标, 通过调整 η 对控制过程调节时间进行调校, 如本文所示, 在 7 s 左右时间调节器将发动机模型调整到 p_{s3} 参数首先被限制的稳定状态, 保证了参数限制保护的时域性能指标。

鉴于滑模控制方法在鲁棒性、稳定性、过渡过程控制品质优化和调节器器设计调试简洁等优点, 后续将在机载控制器(EEC)目标机上开展基于滑模控制的参数限制管理算法的硬件在回路(HIL)验证, 并尝试与线性调节器综合后验证, 进一步提升滑模控制在工程应用中的价值。

参考文献:

[1] 樊思齐. 航空发动机控制(下册)[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2008.

[2] JAW L C, MATTINGLY J D. Aircraft engine controls design, system analysis, and health monitoring[M]. Blacksburg, VA, USA: AIAA, 2009.

[3] 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.

[4] 孙建国, 黄金泉, 叶志峰, 等. 现代航空动力装置控制[M]. 修订版. 北京: 航空工业出版社, 2009.

[5] 徐敏. 现代航空发动机机械液压控制系统仿真计算与设计[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012.

XU Min. Simulation and design of hydromechanical control system of modern aeroengine [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

[6] BARRETT W J, REMBOLD J P, BURCHAM F W, Jr, et al. Digital electronic engine control system: F-15 flight test [J]. Journal of Aircraft, 1983, 20(2): 137-141.

[7] 黄开明, 尹泽勇, 黄金泉. 参数限制对涡轴发动机过渡态控制的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 432-436.

HUANG Kaiming, YIN Zeyong, HUANG Jinquan. Analysis of turbo-shaft engine control system dynamic performance with parameter limitation [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 432-436. (in Chinese)

[8] 苗卓广, 谢寿生, 王海涛, 等. 基于 RBF 网络的航空发动机 Terminal 滑模控制 [J]. 航空动力学报, 2010, 25 (12): 2821-2826.

MIAO Guangsheng, XIE Shousheng, WANG Haitao, et al.

Terminal sliding mode controller for aero-engine based on RBF neural network [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(12): 2821-2826. (in Chinese)

[9] 苗卓广, 谢寿生, 张波, 等. 航空发动机自适应全局快速非奇异 Terminal 滑模控制 [J]. 航空动力学报, 2013, 28 (11): 2634-2640.

MIAO Zhuoguang, XIE Shousheng, ZHANG Bo, et al. Adaptive global fast non-singular terminal sliding mode control for aero-engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(11): 2634-2640. (in Chinese)

[10] ZEGHLACHE S, KARA K, SAIGAA D. Fault tolerant control based on interval type-2 fuzzy sliding mode controller for coaxial tractor aircraft [J]. The International Society of Automation (ISA) Transactions, 2015, 59(11): 215-231.

[11] POURNAZERI M, KHAJEPOUR A. Precise lift control in a new variable valve actuation system using discrete-time sliding mode control [J]. Mechanism and Machine Theory, 2016, 99(5): 217-235.

[12] GANJI B, KOUZANI A Z, KHOO S Y. Adaptive cruise control of a HEV using sliding mode control [J]. Expert System with Applications, 2014, 41(2): 607-615.

[13] LI S E, DENG K, LI K. Terminal sliding control of automated car following system without reliance on longitudinal acceleration information [J]. Mechatronics, 2015, 30 (9): 327-337.

[14] WALKER P D, ZHANG N, TAMBA R. Control of gear shifts in dual clutch transmission power-train [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2011, 25(6): 1923-1936.

[15] 王雷雷, 吴光强. 基于离散时间滑模控制器的自动变速器滑差控制 [J]. 同济大学学报(自然科学版), 2011, 39(11): 1669-1672.

WANG Leilei, WU Guangqiang. Slip control of automatic transmission based on discrete-time sliding mode controller [J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2011, 39(11): 1669-1672. (in Chinese)

[16] RICHTER H. Advanced control of turbofan engines [M]. Cleveland, OH, USA: Springer, 2011.

[17] RICHTER H. A multi-regulator sliding mode control strategy for output-constrained systems [J]. Automatica, 2011, 47(10): 2251-2259.

[18] 刘金坤. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真 [M]. 3 版. 北京: 清华大学出版社, 2015.

[19] 胡寿松. 自动控制原理 [M]. 6 版. 北京: 科学出版社, 2013.

[20] DORF R, BISHOP R. Modern control system [M]. Upper Saddle River, NJ, USA: Pearson, 2013.

(编辑: 叶 青)