

航空发动机全包线鲁棒变增益 LPV 控制律设计

吴 斌 黄金泉

(江苏省航空动力系统重点实验室, 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京, 210016)

摘要:提出了一种结合多胞形鲁棒变增益控制综合技术和基于系统广义距离的调度策略的航空发动机全包线控制方法。利用雅克比线性化方法获得包线内多点的发动机线性化模型, 将这些点作为多胞形模型的顶点, 并利用多胞形鲁棒变增益控制综合技术设计顶点控制器。引入能够反映系统广义距离的间隙度量来计算包线内其他点的凸分解系数, 结合顶点控制器实现全包线内发动机中间状态高压转速控制。全包线内的仿真结果表明, 采用该控制方法能够满足航空发动机中间状态控制要求, 具有较好的鲁棒性和跟踪性能, 同时保证了控制器在全包线范围的稳定性。

关键词:航空发动机; 线性变参数; 间隙度量; 多胞模型; 全包线

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2014)02-0252-07

Robust Gain Scheduling LPV Control Design for Aeroengine in Full Envelope

Wu Bin, Huang Jinquan

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power Systems, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A control method combining robust gain scheduling control with the scheduling strategy based on system generalized distance is proposed for aeroengine control in full flight envelope. The Jacobian linearization technique is used to obtain linear model of aeroengine, and then some linear models are set as vertices of polytope model. Using robust gain scheduling control based polytope model, the controller of these vertices are obtained. The convex decomposition coefficients of other points in the envelope are calculated by gap metric, which is supposed as system generalized distance. With the convex decomposition coefficients and vertex controllers, the LPV controller is built and used for the intermediate state control of compressor. Simulation results show that the controller satisfies the performance demand of aeroengine control in full envelope. The stability and robustness are also verified by the simulation.

Key words: aeroengine; linear parameter varying; gap metric; polytope model; full envelop

航空发动机是一个高度复杂的非线性系统, 运行范围宽广, 其特性随着工作状态和飞行条件的变化而不断改变^[1], 因此全包线内发动机控制参数的设计是难点问题。传统的鲁棒控制方法将参数的变化考虑为相对于基准模型参数摄动, 并利用结构参数摄动系统鲁棒控制器综合方法来解决控制问题, 然而当参数变化范围大时, 采用单个点设计

的控制器很难保证全包线内的控制效果^[2]。将包线进行分区, 并在不同的区域内设计鲁棒控制器, 结合控制器插值或切换是目前实现航空发动机全包线控制的主要方法^[3]。这种方法通过鲁棒控制保证了小区域内的性能和稳定性, 然而控制器间的插值或者切换成为了该方法应用的难点^[4]。

线性变参数(Linear parameter varying, LPV)

基金项目:江苏省普通高校研究生科研创新计划(CXZZ12_0166)资助项目;中央高校基本科研业务费专项资金资助项目。

收稿日期:2013-10-17;**修订日期:**2013-12-11

通信作者:黄金泉,男,教授,博士生导师,E-mail:jhuang@nuaa.edu.cn。

控制是近年来提出的一种新颖的鲁棒变增益控制技术。该方法通过在线可测或者可估计的参数来确定系统的状态空间矩阵,从而体现了系统的时变特性。同时结合线性控制理论的方法来设计变增益控制器,使控制器增益随在线可测的调度参数变化而变化。这种方法能够在理论上保证系统在整个参数轨迹上的鲁棒性及全局稳定性,从而克服了传统变增益控制的插值问题和稳定性问题^[5]。该方法一经提出,便广泛应用于航空发动机控制器的设计研究中^[6-8]。目前广泛使用的 LPV 控制方法是采用二次 Lyapunov 函数来保证稳定性,但该方法需要在整个参数轨迹上求解线性矩阵不等式(Linear matrix inequality, LMI),这加大了计算的难度。如果将 LPV 模型描述为仿射模型或者多胞模型,则可以通过有限个 LMI 来保证稳定性^[9]。因此将发动机模型描述为多胞模型有利于 LPV 控制器综合。由于发动机运行包线宽广,选择合适数目的发动机包线运行点来建立发动机多胞 LPV 模型是实现发动机 LPV 控制的关键。选择过多的运行点会增加计算复杂度和控制器保守性,选择过少的运行点则难以准确描述发动机这一非线性系统。间隙度量能够体现两个受控系统间的距离^[10],因此合理地选择包线运行点,并结合间隙度量来实现包线范围内的参数调度可以有效地提高控制精度。

本文针对全包线内的发动机高压转子回路控制问题,提出了一种基于系统广义距离的全包线发动机 LPV 控制方法。针对航空发动机中间状态高压转速控制,将包线进行网格划分,线性化获取网格点上的线性模型,并选择合理数目的点作为多胞模型的顶点,利用鲁棒变增益控制综合技术设计顶点控制器。引入间隙度量来描述网格点与顶点间的系统广义距离并确定凸分解系数,并结合顶点控制器实现全包线 LPV 控制。最终将其应用于某型发动机非线性模型并进行仿真验证。

1 基于系统广义距离的 LPV 控制

对于表示成多胞形结构的 LPV 系统,根据凸集的性质,只需对凸包有限顶点进行稳定性分析和控制器综合,即可保证整个系统的稳定性。

1.1 多胞形鲁棒变增益控制原理

一个连续时间 LPV 系统通常可以描述为

$$\begin{cases} \dot{x} = A(\theta)x + B_1(\theta)w + B_2(\theta)u \\ z = C_1(\theta)x + D_{11}(\theta)w + D_{12}(\theta)u \\ y = C_2(\theta)x + D_{21}(\theta)w + D_{22}(\theta)u \end{cases} \quad (1)$$

式中: $x \in R^n$ 为系统状态; $w \in R^{n_w}$ 为参考指令信号

及干扰噪声信号; $u \in R^{n_u}$ 为输入信号; $z \in R^{n_z}$ 为控制输出信号; $y \in R^{n_y}$ 为测量输出信号; θ 为调度参数,其为时间的函数,并且在线可测。

如果式(1)所示的系统满足

$$\begin{bmatrix} A(\theta) & B_1(\theta) & B_2(\theta) \\ C_1(\theta) & D_{11}(\theta) & D_{12}(\theta) \\ C_2(\theta) & D_{21}(\theta) & D_{22}(\theta) \end{bmatrix} := \sum_{i=1}^r \alpha_i(t) \begin{bmatrix} A_i & B_{1i} & B_{2i} \\ C_{1i} & D_{11i} & D_{12i} \\ C_{2i} & D_{21i} & D_{22i} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\alpha_i(t) \geq 0, \quad \sum_{i=1}^r \alpha_i(t) = 1$$

式中: $A_i, B_{1i}, B_{2i}, C_{1i}, C_{2i}, D_{11i}, D_{12i}, D_{21i}, D_{22i}$ 为 LPV 系统多胞顶点模型。 r 为顶点个数。则认为系统(1)是具有多胞形结构的 LPV 系统。如果上述系统满足假设 1,则可利用多胞系统的顶点性质和有界实定理^[11]设计多胞 LPV 系统控制器。

假设 1^[12]

(1) $D_{22}(\theta) = 0$, 即对 $i = 1, 2, \dots, r$, 有 $D_{22i} = 0$ 。

(2) $B_2(\theta), C_2(\theta), D_{12}(\theta), D_{21}(\theta)$ 不依赖于参数 θ , 即对于所有 $i = 1, 2, \dots, r$, 有 $B_{2i} = B_2, C_{2i} = C_2, D_{12i} = D_{12}, D_{21i} = D_{21}$ 。

(3) $(A(\theta), B_2)$ 和 $(A(\theta), C_2)$ 分别是二次可稳定和二次可观测的。

引理 1^[12] 考虑满足假设 1 的系统(式(1)), 令 N_R 和 N_S 分别为 (B_2^T, D_{12}^T) 和 (C_2, D_{21}) 的任意零空间, 则所有参数轨迹上存在一个满足二次 H_∞ 性能 γ 的 LPV 控制器的充要条件为: 存在 $n \times n$ 维对称矩阵 R 和 S , 满足下列 $2r+1$ 个 LMI

$$\begin{pmatrix} N_R & 0 \\ 0 & I \end{pmatrix}^T \begin{bmatrix} A_i R + R A_i^T & R C_{1i}^T & B_{1i} \\ C_{1i} R & -\gamma I & D_{11i} \\ B_{1i}^T & D_{11i}^T & -\gamma I \end{bmatrix} \begin{pmatrix} N_R & 0 \\ 0 & I \end{pmatrix} < 0$$

$$\begin{pmatrix} N_S & 0 \\ 0 & I \end{pmatrix}^T \begin{bmatrix} A_i S + S A_i^T & S B_{1i} & C_{1i}^T \\ B_{1i}^T S & -\gamma I & D_{11i}^T \\ C_{1i} & D_{11i} & -\gamma I \end{bmatrix} \begin{pmatrix} N_S & 0 \\ 0 & I \end{pmatrix} < 0$$

$$\begin{pmatrix} R & I \\ I & S \end{pmatrix} \geq 0, \quad i = 1, 2, \dots, r \quad (3)$$

优化求解上述 $2r+1$ 个 LMI 使 γ 最小, 求得公共 Lyapunov 函数正定阵 P , 由有界实定理可知, 在第 i 个顶点的闭环系统需满足以下不等式

$$\begin{bmatrix} A_i^T P + P A_i & P B_i & C_i^T \\ B_i^T P & -rI & D_i^T \\ C_i & D_i & -rI \end{bmatrix} < 0 \quad (4)$$

设该顶点控制器状态空间 $K_i = \begin{bmatrix} A_{K_i} & B_{K_i} \\ C_{K_i} & D_{K_i} \end{bmatrix}$,

则矩阵不等式(4)等价于

$$Q_i + E_i^T K_i F_i + F_i^T K_i^T E_i < 0 \quad (5)$$

式中:

$$\begin{bmatrix} Q_i & E_i^T \\ F_i & \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{A}_i^T P + P \hat{A}_i & P \hat{B}_{1i} & \hat{C}_{1i} & P \hat{B}_{2i} \\ \hat{B}_{1i}^T P & -\gamma I & \hat{D}_{11i}^T & 0 \\ \hat{C}_{1i} & \hat{D}_{11i} & -\gamma I & \hat{D}_{12i} \\ \hat{C}_{2i} & \hat{D}_{21i} & 0 & \end{bmatrix},$$

$$\begin{bmatrix} \hat{A}_i & \hat{B}_{1i} & \hat{B}_{2i} \\ \hat{C}_{1i} & \hat{D}_{11i} & \hat{D}_{12i} \\ \hat{C}_{2i} & \hat{D}_{21i} & \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_i & 0 & B_{1i} & B_{2i} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I \\ C_{1i} & 0 & D_{11i} & D_{12i} & 0 \\ C_{2i} & 0 & D_{21i} & & \\ 0 & I & 0 & & \end{bmatrix}.$$

将求得的 Lyapunov 函数正定阵 P 及性能指标 γ 代入矩阵不等式(5),可求得子区域顶点控制器的状态空间 $A_{K_i}, B_{K_i}, C_{K_i}, D_{K_i}$,则全参数轨迹下的控制器可以表述为

$$\begin{bmatrix} A_K(\theta(t)) & B_K(\theta(t)) \\ C_K(\theta(t)) & D_K(\theta(t)) \end{bmatrix} := \sum_{i=1}^r \alpha_i(t) \begin{bmatrix} A_{K_i} & B_{K_i} \\ C_{K_i} & D_{K_i} \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: $\alpha_i(t)$ 为凸分解系数。

1.2 利用间隙度量求解凸分解系数

传统的凸分解系数求取方法是根据变参数的几何位置来确定,这种方法的优点是算法简单,但却不能反映系统间的广义距离,采用这种方法存在较大的保守性。间隙度量体现了两个系统间的差异程度,它是动态系统间的一种距离度量,距离越小则表现为用相同控制器对两个系统的控制效果越接近^[13]。因此将间隙度量引入到凸分解系数求解,有利于降低控制器保守性,提高控制性能。

设 P_1 及 P_2 为两个维数相同的系统开环传递函数, (N_1, M_1) 和 (N_2, M_2) 分别为 P_1 及 P_2 的规范右互质分解,则定义 P_1, P_2 的间隙度量为

$$\delta(P_1, P_2) = \max\{\bar{\delta}(P_1, P_2), \bar{\delta}(P_2, P_1)\} \quad (7)$$

式中: $\bar{\delta}(P_1, P_2) = \inf_{Q \in RH_\infty} \left\| \begin{bmatrix} N_1 \\ M_1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} N_2 \\ M_2 \end{bmatrix} Q \right\|$, $\bar{\delta}(P_2, P_1) = \inf_{Q \in RH_\infty} \left\| \begin{bmatrix} N_2 \\ M_2 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} N_1 \\ M_1 \end{bmatrix} Q \right\|$, $0 \leq \delta(P_1, P_2) \leq 1$ 。

间隙度量越小表示与该顶点的差异程度越小,即该顶点的权值越大。由于需要保证 $\alpha_i(t) \geq 0$,

$\sum_{i=1}^r \alpha_i(t) = 1$,所以凸分解系数求解如下

$$w_i = \frac{1}{\delta_i}, a_i(t) = \frac{w_i}{w_1 + w_2 + \dots + w_r} \quad (8)$$

基于系统广义距离的 LPV 控制器设计步骤如下:

(1)建立满足假设 1 的模型结构,并选择模型顶点。

(2)利用 LMI 工具箱求解式(3),获得对称矩阵 R 及 S ,并求取 Lyapunov 函数矩阵 P 。利用 Lyapunov 函数矩阵 P 求解各个顶点的控制器。

(3)利用间隙度量描述当前调度参数下系统模型与所选模型顶点的系统广义距离,利用式(8)计算出凸分解系数 $\alpha_i(t)$ 。

(4)根据式(4)进行凸分解插值获得控制器 $K(\theta)$ 。

2 发动机 LPV 控制律设计

本文针对某型涡扇发动机中间状态高压转子回路设计单变量控制器,控制量为主燃油,被控参数为高压转速^[14],控制结构如图 1 所示。中间状态下的发动机油门杆角度固定,主要变化参数为飞行高度及马赫数,参考指令根据高度及马赫数给出。

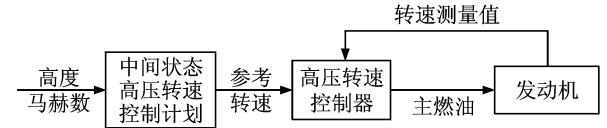


图 1 发动机中间状态高压转子回路控制结构

Fig. 1 Control structure of compressor speed for aeroengine intermediate state

2.1 发动机多胞顶点控制器设计

以某型涡扇发动机为研究对象设计全包线内高压转速控制器,以高度 H 和马赫数 Ma 为调度参数,按照控制计划给定主燃油及喷口面积,利用 Jacobian 线性化的方法在上述固定条件下获取发动机线性模型^[15],模型结构为

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx \end{aligned} \quad (9)$$

式中: $x = \begin{bmatrix} \Delta n_L \\ \Delta n_H \end{bmatrix}$, Δn_L 为低压转子转速增量, Δn_H 为高压转子转速增量; $u = \Delta \omega_f$ 为主燃油增量; $y = \Delta n_H$;

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} b_{11} \\ b_{12} \end{bmatrix}; C = [0 \quad 1].$$

转子控制回路性能要求:控制高压转速 n_H 为给定值 n_{Hr} ,同时可以抑制传感器噪声,在增量模型中即为控制目标 Δn_{Hr} 及传感器噪声 d 。为了保证跟踪性能同时能够抑制传感器噪声,将评价输出

定为存在噪声的输出 Δn_{Hz} 及跟踪误差 Δn_{He} 。转化为标准 H_∞ 控制结构

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + B_1 w + B_2 u \\ z &= C_1 x + D_{11} w + D_{12} u \\ \tilde{y} &= C_2 x + D_{21} w + D_{22} u \end{aligned} \quad (10)$$

式中: $w = \begin{bmatrix} \Delta n_{Hz} \\ d \end{bmatrix}$; $z = \begin{bmatrix} \Delta n_{Hz} \\ \Delta n_{He} \end{bmatrix}$; $\tilde{y} = \Delta n_{He}$; $B_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$; $B_2 = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \end{bmatrix}$; $C_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$; $D_{11} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix}$; $D_{12} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}$; $C_2 = [0 \quad 1]$; $D_{21} = [-1 \quad 1]$; $D_{22} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}$ 。

由于 $B_2 = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \end{bmatrix}$ 与调度参数相关,不满足假设条件 1,故引入燃油执行机构形成扩展对象^[14],传递函数如下

$$\frac{\Delta \tau_{wf}}{\Delta \tau_{wf}} = \frac{T_{wf}}{s + T_{wf}} \quad (11)$$

式中: $\Delta \tau_{wf}$ 为主燃油增量指令; T_{wf} 为执行机构时间常数的倒数。

则原模型转化为满足假设 1 的增广模型

$$\begin{aligned} \dot{x}_{ex} &= \bar{A} x_{ex} + \bar{B}_1 w_{ex} + \bar{B}_2 u_{ex} \\ z_{ex} &= \bar{C}_1 x_{ex} + \bar{D}_{11} w_{ex} + \bar{D}_{12} u_{ex} \\ y_{ex} &= \bar{C}_2 x_{ex} + \bar{D}_{21} w_{ex} + \bar{D}_{22} u_{ex} \end{aligned} \quad (12)$$

式中: $x_{ex} = \begin{bmatrix} \Delta n_L \\ \Delta n_H \\ \Delta \tau_{wf} \end{bmatrix}$; $w_{ex} = \begin{bmatrix} \Delta n_{Hz} \\ d \end{bmatrix}$; $z_{ex} = \begin{bmatrix} \Delta n_{Hz} \\ \Delta n_{He} \end{bmatrix}$;

$y_{ex} = \Delta n_{He}$; $\bar{A} = \begin{bmatrix} A & B \\ 0 & -T_{wf} \end{bmatrix}$; $\bar{B}_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$; $\bar{B}_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$;

$\bar{C}_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$; $\bar{D}_{11} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix}$; $\bar{D}_{12} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}$;

$\bar{C}_2 = [0 \quad 1 \quad 0]$; $\bar{D}_{21} = [-1 \quad 1]$; $\bar{D}_{22} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}$ 。

加入权重至控制对象中,最终形成如图 2 所示的控制问题结构。在权重的选择过程中要求期望的性能对传感器噪声具有较好的抑制,同时燃油执行机构指令适用于硬件并且稳态误差为 0。因此误差信号的权重函数应是一个低通滤波器以获得良好的稳态性能,而噪声抑制端的权重函数是一个高通滤波器以抑制高频噪声的干扰。由于发动机主燃油回路的带宽及传感器噪声频率在全包线内变化较小,同时为了设计方便,故采用统一的权重

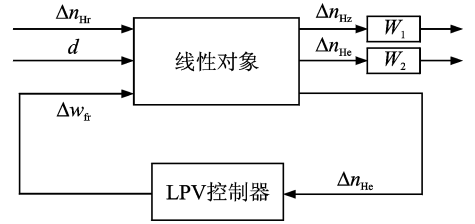


图 2 改进的线性对象结构

Fig. 2 Improved linear object structure

函数,经过尝试权重选取为

$$W_1 = 0.01 \frac{0.1s+1}{0.0001s+1}, W_2 = 0.05 \frac{s+8}{s+0.8} \quad (13)$$

根据上述模型利用引理 1 构造 $2r+1$ 个 LMI,优化求解 LMI 使 γ 最小,从而获得 R 及 S ,利用奇异值分解求解获得满列秩矩阵 M 及 N ,其中 $MN^T = I - RS$,从而获得公共 Lyapunov 函数正定阵 $P = \begin{bmatrix} S & N \\ N^T & -N^T R M^T \end{bmatrix}$,将 P 及 γ 用于有界实定理,利用标准 H_∞ 方法确定各顶点控制器 K_i 。

2.2 基于系统广义距离的调度策略

利用网格将包线区域进行划分,根据控制计划固定主燃油及喷口面积,并通过雅克比线性化方法获得网格点上的线性模型。本文根据文献[16]将包线划分为 6 个子区域,并在分界线上选取了 12 个点作为多胞顶点(图 3),离线计算网格上其他点与其所在区域顶点的间隙度量,并求解凸分解系数。如区域 1 中的网格点,利用式(5)计算其与区域 1 中 4 个顶点的间隙度量,并转化为凸分解系数,而与其他顶点的凸分解系数设为 0,最终形成凸分解系数集 Ω_p 。在控制器工作时,根据 H 及 Ma 插值获得非网格上点的凸分解系数,即

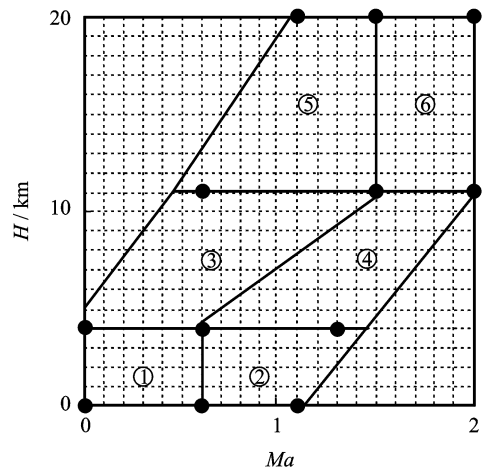


图 3 包线划分及顶点选择

Fig. 3 Partition of envelope and choice of vertices

$$(\alpha_1 \quad \alpha_2 \quad \cdots \quad \alpha_r) = \text{interp}(H, Ma, \Omega_p) \quad (14)$$

综合考虑 LPV 控制器保守性和发动机参数扰动范围,选取的多胞模型顶点为 $(0,0), (0,0.6), (0,1.1), (4,0), (4,0.6), (4,1.4), (11,0.6), (11,1.5), (11,2), (20,1.1), (20,1.5), (20,2)$,则全包线内的发动机高压转子 LPV 控制器可以表示为式(4)所示形式,其中 $r=12$ 。凸分解系数 $\alpha_i(t)$ 根据当前调度参数 H 和 Ma 插值获取。全包线发动机高压转子 LPV 控制结构如图4所示。

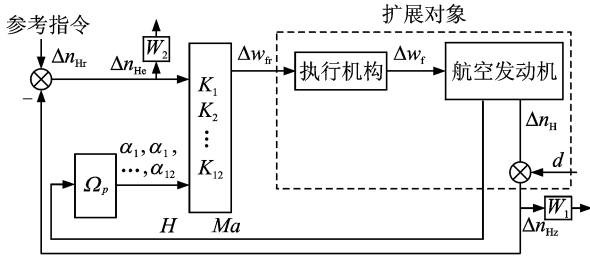


图4 航空发动机高压转子回路 LPV 控制结构

Fig. 4 Structure of LPV control for compressor speed

3 仿真验证与分析

采用本文方法设计某型涡扇发动机中间状态高压转子控制器,结合发动机非线性模型进行了仿真研究,仿真结果及分析如下。

仿真分析 1

选定包线内发动机运行轨迹如图5所示。利用上述 LPV 控制方法设计发动机高压转子控制器,并利用发动机非线性部件级模型进行仿真,仿真结果如图6所示。

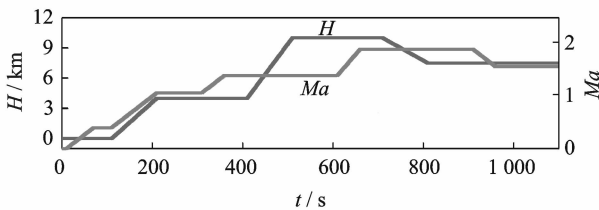


图5 包线内高度及马赫数随时间变化曲线

Fig. 5 Running trajectory of aeroengine

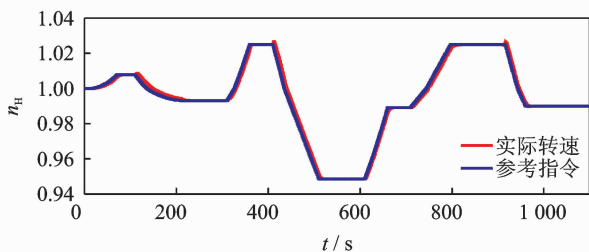


图6 包线范围内转速跟踪响应曲线

Fig. 6 Response of compressor speed in envelope

由仿真结果可以看出,随着运行条件的变化(飞机爬升、下降及加减速),发动机的响应能够跟踪控制计划给出的控制目标,且动态响应较好,控制器表现出了较好的鲁棒性和稳定性,能够满足全包线内发动机控制的要求。

仿真分析 2

以 $(11,1.5)$ 为标称点设计 H_∞ 控制器,与本文方法进行对比。图7为在标称点的阶跃仿真,可以看出在标称点工作条件下, H_∞ 控制器与本文方法控制效果差别较小。选择非标称点 $(10,1.0)$ 和 $(4,0.6)$ 作阶跃仿真,仿真结果如图8,9所示,可以看出在非标称点工作条件下,本文控制方法相对于 H_∞ 显示出了较好的控制性能,表现为 H_∞ 控制出现了振荡和较大的超调,鲁棒性能下降,而基于系统广义距离的 LPV 控制器(LPV-GAP)仍能保持良好的跟踪性能。可见单一 H_∞ 控制无法满足全包线范围内的参数扰动,而本文方法在保证稳定性的同时充分利用了模型信息,从而降低了参数扰动带来的影响。

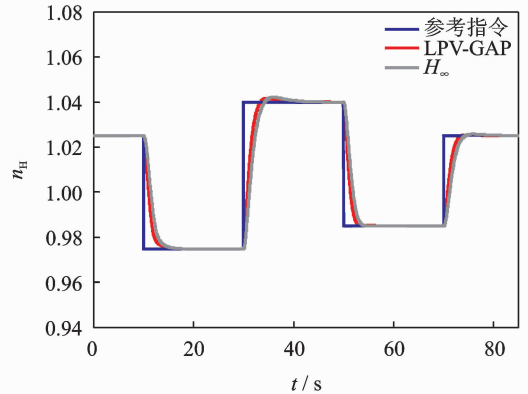


图7 包线点 $(11,1.5)$ 处阶跃仿真结果

Fig. 7 Response of compressor speed with step signal when $H=11$ km and $Ma=1.5$

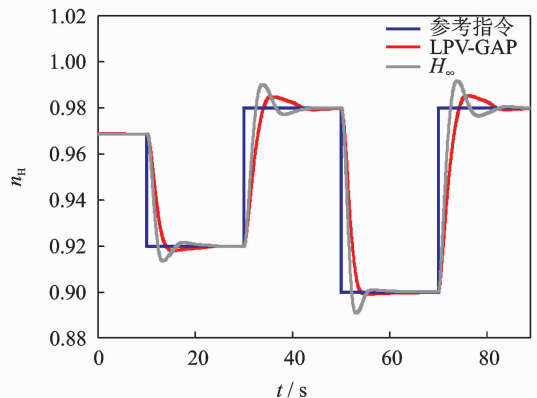


图8 包线点 $(10,1.0)$ 处阶跃仿真结果

Fig. 8 Response of compressor speed with step signal when $H=10$ km and $Ma=1.0$

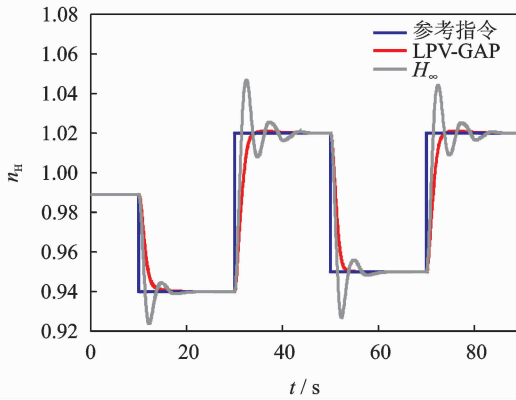


图9 包线点(4,0.6)处阶跃仿真结果

Fig. 9 Response of compressor speed with step signal when $H=4$ km and $Ma=0.6$

仿真分析 3

在包线点(3,0.4),(8,1.3)处,分别采用基于系统广义距离的调度策略和基于几何距离的调度策略对 LPV 控制器进行阶跃仿真,仿真结果如图 10,11 所示。可以看出相比较几何距离策略,基于

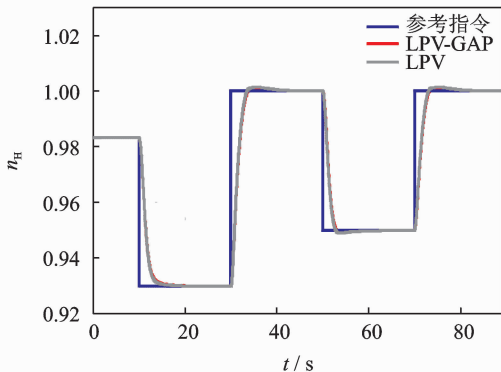


图10 包线点(3,0.4)处阶跃仿真结果

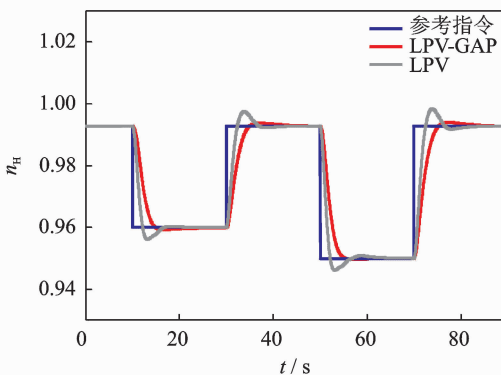
Fig. 10 Response of compressor speed with step signal when $H=3$ km and $Ma=0.4$ 

图11 包线点(8,1.3)处阶跃仿真结果

Fig. 11 Response of compressor speed with step signal when $H=8$ km and $Ma=1.3$

系统广义距离的 LPV 控制器性能有所提高,表现为跟踪响应快速,超调量减小。可见采用系统广义距离调度策略的 LPV 控制器在降低保守性的同时有效地保证了控制性能。

4 结 论

本文针对航空发动机高压转子转速控制方法的研究,利用多胞形鲁棒变增益控制综合技术和基于系统广义距离的调度策略设计了发动机高压转速控制器。得出以下结论:

(1)提出了一种新的航空发动机全包线高压转速控制方法。即对发动机包线进行网格划分和多胞顶点选择,利用鲁棒变增益控制综合技术设计控制器,保证了全包线内控制系统的稳定性。同时利用基于系统广义距离的调度策略代替了传统的几何距离调度策略,有效地降低了控制器保守性,并且提高了控制性能。

(2)基于系统广义距离的 LPV 控制避免了以往分区 H_∞ 控制中的控制器切换或插值稳定性问题,从理论上保证了在全包线范围内的稳定性。同时充分地利用了全包线内的模型信息,从而有效地提高了控制性能。利用该方法设计的高压转速控制器无需手动调参,可以减少以往控制器设计过程中的调参工作量。

参考文献:

- [1] 仇小杰,黄金泉,鲁峰,等. 航空发动机多路模糊切换控制系统设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(4): 439-445.
Qiu Xiaojie, Huang Jinquan, Lu Feng, et al. Multi-loop fuzzy switching control system design for aircraft engines[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(4): 439-445.
- [2] 王曦,孟庆明. 航空发动机多变量鲁棒数字控制器的设计[J]. 航空动力学报, 2001, 16(3): 295-300.
Wang Xi, Meng Qingming. A design method for aeroengine robust multivariable digit controller[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(3): 295-300.
- [3] Ariffin A E, Munro N. Robust control analysis of a gas-turbine aeroengine[J]. Control Systems Technology, 2002, 5(2): 178-188.
- [4] Lee C H, Myung J C, Chung M J. A design of gain-scheduled control for a linear parameter varying system; an application to flight control[J]. Control Engineering Practice, 2001(9): 11-21.
- [5] Feron E, Apkarian P, Gahinet P. Analysis and synthesis of robust control systems via parameter-de-

- pendent Lyapunov functions[J]. Automatic Control, 1996, 41(7):1041-1046.
- [6] Hunter D H, Fen W. Optimal control for spacecraft large angle maneuvers using H_∞ linear varying parameter control techniques [R]. AIAA-2008-7311, 2008.
- [7] Gilbert W, Henrion D, Bernussou J, et al. Polynomial LPV synthesis applied to turbofan engines[J]. Control Engineering Practice, 2010, 18(9): 1077-1083.
- [8] Li Shuqing, Zhang Shengxiu. A modified LPV modeling technique for turbofan engine control system [C]//2010 International Conference on Computer Application and System Modeling. Taiyuan: [s. n.], 2010:99-102(v5).
- [9] Gahinet P, Apkarian P, Chilali M. Affine parameter-dependent Lyapunov functions and real parametric uncertainty[J]. Automatic Control, 1996, 41(3): 436-442.
- [10] 李文强. LPV 系统鲁棒变增益控制研究及其应用 [D]. 长沙:国防科技大学, 2009.
Li Wenqiang. Research and application of robust gain-scheduling based on lpv system[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009.
- [11] Boyd S, Ghaoui L E, Feron E, et al. Linear matrix inequalities in system and control theory[M]. Philadelphia, USA: SIMA Studies in Applied Mathematics, 1994.
- [12] Apkarian P, Gahinet P, Becker G. Self-scheduled H_∞ control of linear parameter-varying systems: A design example[J]. Automatic, 1995, 31(9):1251-1261.
- [13] Ahmed K, Sakkary E. The gap metric: Robustness of stabilization of feedback systems[J]. Automatic Control, 1985, 30(3):240-247.
- [14] Sun J G. Advanced multivariable control systems of aeroengines [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005.
- [15] 李秋红, 孙健国. 航空发动机大偏差状态变量模型建立方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42(2): 175-179.
Li Qihong, Sun Jianguo. Aero-engine large-deviation state variable modeling[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2010, 42(4):175-179.
- [16] Wang H Q, Ling O Y, Wang D Y, et al. An aero-engine full flight envelope robust control system with control law [C]//29th Chinese Control Conference (CCC). Beijing: [s. n.], 2010:2041-2046.