

几何可调液体冲压发动机多变量控制算法研究^{*}

聂聆聪¹, 朴胜志¹, 吴智锋¹, 刘汉斌²

(1. 北京动力机械研究所, 北京 100074; 2. 第二炮兵驻三十一研究所军事代表室, 北京 100074)

摘 要: 为了解决几何可调冲压发动机多变量耦合下的控制问题, 设计了此发动机的混合灵敏度 H_{∞} 鲁棒多变量控制器。在大偏离非线性动态模型基础上进行了仿真试验验证并与原单变量多回路控制器进行了对比, 试验结果表明此多变量控制器可以有效地减小输出超调, 提高了发动机的稳定裕度。

关键词: 冲压发动机; 几何可调; 多变量控制; H_{∞} 鲁棒控制

中图分类号: V433

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2013) 12-1690-06

Study on Multi-Variable Control System for Variable Geometry Liquid Ramjet Engine

NIE Ling-cong¹, PIAO Sheng-zhi¹, WU Zhi-feng¹, LIU Han-bin²

(1. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China;

2. The Second Artillery in the 31st Institute of Military Representative Office, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to solve the multi-variable control problem for variable geometry ramjet engine, the H_{∞} mixed-sensitivity robust multi-variable controller is designed. On the basis of large deviation nonlinear dynamic model, the simulation is scheduled to compare the performance for single-variable multi-loop controller. Simulation and experimental results show that this method has smaller pressure overshoot and larger stability margin.

Key words: Ramjet engine; Variable geometry; Multi-variable control; H_{∞} robust control

1 引 言

早期的冲压发动机只有燃油流量一个控制变量, 多采用精度较低、结构复杂的机械液压式控制系统, 随着技术的不断发展, 冲压发动机逐渐应用到超声速无人机和远程导弹中^[1,2]。为了提高冲压发动机的比冲, 减小油耗, 使发动机的总效率提高, 可采用喷管连续可调, 即发动机在加速、巡航、俯冲等各种飞行条件下, 通过调节喷管喉道面积, 使冲压发动机进气道始终处于临界工作状态, 从而提高进气道的总压恢复系数, 提高发动机的总效率。尤其对工作包线较宽的

冲压发动机, 可调喷管对提高冲压发动机性能带来的好处更为突出^[3]。

对这样一个典型的强耦合多变量被控对象, 简单易实现的经典单变量控制方法显然无法对其进行有效的控制, 而近年来现代控制理论、鲁棒控制理论、智能控制理论等先进控制理论的蓬勃发展使实现冲压发动机多变量控制成为了可能^[4-6], 为有效的提升发动机性能创造了条件。同时伴随着计算机技术的发展, 以嵌入式计算机为核心, 能实现高精度高性能数字式电子控制系统更为复杂的多变量控制算法的实现提供了优良的平台^[7]。例如文献[8]提出了一种

* 收稿日期: 2013-08-12; 修订日期: 2013-09-27。

基金项目: 国家自然科学基金 (90305022; 10525212)。

作者简介: 聂聆聪 (1983—), 男, 博士, 工程师, 研究领域为飞行器控制, 发动机控制技术。

E-mail: nielingcong@163.com

用于航空发动机多回路控制的多变量自抗扰解耦控制算法,首先通过静态解耦算法实现多变量耦合系统的静态解耦,而后通过 ADRC 非线性扩张观测器的补偿控制实现各回路的动态解耦,最终实现复杂多变量耦合系统的解耦控制。文献[9]针对现代航空发动机是一个具有不确定性的强非线性系统,结合滑模变结构控制和模糊逻辑系统的优点,提出了一种模糊滑模变结构模型跟踪控制方法。另外,对于几何可调液体冲压发动机来说,飞行包线较大;如何在全包线内满足系统的稳定性也是控制器设计时需要重点关注的问题^[10,11]。

针对喷管喉道无极可调的冲压发动机,由于调节燃油流量和尾喷管喉道在一定条件下均能改变发动机当前的推力性能和进气道出口反压等发动机状态参数。因此当为了改变推力而调节燃油时,进气道激波位置会随之改变,这时需要快速调节尾喷管喉道面积保证激波位置稳定。当使用单变量控制时,由于多变量耦合,调节过程激波位置总会有较大波动^[3],为此,本文采用混合灵敏度 H_∞ 鲁棒多变量控制器,减小耦合产生的扰动,改进发动机稳定裕度。

2 几何可调冲压发动机组成

几何可调冲压发动机主要有两个可控变量,燃烧室供油流量可控,尾喷管喉道面积连续可调。其系统简图如图 1 所示。发动机控制器接收飞行器发出的名义推力指令同时测量来流参数、进气道出口压力 p_2 ,通过设计的控制算法发出燃油流量与尾喷管喉道面积作动指令,在调节名义推力指令的同时保证进气道出口压力值。

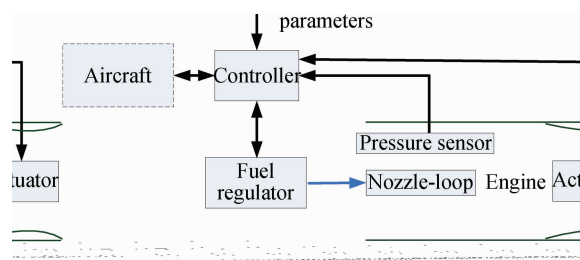


Fig.1 Schematic diagram of variable geometry ramjet engine

对于冲压发动机来说,发动机的时间常数比执行机构的时间常数小很多,可以忽略容腔效应的影响^[12],于是可以定义燃油流量 q_{mf} 与尾喷管喉道面积 D 为系统的状态量,系统的大偏离非线性动态模型可表示为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ \mathbf{y} = g(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \end{cases} \quad (1)$$

式中 $\mathbf{x} = [q_{mf}, D]^T$, $\mathbf{u} = [q_{mf}, D_i]^T$, $\mathbf{y} = [p_2, q_{mf}]^T$, D_i 为尾喷管面积指令, q_{mf} 为燃油流量指令, p_2 为进气道出口压力。

在平衡点 (x_0, u_0) 处,将式(1)所示的非线性系统泰勒展开,并保留其线性项,可以得到绝对增量形式的线性状态空间模型,同时进行归一化,进行状态变换如式(2)所示。

$$\begin{cases} \bar{\mathbf{u}} = \frac{\Delta \mathbf{u}}{\mathbf{u}_0} = \frac{\mathbf{u} - \mathbf{u}_0}{\mathbf{u}_0} \\ \bar{\mathbf{x}} = \frac{\Delta \mathbf{x}}{\mathbf{x}_0} = \frac{\mathbf{x} - \mathbf{x}_0}{\mathbf{x}_0} \\ \bar{\mathbf{y}} = \frac{\Delta \mathbf{y}}{\mathbf{y}_0} = \frac{\mathbf{y} - \mathbf{y}_0}{\mathbf{y}_0} \end{cases} \quad (2)$$

线性化及归一化后的状态空间方程如式(3)所示。式中 $\mathbf{y}_0$ 为平衡点 (x_0, u_0) 处对应的系统输出向量,式中各变量的零点根据发动机的典型工作点选取。

$$\begin{cases} \dot{\bar{\mathbf{x}}} = \mathbf{A} \bar{\mathbf{x}} + \mathbf{B} \bar{\Delta \mathbf{u}} \\ \bar{\mathbf{y}} = \mathbf{C} \bar{\mathbf{x}} + \mathbf{D} \bar{\Delta \mathbf{u}} \end{cases} \quad (3)$$

状态方程和输出方程的矩阵系数 $\mathbf{A} \in R^{2 \times 2}$, $\mathbf{B} \in R^{2 \times 2}$, $\mathbf{C} \in R^{1 \times 2}$, $\mathbf{D} \in R^{1 \times 2}$ 。

3 多变量控制器设计

3.1 控制规律

根据确定的线性模型,需要设计一个稳定的控制系统使闭环系统满足相应的指标。主要是闭环系统的鲁棒稳定性,对外干扰的灵敏性,系统的稳态性能及动态性能。本文首先确定模型的不确定结构,此不确定结构可以包容线性化、模型误差及来流状态点对系统造成的不确定性。然后在此结构下,通过将系统变换为标准 H_∞ 框架下,采用混合灵敏度法设计合适的 H_∞ 控制器^[13]。

控制器方案简图如图 2 所示,由于没有推力与激波位置实际测量装置,首先需要将外部指令转换为内部指令,通过激波位置指令及来流总压确定进气道出口压力 p_2 ,同时需要根据名义推力指令确定余气系数,并根据当前来流状态确定供油量, H_∞ 多变量控制器负责保证两个执行机构的协调控制。为了提高发动机稳定裕度,闭环系统要求输出对外界扰动及指令灵敏,同时尤为重要是在所有的不确定性影响下,闭环系统要求稳定。所以确定系统合理的不确定模型及不确定边界是控制器设计的关键步骤。

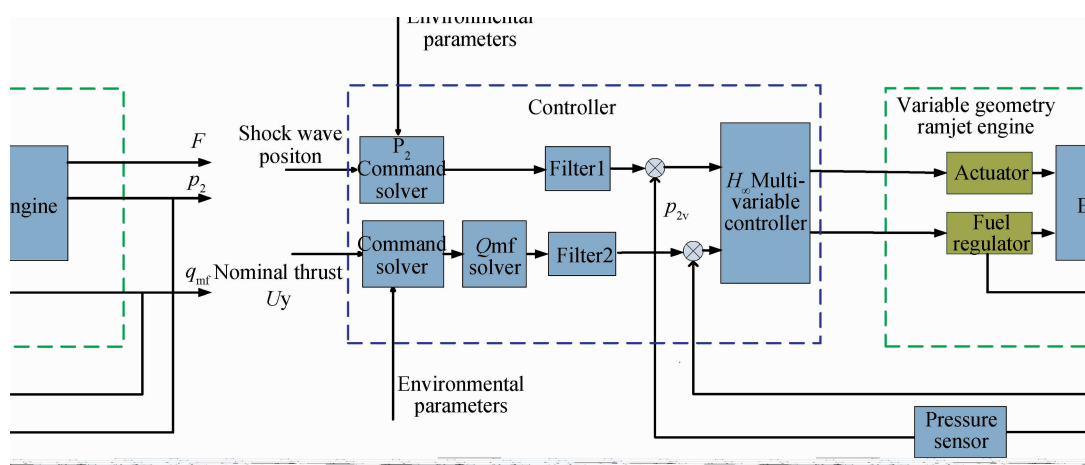


Fig. 2 Schematic diagram of control system

3.2 含不确定性的系统模型

系统的不确定性包含很多因素,包括部件特性差异、系统未建模部分、参数不确定性、线性化产生的误差等。为了保证设计后的闭环系统稳定,设计时需要考虑一个可以覆盖全部误差的“最大不确定”模型。当设计的控制器可以保证此模型下的鲁棒稳定性后,那么实际的系统才能在“全状态”下稳定。

对于本文所示的几何可调冲压发动机来说,系统不确定性主要有下面几部分组成

- 不确定的来流条件
- 无法准确获得的部件特性(包括燃烧效率、尾喷管特性、忽略的测量传感器动态特性等)
- 忽略的发动机容腔效应产生的动态特性
- 线性化产生的误差
- 执行机构部件特性差异

其中前四种不确定性均可反映到发动机本体大偏离非线性模型误差中。具体表征为 $\mathbf{x} = [q_{mf}, D]^T$ 到 $\mathbf{y} = [p_2, q_{mf}]^T$ 的误差,即 $\mathbf{y} = g(\mathbf{x}, \mathbf{u})$ 的建模误差。由于建模过程中未考虑容腔效应产生的动态,故可考虑为具有乘性摄动的结构。其结构图 3 所示。其中 Δ_2 为系统的乘性不确定性。为了设计合理的控制器,需要确定 $\|\Delta_2\|_\infty$ 的上界,由于发动机本体动态部分动态响应快,带宽高,无超调^[8],又出于尽量降低控制器阶数考虑, Δ_2 的界函数通频常值选择。考虑发动机本体建模稳态误差 40%,于是可以定义 Δ_2 的界函数 $W_2(s) = [0.4 \ 0; 0 \ 0.4]$,控制器设计时取其补灵敏度权函数。

不确定性的第五部分表征的为两个执行机构的建模误差,由于执行机构通过了多次部件试验验证,

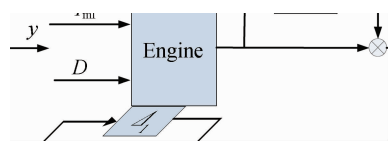


Fig. 3 Engine structural uncertainty

建模精度较高。另外两个执行机构均为惯性环节,固可考虑其不确定结构为加性摄动,其不确定性上界函数考虑通频率设计。上界按 10% 稳态误差设计。考虑全部不确定性的结构如图 4 所示。其中 Δ_1 为加性摄动,可以定义 Δ_1 的界函数

$$W_2(s) = [0.1 \ 0; 0 \ 0.1]$$

G 为线性化后的标称模型。

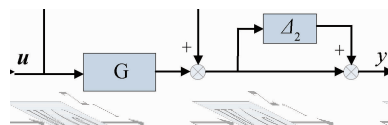


Fig. 4 Variable geometry ramjet engine structural uncertainty

3.3 标称模型增广与加权函数选取

根据控制方案简图,定义多变量控制部分指令 $\mathbf{r} = [p_{2il}, q_{mjl}]^T$,考虑不确定性后控制系统框图如图 5 所示。其中 d 为外界扰动, η 为传感器扰动。 $W_1(s), W_2(s), W_3(s)$ 为加权函数, $\mathbf{Z} = [z_1 \ z_2 \ z_3]^T$ 为加权输出。 $C(s)$ 为需要设计的控制器。

定义灵敏度函数

$$S = \frac{e(s)}{r(s)} = (I + GC)^{-1}$$

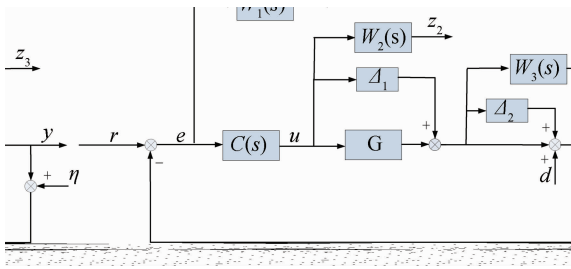


Fig. 5 Control system block diagram with disturbance of multiplication and addition

$$R = \frac{u(s)}{r(s)} = C(I + GC)^{-1}$$

$$T = \frac{y(s)}{r(s)} = GC(I + GC)^{-1}$$

于是闭环鲁棒控制系统稳定的充要条件^[14]是

$$\begin{aligned} \bar{\sigma}(R(j\omega)\Delta_1(j\omega)) &< 1 \quad \forall \omega \in [0, \infty) \\ \bar{\sigma}(T(j\omega)\Delta_2(j\omega)) &< 1 \quad \forall \omega \in [0, \infty) \end{aligned} \quad (4)$$

前面已经给出了 Δ_1 与 Δ_2 的界为 $W_2(s)$, $W_3(s)$, 那么只要保证

$$\begin{aligned} \bar{\sigma}(R(j\omega)) &< \bar{\sigma}(W_2^{-1}(j\omega)) \quad \forall \omega \in [0, \infty) \\ \bar{\sigma}(T(j\omega)) &< \bar{\sigma}(W_3^{-1}(j\omega)) \quad \forall \omega \in [0, \infty) \end{aligned} \quad (5)$$

即可保证闭环系统鲁棒稳定。根据图5结构按标准 H_∞ 鲁棒控制器设计方法设计出的控制器可以保证 $\|Z(s)/r(s)\|_\infty$ 最小^[15], 满足

$$\begin{aligned} \bar{\sigma}(S(j\omega)) &< \gamma \bar{\sigma}(W_1^{-1}(j\omega)) \quad \forall \omega \in [0, \infty) \\ \bar{\sigma}(R(j\omega)) &< \gamma \bar{\sigma}(W_2^{-1}(j\omega)) \quad \forall \omega \in [0, \infty) \\ \bar{\sigma}(T(j\omega)) &< \gamma \bar{\sigma}(W_3^{-1}(j\omega)) \quad \forall \omega \in [0, \infty) \end{aligned} \quad (6)$$

式中 γ 为 $\|Z(s)/r(s)\|_\infty$ 的下界。所以只要设计出的控制器满足 $\gamma < 1$ 即可保证系统鲁棒稳定。综上控制器设计时系统的鲁棒性由 $W_2(s)$, $W_3(s)$ 进行约束, 而为了保证系统性能, 需要设计合适的 $W_1(s)$ 。

根据框图5, 对于标称系统模型有

$$y = GC(I + GC)^{-1}(r - \eta) + (I + GC)^{-1}d \quad (7)$$

系统的实际误差

$$e = r - y = (I + GC)^{-1}(r - d) + GK(I + GK)^{-1}\eta \quad (8)$$

可以看出反馈系统对输入命令的跟踪误差与系统的灵敏度函数 $S = (I + GC)^{-1}$ 有很大关系, 设计时希望将 S 选择尽量小, 但是由于与鲁棒性矛盾 (因为 $S + T = I$), 所以系统设计需要综合考虑。通常通过权函数 $W_1(s)$ 进行约束, 由式(6)可知标准 H_∞ 鲁棒控制其设计时可以保证

$$\bar{\sigma}(S(j\omega)) < \gamma \bar{\sigma}(W_1^{-1}(j\omega))$$

由于指令信号频率较低, 于是 $W_1(s)$ 的幅值设计时在低频段尽量高。同时根据系统响应速度要求, 对指令进行低通滤波, 可以保证指令频率落在设计范围内。低频段 $W_1(s)$ 的幅值也决定了系统响应的精度, 所以兼顾精度的考虑低频段幅值选择在 30 ~ 40。对于本系统, 指令响应要求主要是满足推力响应与激波位置指令响应, 响应频率宽为 0.5 Hz。所以 $\bar{\sigma}(W_1(j\omega))$ 的转折频率考虑在此频率附近。为限制系统超调, 高频段选择在 0.1 左右。按此原则设计有

$$W_1(s) = \begin{bmatrix} \frac{s+50}{50s+1} & 0 \\ 0 & \frac{s+60}{25s+1} \end{bmatrix} \quad (9)$$

通过指令滤波, 去除高频干扰, 指令滤波采用一阶惯性滤波, 时间常数取 0.3 s。

3.4 H_∞ 控制器求解

根据图5结构, 系统增广后的控制对象传递函数矩阵为

$$P(s) = \begin{bmatrix} W_1 & -W_1G \\ 0 & W_2 \\ 0 & W_3G \\ 1 & -G \end{bmatrix}$$

于是原系统鲁棒控制器设计问题可以变化为如图6所示的标准 H_∞ 框架。

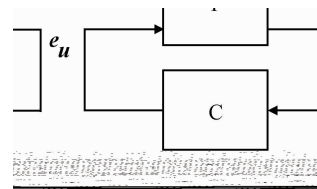


Fig. 6 Variable geometry ramjet engine H_∞ standard framework

采用标准 H_∞ 方法设计此控制器^[16], 可以满足如下条件:

- 闭环系统内稳定
- r 与 z 之间的传递函数矩阵的 H_∞ 范数最小

设计出的控制器 $\gamma = 0.9916 < 1$, 满足要求。前一节已经证明, 当求解出的控制器可以保证 r 与 z 之间的传递函数矩阵的 H_∞ 范数小于 1 时, 系统全范围稳定且满足性能要求。控制器输入为 $e = \bar{r} - \bar{y}$, 其中 $\bar{r} = (r - r_0)/r_0$, 取 $r_0 = y_0$, 控制器输出为 $\bar{u}$ 。所设计控制器的奇异值曲线与权函数约束对比如图7所示。

由图中数据,灵敏度函数、补灵敏度函数在高频段、低频段均满足设计要求,系统频响也满足设计要求。

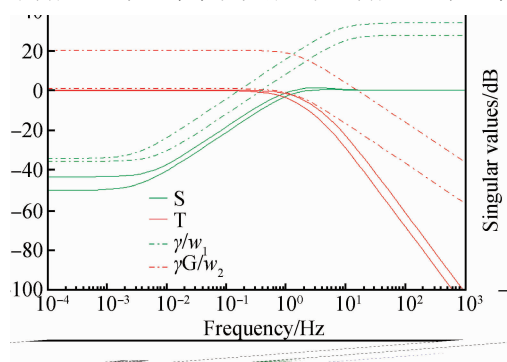


Fig. 7 H_{∞} singular value spectrum

4 动态性能分析

结合大偏离非线性模型,同时在发动机联动试验数据的基础上进行仿真分析,对比多变量控制器与单变量多回路控制器控制效果。图 8、图 9 为多变量鲁棒控制器与单变量多回路控制器^[3]控制效果对比,图中纵坐标数据经过了归一化处理。图中试验状 10s 前为开环控制,10s 开始进入闭环控制。

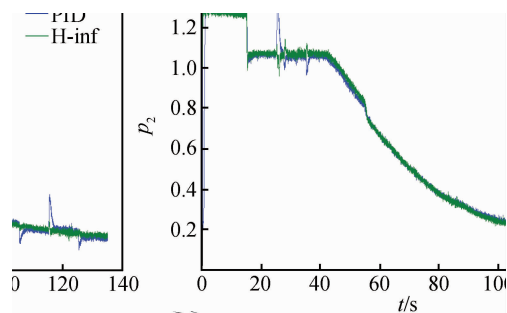


Fig. 8 Pressure of air intake port on different control methods

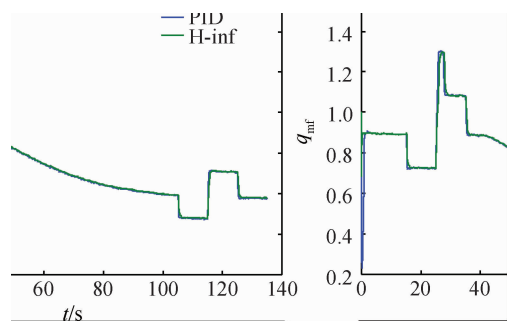


Fig. 9 Fuel flow output on different control methods

根据图 8、9 中数据,多变量鲁棒控制器对调节过程中进气道出口压力超调有较大改进。调节过程中最大压力波动 4.2%,可以满足设计要求。流量调节略快于多变量控制器,如果减慢此控制器流量调节速度(单变量多回路控制器流量调节为开环设计,直接在流量指令加入低通滤波),对此仿真结果如图 10、11 所示,流量指令响应基本一致,但是由图 10 可以发现多变量控制器进气道出口压力超调要比单变量控制器小很多。原因主要是由于多变量控制可以在燃油调节的同时匹配调节尾喷管喉道面积,而单变量控制器却需要等到进气道出口压力改变后才进行调节,所以单变量控制器在调节过程中超调较大。

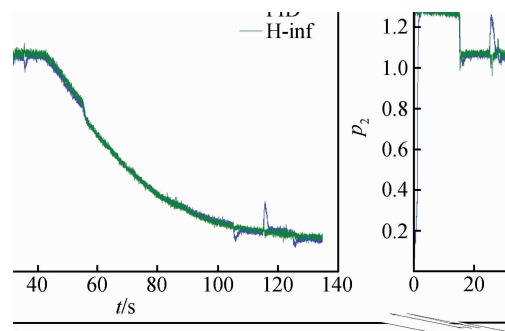


Fig. 10 Pressure of air intake port with filtering of fuel flow command

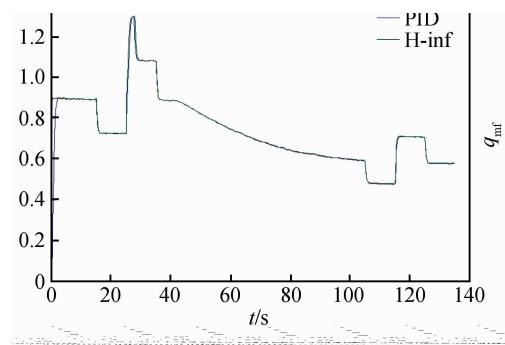


Fig. 11 Fuel flow output with filtering of fuel flow command

通过以上分析可以看出,原单变量控制系统设计分别设计两回路控制器,即燃油控制器和尾喷管喉道面积控制器。在喉道面积控制器设计时,燃油变化是作为干扰量进行抑制的,由于没有供油量变化预先信息,控制器设计需要抑制的干扰量范围很大,所以要等到供油量变化引起 p_2 变化后才采取措施,因此 p_2 会有较大超调。而多变量控制器将燃油变化的信息引入,控制器中同时包含了全部偏差量信息,所以当

控制指令改变时,多变量控制器可以实现喉道面积与燃油流量指令的同时匹配调节,有效抑制了调节过程中 p_2 的超调量。

5 结 论

采用 H_∞ 混合灵敏度方法设计几何可调冲压发动机多变量控制器的核心是构建合理的冲压发动机不确定模型并给出不确定界。本文给出了一种几何可调冲压发动机的不确定的模型并设计了 H_∞ 多变量控制器,此控制器可保证发动机在全范围鲁棒稳定,同时有效减小了进气道出口压力超调,提高了此冲压发动机的稳定裕度。

参考文献:

- [1] 梁俊龙,吴宝元,李 斌. 几何结构可调的亚燃冲压发动机性能研究[J]. 火箭推进,2010,36(2):1-5.
- [2] 吴智锋,裘 云,谷满仓,等. 以推力指令为输入的冲压发动机控制策略初步研究[C]. 宁波:第三届冲压发动机学术会议,2010:291-295.
- [3] 吴智锋,裘 云,刘志明. 几何可调冲压发动机控制规律研究[C]. 张家界:中国航天第三专业信息网第33届技术交流会论文集,2012:853-859.
- [4] Athans M, Petros K, Efthimmios K. Linear Quadratic Gaussian with Loop Transfer Recovery Methodology for the F-100 Engine[J]. *Journal of Guidance*, 1986,9(1).
- [5] Doyle J C. Analysis of Feedback Systems with Structured Uncertainties[J]. *IEEE Proceedings Part D*, 1982, 129: 242-250.
- [6] Davision E J. The Output Control of Linear Time Invariant Multivariable Systems with Unmeasurable Arbitrary Disturbance[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1972, 17:621-629.
- [7] 赵连春,杰克·马丁利. 飞机发动机控制-设计、系统分析和健康坚实[M]. 北京:航空工业出版社,2011.
- [8] 张海波,王健康,王日先,等. 一种航空发动机多变量自抗扰解耦控制律设计[J]. 推进技术,2012,33(1):78-83. (ZHANG Hai-bo, WANG Jian-kang, WANG Ri-xian, et al. Design of an Active Disturbance Rejection Decoupling Multivariable Control Scheme for Aero-Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012,33(1).)
- [9] 蔡开龙,谢寿生. 航空发动机多变量模糊滑模变结构模型跟踪控制[J]. 推进技术,2008,29(6):737-742. (CAI Kai-long, XIE Shou-sheng. Multiple Variable Fuzzy Sliding Mode Variable Structure Model Tracking Control for Aeroengine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008,29(6).)
- [10] 胡卫红,李述清,孙健国. 控制问题中航空发动机飞行包线区域最优划分[J]. 推进技术,2011,32(3):391-395. (HU Wei-hong, LI Su-qing, SUN Jian-guo. Flight-Envelope Optimization Partition for Aeroengines Control [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011,32(6).)
- [11] 苗卓广,谢寿生,王 磊,等. 航空发动机多模型预测滑模控制[J]. 推进技术,2012,33(3):472-477. (MI-AO Zhuo-guang, XIE Shou-sheng, WANG Lei, et al. Multi-Model Predictive Sliding Mode Control for Aero-Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(3).)
- [12] 朴胜志. 基于 H_∞ 方法的几何可调冲压发动机控制研究[D]. 北京:北京动力机械研究所,2013.
- [13] 陶 涛,阎文博. 航空发动机 H_∞ 混合灵敏度控制中权阵的选取[J]. 推进技术,1999,20(4):66-70. (TAO Tao, YAN Wen-bo. Construction of Weighting Matrixes in Mixed Sensitivities H_∞ Controller Design For Aeroengine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1999,20(4).)
- [14] 郑建华,杨 涤. 鲁棒控制理论在倾斜转弯导弹中的应用[M]. 北京:国防工业出版社,2001.
- [15] 王 娟. 鲁棒控制理论及应用[M]. 北京:电子工业出版社,2011.
- [16] 周克敏,Doyle J C, Glover K. 鲁棒与最优控制[M]. 北京:机械工业出版社,2010:15-127.

(编辑:张荣莉)