

变体飞行器 LPV 建模与鲁棒增益调度控制

殷 明 陆宇平 何 真

(南京航空航天大学自动化学院,南京,210016)

摘要:以可变翼展的变体飞行器为对象,研究了一类变体飞行器的建模与控制问题。分析了飞行器纵向气动参数与翼展变形的关系,构建了气动参数函数。用 Jacobian 线性化方法,建立了飞行器的线性变参数(Linear parameter varying, LPV)模型,分析了变体过程中飞行器特征的变化。为保证变体过程的稳定,采用鲁棒增益调度控制方法设计了全局控制器,其设计条件具有线性矩阵不等式(Linear matrix inequality, LMI)的形式。对采用所设计控制器的变体飞行器进行了仿真验证。结果表明:翼展变形对飞行器气动参数有明确的影响,能够直接改变飞行器的系统特征;设计的鲁棒增益调度控制器能实现预期的运动过程,并保证变体过程的全局稳定。

关键词:变体飞行器;气动参数函数;线性变参数;鲁棒增益调度;线性矩阵不等式

中图分类号:V249.1

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2013)02-0202-07

LPV Modeling and Robust Gain Scheduling Control of Morphing Aircraft

Yin Ming, Lu Yuping, He Zhen

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The modeling and control on a class of variable-span morphing aircraft are studied. The longitudinal aerodynamic parameters of morphing aircraft are analyzed corresponding to the span variation to construct aerodynamic parameter functions. The linear parameter varying (LPV) model of morphing aircraft is obtained via Jacobian linearization approach. The change of the aircraft's eigenvalues while morphing is discussed. A robust gain scheduling control methodology, with linear matrix inequality (LMI) form is developed, to guarantee the stability of the aircraft while morphing. A numerical simulation of morphing aircraft is demonstrated with the controller synthesis. The results show that, the span variation can affect the aerodynamic parameters of morphing aircraft obviously, which directly changes the aircraft's characteristics. The robust gain scheduling controller can accomplish the target motion of morphing aircraft with a guarantee of global stability while morphing.

Key words: morphing aircraft; aerodynamic parameter function; linear parameter varying(LPVS); robust gain scheduling; linear matrix inequality(LMI)

变体飞行器是当前飞行器设计与控制研究的前沿热点之一,与常规飞行器相比,能根据飞行环境和飞行任务的需求,改变飞行器的外形结构,提供更优的气动性能与操纵能力,减小能耗,显著地扩大飞行器的适用范围。不少国家都已经或正在开展变体飞行器的相关研究,典型项目包括美国的

主动气动弹性机翼计划、AFTI/F-111 自适应机翼项目、变形飞机结构计划、欧洲的主动气动弹性飞机结构项目等^[1-2]。

变体飞行器研究的热点和难点主要包括变形实现、模型描述、控制设计 3 部分。变形实现方式大体可分为 3 类:翼型变形(弯度、厚度)、翼平面变

基金项目:国家自然科学基金(91016017)资助项目。

收稿日期:2012-04-20;修订日期:2012-10-11

通信作者:陆宇平,男,教授,博士生导师,E-mail:yplac@nuaa.edu.cn。

形(翼展、弦长、后掠角)与机身外变形(鸥型翼、弯曲翼、扭转翼)^[3]。目前有部分设计进行了风洞实验或试飞实验^[4-6],但大多仍处于原理分析阶段^[7]。模型描述包括变形机构的建模和飞行器整体的建模,前者是后者的基础;而如何在飞行器模型中描述变形并不容易。控制设计也分为两个层次,第 1 层为变形控制系统,对变形结构进行控制;第 2 层为飞行控制系统,控制整个飞行器的飞行状态^[1]。目前关于变形机构的建模与控制研究已较为丰富^[8-11],而对变体飞行器整体的建模与控制研究还在探索阶段,一般是分析各个变形状态并分别设计控制器^[12],或者设计自适应的控制器跟踪目标指令^[13-14],但这些都引入较大的保守性。特别地,对于变体过程中的稳定性分析考虑不多。

本文以一类可变翼展的变体飞行器为研究对象,分析飞行器纵向气动参数与翼展变形的关系,构建两者之间的函数描述。通过建立飞行器的线性变参数(Linear parameter varying, LPV)模型,分析变体过程中飞行器特征的变化。为保证变体过程的稳定,采用鲁棒增益调度(Robust gain scheduling)控制方法设计全局控制器,并进行数值仿真,以检验效果。

1 变体飞行器气动参数与翼展变形的关系

考虑采用常规气动布局的某型变体飞行器,其具有对称变翼展的能力,能在本体翼展与两倍翼展之间变化。定义 $\xi = \Delta b/b$ 表示翼展的变形率,其中 b 是本体翼展长度, Δb 是翼展变形量,则 $\xi \in [0, 1]$ 。设定研究的目标运动过程如下:变体飞行器(本体翼展)在 1 524 m 高度以 0.1 的马赫数做水平无侧滑等速平飞,在翼展对称地由本体翼展伸长至两倍翼展之后,仍在原高度以原马赫数进入新的水平无侧滑等速平飞状态。不考虑外界扰动的影响,这个过程仅与飞行器的纵向运动相关。

变体飞行器建模的关键是描述变体动作对飞行器模型的影响,即飞行器模型应包含变体参量(原始的或等价的)。进一步地,需要建立飞行器气动参数与变体参量之间的关系。本文以 ξ 为变体参量,分析飞行器纵向气动参数与 ξ 的关系。令 ξ 从 0 按 0.2 的间隔递增至 1,即取本体翼展的 100%, 120%, 140%, 160%, 180%, 200% 作为考察基准。运用 DATCOM 软件计算各个 ξ 下飞行器

的纵向气动参数,设定飞行高度为 1 524 m,飞行马赫数为 0.1。为便于分析气动参数与 ξ 的关系,将翼展变化对机翼面积的贡献换算到气动参数的变化里。

将计算得到的气动数据导入到 MATLAB 中,分析各个 ξ 下升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 、俯仰力矩系数 C_m 与迎角 α 、升降舵偏角 δ_e 的关系,发现在常规飞行的条件下(即 α 为正的小值、 δ_e 为正负一定范围),上述关系可以近似地描述为

$$\begin{aligned} C_L &= C_{L_{\alpha=0}} + C_{L_{\alpha}} \alpha + C_{L_{\delta_e}} \delta_e \\ C_D &= C_{D_{\alpha=0}} + C_{D_{\alpha}} \alpha \end{aligned} \quad (1)$$

$$C_m = C_{m_{\alpha=0}} + C_{m_{\alpha}} \alpha + C_{m_{\delta_e}} \delta_e$$

式中: $C_{L_{\alpha=0}}$, $C_{D_{\alpha=0}}$, $C_{m_{\alpha=0}}$ 分别为迎角为 0 时的升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数; $\alpha \in [0, 10^\circ]$; $\delta_e \in [-40^\circ, 40^\circ]$ 。

按式(1)的形式对计算得到的气动数据进行拟合,并分别对 ξ 进行插值与一阶拟合,得到如下的函数关系

$$\begin{aligned} C_{L_{\alpha=0}}(\xi) &= 0.4948\xi + 0.3337 \\ C_{L_{\alpha}}(\xi) &= 0.1009\xi + 0.1012 \\ C_{L_{\delta_e}} &= 0.0056 \\ C_{D_{\alpha=0}}(\xi) &= 0.0165\xi + 0.0113 \\ C_{D_{\alpha}}(\xi) &= 0.0015\xi + 0.0111 \\ C_{m_{\alpha=0}}(\xi) &= -0.2523\xi + 0.0188 \\ C_{m_{\alpha}}(\xi) &= -0.0235\xi - 0.0311 \\ C_{m_{\delta_e}} &= -0.0178 \end{aligned} \quad (2)$$

式中各气动导数的单位为 $1/(\circ)$ 。

式(1,2)表明,在设定的飞行条件下,升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 、俯仰力矩系数 C_m 可以描述为 ξ 的函数,即气动参数函数,并且随着 ξ 的增大,升力系数、阻力系数均随之增大。而由于翼展增加对升力的贡献要大于对阻力的贡献,所以升阻比也得到了提高。这说明翼展变形对飞行器气动参数有着明显的影响。

2 变体飞行器 LPV 建模与分析

国外对变体飞行器的建模已有不少尝试,如分解为分立的线性时不变(Linear time invariant, LTI)系统^[12],直接定义为线性时变(Linear time varying, LTV)系统^[15],或者采用动态逆的方法回避直接的模型描述^[13]。根据不同的变体飞行器结

构可以选择不同的建模方法。考虑到第1节已经得到了气动参数与翼展变形的函数关系,本文采用LPV模型来描述变体飞行器。

2.1 含变体参数的非线性模型

在气流坐标系中建立变体飞行器纵向运动非线性模型

$$\begin{cases} m\dot{V} = T\cos\alpha - D - mg\sin(\theta - \alpha) \\ mV\dot{\alpha} = -T\sin\alpha - L + mVq + mg\cos(\theta - \alpha) \\ \dot{\theta} = q \\ I_y\dot{q} = M \\ \dot{h} = V\sin(\theta - \alpha) \end{cases} \quad (3)$$

式中: θ, q 分别为俯仰角,俯仰角速度; I_y 为绕 y 轴的转动惯量;升力 L 、阻力 D 、俯仰力矩 M 、推力 T 分别为

$$\begin{aligned} L &= \frac{1}{2}\rho V^2 S_w C_L \\ D &= \frac{1}{2}\rho V^2 S_w C_D \\ M &= \frac{1}{2}\rho V^2 S_w C_A C_m \\ T &= T_{\delta_i} \delta_i \end{aligned} \quad (4)$$

式中: ρ 为大气密度; S_w, C_A 分别为机翼参考面积,机翼平均几何弦长; δ_i, T_{δ_i} 分别为油门开度,推力系数; C_L, C_D 和 C_m 则是由式(1,2)描述的 ξ 的函数。从而,建立了变体飞行器纵向运动的非线性模型,其中包含了与翼展变形率 ξ 的关系。

2.2 基于Jacobian线性化的LPV建模

LPV系统是指形式上可以描述为 $\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}(\theta)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(\theta)\mathbf{u}(t)$ 的系统,其中 $\theta = (\theta_1, \dots, \theta_n) \in \mathbf{R}^n$ 是变参向量, $\mathbf{A}(\theta), \mathbf{B}(\theta)$ 是 θ 的函数。Andrés分析了3种由系统非线性模型转换为LPV模型的方法^[16]:雅克比线性化(Jacobian linearization)、状态变换(State transformation)、方程替换(Function substitution),其中第1种是最常用的。考虑到Jacobian线性化本身也是传统飞行器分析的基本方法,本文采用该方法建模,其基本思路是将变体飞行器不同 ξ 下的非线性模型在各自的平衡点处线性化,得到一组小扰动线性模型,

对这组模型进行插值运算就得到一个独立的包含 ξ 的LPV模型。

注意到Jacobian线性化方法依赖于平衡点的选取,首先根据非线性模型(式(3))在不同 ξ 下建立平衡点运动方程解算平衡点的运动状态,结果如表1所示。

表1 不同 ξ 下的平衡点状态

ξ	$\alpha_0 / (^\circ)$	$\delta_{\alpha_0} / (^\circ)$	$\delta_{i_0} / \%$
0.0	9.39	-14.31	28.09
0.2	7.07	-16.10	23.44
0.4	5.43	-17.25	20.00
0.6	4.19	-18.24	17.48
0.8	3.24	-19.32	15.71
1.0	2.47	-20.45	14.21

表中, $\alpha_0, \delta_{\alpha_0}, \delta_{i_0}$ 分别为平衡点的迎角、升降舵偏角、油门开度。

根据上述思路,并考虑到平衡点的迎角都很小,最终可构建出变体飞行器纵向运动LPV模型如下

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}(\xi)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \quad (5)$$

式中,状态变量 $\mathbf{x} = [\Delta V \ \Delta\alpha \ \Delta\theta \ \Delta q \ \Delta h]^T$;控制输入变量 $\mathbf{u} = [\Delta\delta_{\alpha} \ \Delta\delta_i]^T$;并且

$\mathbf{A}(\xi) =$

$$\begin{bmatrix} 0.0257\xi - 0.0514 & -0.5711\xi + 4.5398 & -9.8000 \\ -0.0002\xi - 0.0173 & -1.3845\xi - 1.4272 & 0 & 1.0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.0 \\ 0 & -5.7888\xi - 7.6609 & 0 & 0.0 \\ 0 & -33.4 & 33.4 & 0.0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0.0331 \\ -0.0776 & 0 \\ 0 & 0 \\ -4.3847 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

2.3 基于LPV模型的变体过程稳定性分析

根据2.2节得到的变体飞行器纵向运动LPV模型,分析飞行器变体过程中系统特征根的变化,如表2所示。

表2 变体过程中的飞行器特征根

ξ	0.0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
特征根	-0.7299+2.6611i	-0.8689+2.8331i	-1.0078+2.9888i	-1.1466+3.1306i	-1.2854+3.2605i	-1.4241+3.3796i
	-0.7299-2.6611i	-0.8689-2.8331i	-1.0078-2.9888i	-1.1466-3.1306i	-1.2854-3.2605i	-1.4241-3.3796i
	-0.0095+0.4134i	-0.0063+0.4136i	-0.0033+0.4139i	-0.0003+0.4142i	0.0026+0.4145i	0.0054+0.4148i
	-0.0095-0.4134i	-0.0063-0.4136i	-0.0033-0.4139i	-0.0003-0.4142i	0.0026-0.4145i	0.0054-0.4148i
	0	0	0	0	0	0

可以看出,随着 ξ 的增大,系统非零特征根发生了明显的迁移,表明飞行器的长、短周期运动模式都在改变,特别是长周期运动模式逐渐由稳定运动过渡到不稳定运动,即飞行器由初始的动稳定变成了动不稳定。另一方面,结合式(2)可以知道, C_{m_n} 始终小于 0,表明飞行器在变体过程中始终具有静稳定性。这说明随着翼展的增加,变体飞行器的升力系数、阻力系数及升阻比等气动特性随之增大,同时保持了受扰后回到平衡状态的静稳定性,而扰动后振荡运动过程的动稳定性则逐渐减弱,并转为动不稳定。正如此,才使得变体飞行器具有了适应不同环境和任务需求的能力。

3 鲁棒增益调度控制器设计

从 2.3 节的分析可以看出,对于本文所要研究的目标运动过程(见第 1 节),飞行器的本体特征会随着翼展的变形而改变,并且从动稳定变成了动不稳定。为了改善飞行器的运动性能,保证飞行器的稳定,特别是变体过程的稳定,需要设计合适的飞行控制器。这就要求实现以下两个目标:

(1) 在任意 ξ 的状态,飞行器闭环系统都是稳定的。

(2) 在 ξ 变化的整个过程中,飞行器闭环系统是全局稳定的。

要满足这样的要求,鲁棒增益调度控制方法是一个合适的选择。

3.1 鲁棒增益调度控制基本理论

传统的增益调度控制方法依赖于对非线性系统多工作点的选取和各控制器间的切换,需要大量仿真以满足控制要求,并且缺乏理论证明。而鲁棒增益调度控制方法可以直接设计一个连续变化的控制器,从理论上就能保证闭环系统的稳定性^[15]。对 LPV 系统进行鲁棒增益调度控制的理论基础是 Lyapunov 二次稳定性理论,即寻找二次 Lyapunov 函数 $V(\mathbf{x}) = \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{x}$ 使对所有可能的变参均满足 $V(\mathbf{x}) > 0$ 和 $\dot{V}(\mathbf{x}) < 0$ 。由于变参的连续性,这会导致无穷多的线性矩阵不等式(Linear matrix inequality, LMI)解算问题。如果 LPV 系统具有多胞形结构,即系统矩阵可以描述为 k 个顶点矩阵的凸包

$$\mathbf{A}(\theta) \in \text{Co}\{\mathbf{A}_1, \dots, \mathbf{A}_k\} = \left\{ \sum_{i=1}^k a_i \mathbf{A}_i \mid a_i \geq 0, \sum_{i=1}^k a_i = 1 \right\} \quad (8)$$

那么只需对 k 个顶点系统分别设计控制器,再对各控制器进行凸组合即可得到最终的鲁棒增益调度

控制器,这被称为多胞形 LPV 系统的顶点性质^[18],也是目前鲁棒增益调度控制实现的主要方法之一。

3.2 鲁棒增益调度控制器设计方法研究

一类 LPV 系统具有仿射参数依赖结构,即

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}(\theta)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(\theta)\mathbf{u}(t) \quad (9)$$

式中, $\mathbf{A}(\theta)$, $\mathbf{B}(\theta)$ 仿射依赖于 θ , 即

$$\mathbf{A}(\theta) = \mathbf{A}_0 + \theta_1 \mathbf{A}_1 + \dots + \theta_n \mathbf{A}_n \quad (10)$$

$$\mathbf{B}(\theta) = \mathbf{B}_0 + \theta_1 \mathbf{B}_1 + \dots + \theta_n \mathbf{B}_n \quad (11)$$

式(10,11)中, $\mathbf{A}_0, \mathbf{A}_1, \dots, \mathbf{A}_n$ 与 $\mathbf{B}_0, \mathbf{B}_1, \dots, \mathbf{B}_n$ 是已知的固定矩阵,并且每一个变参均有界,即 $\theta_i \in [\underline{\theta}_i, \bar{\theta}_i], i=1, \dots, n$ 。2.2 节得到的变体飞行器纵向运动 LPV 模型即属于这一类型。注意到变参 θ 的取值范围

$$\Theta = \{(\theta_1, \dots, \theta_n) \mid \theta_i \in [\underline{\theta}_i, \bar{\theta}_i], i=1, \dots, n\} \quad (12)$$

可以表示为 2^n 个顶点的凸包,这些顶点构成了顶点集

$$\Omega = \{(\lambda_1, \dots, \lambda_n) \mid \lambda_i \in \{\underline{\theta}_i, \bar{\theta}_i\}, i=1, \dots, n\} \quad (13)$$

那么有如下引理:

引理 1^[18] 如果向量 θ 的变化范围是 k 个顶点 $\omega_1, \dots, \omega_k$ 的凸包,即

$$\theta \in \text{Co}\{\omega_1, \dots, \omega_k\} \quad (14)$$

那么仿射依赖于 θ 的矩阵 $\mathbf{A}(\theta)$ 在各顶点矩阵构成的凸包中取值,即

$$\mathbf{A}(\theta) \in \text{Co}\{\mathbf{A}(\omega_1), \dots, \mathbf{A}(\omega_k)\} \quad (15)$$

基于引理 1,可以将仿射参数依赖 LPV 系统转换为多胞形 LPV 系统,从而利用 3.1 节的思路进行控制器设计^[19]。

如果 $\mathbf{B}(\theta)$ 是固定矩阵而不依赖于 θ , 根据 Lyapunov 二次稳定性理论,可以直接对仿射参数依赖 LPV 系统(9)设计参数依赖状态反馈控制器,并简化为有限 LMI 解算问题,即有如下定理:

定理 1 对于具有如下形式的 LPV 系统

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}(\theta)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \quad (16)$$

式中, $\mathbf{A}(\theta)$ 仿射依赖于 θ , 即

$$\mathbf{A}(\theta) = \mathbf{A}_0 + \theta_1 \mathbf{A}_1 + \dots + \theta_n \mathbf{A}_n \quad (17)$$

式(16,17)中, $\mathbf{A}_0, \mathbf{A}_1, \dots, \mathbf{A}_n$ 和 \mathbf{B} 是已知的固定实矩阵, $\theta_i \in [\underline{\theta}_i, \bar{\theta}_i], i=1, \dots, n$ 。如果存在对称正定实矩阵 \mathbf{P} 和 $n+1$ 个实矩阵 $\mathbf{Q}_0, \mathbf{Q}_1, \dots, \mathbf{Q}_n$, 满足 LMI 约束条件

$$\mathbf{H}(\omega) < 0 \quad \omega \in \Omega \quad (18)$$

式中, $\mathbf{H}(\theta) = \mathbf{H}_0 + \theta_1 \mathbf{H}_1 + \dots + \theta_n \mathbf{H}_n$, $\theta \in \Theta$, $\mathbf{H}_i = \mathbf{P}\mathbf{A}_i^\top + \mathbf{Q}_i^\top \mathbf{B}^\top + \mathbf{A}_i \mathbf{P} + \mathbf{B}\mathbf{Q}_i$, $i = 0, 1, \dots, n$, 那么可以设计参数依赖状态反馈控制器

$$\mathbf{u}(t) = \mathbf{K}(\theta) \mathbf{x}(t) \quad (19)$$

使得闭环系统

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}_d(\theta) \mathbf{x}(t) = (\mathbf{A}(\theta) + \mathbf{B}\mathbf{K}(\theta)) \mathbf{x}(t) \quad (20)$$

对于所有可能的 θ 都是二次稳定的, 并且所设计的控制器增益矩阵结构如下

$$\mathbf{K}(\theta) = \mathbf{K}_0 + \theta_1 \mathbf{K}_1 + \dots + \theta_n \mathbf{K}_n \quad (21)$$

式中

$$\mathbf{K}_i = \mathbf{Q}_i \mathbf{P}^{-1} \quad i = 0, 1, \dots, n \quad (22)$$

证明 定义二次 Lyapunov 函数^[20]

$$V(\mathbf{x}) = \mathbf{x}^\top \mathbf{P}^{-1} \mathbf{x} \quad (23)$$

显然, 对所有可能的 θ 和非零状态 \mathbf{x} , 均成立 $V(\mathbf{x}) > 0$ 。因此, 要证明闭环系统(20)是二次稳定的, 只需证明 $\dot{V}(\mathbf{x}) < 0$, 即需证明

$$\mathbf{A}_d^\top(\theta) \mathbf{P}^{-1} + \mathbf{P}^{-1} \mathbf{A}_d(\theta) < 0 \quad (24)$$

即

$$\mathbf{P}\mathbf{A}_d^\top(\theta) + \mathbf{A}_d(\theta) \mathbf{P} < 0 \quad (25)$$

代入 $\mathbf{A}_d(\theta) = \mathbf{A}(\theta) + \mathbf{B}\mathbf{K}(\theta)$ 及式(17, 21), 得到

$$\begin{aligned} & (\mathbf{P}\mathbf{A}_0^\top + \mathbf{P}\mathbf{K}_0^\top \mathbf{B}^\top + \mathbf{A}_0 \mathbf{P} + \mathbf{B}\mathbf{K}_0 \mathbf{P}) + \\ & \theta_1 (\mathbf{P}\mathbf{A}_1^\top + \mathbf{P}\mathbf{K}_1^\top \mathbf{B}^\top + \mathbf{A}_1 \mathbf{P} + \mathbf{B}\mathbf{K}_1 \mathbf{P}) + \dots + \\ & \theta_n (\mathbf{P}\mathbf{A}_n^\top + \mathbf{P}\mathbf{K}_n^\top \mathbf{B}^\top + \mathbf{A}_n \mathbf{P} + \mathbf{B}\mathbf{K}_n \mathbf{P}) < 0 \end{aligned} \quad (26)$$

进一步, 代入式(22), 得到

$$\mathbf{H}_0 + \theta_1 \mathbf{H}_1 + \dots + \theta_n \mathbf{H}_n < 0 \quad (27)$$

即

$$\mathbf{H}(\theta) < 0 \quad \theta \in \Theta \quad (28)$$

根据引理 1, 有

$$\mathbf{H}(\theta) \in \text{Co}\{\mathbf{H}(\omega)\} \quad \omega \in \Omega \quad (29)$$

因此, 如果条件(18)成立, 则显然对于所有可能的 θ , 均成立 $\mathbf{H}(\theta) < 0$ 。

综上, 定理 1 得证。

由定理 1 可以看出, 对于仿射参数依赖 LPV 系统(16), 如果存在 \mathbf{P} 和 $\mathbf{Q}_0, \mathbf{Q}_1, \dots, \mathbf{Q}_n$ 满足 LMI 约束条件(18), 则可构造形如式(19)的参数依赖控制器, 使得闭环系统(20)二次稳定。

4 仿真与分析

变体飞行器的基本参数及大气参数如下: $m = 1\ 247\ \text{kg}$, $S_w = 17.1\ \text{m}^2$, $c_A = 1.737\ \text{m}$, $I_y = 4\ 067.45\ \text{kg} \cdot \text{m}^2$, $T_{\delta_i} = 41.3\ \text{N}/\%$, $\rho = 1.055\ 5\ \text{kg}/\text{m}^3$ 。根据定理 1 的方法, 利用 LMI 对变体飞行器纵向 LPV 模型(5)设计形如式(19)的参数依赖状态反馈控制

器, 得到控制器增益矩阵如下

$$\mathbf{K}(\xi) = \mathbf{K}_0 + \xi \mathbf{K}_1 \quad (30)$$

式中

$\mathbf{K}_0 =$

$$\begin{bmatrix} 0.289\ 1 & -35.924\ 2 & 59.116\ 0 & 2.973\ 3 & 2.437\ 2 \\ -14.764\ 7 & -28.030\ 0 & 141.200\ 4 & 5.315\ 0 & -3.328\ 3 \end{bmatrix}$$

$\mathbf{K}_1 =$

$$\begin{bmatrix} 0.036\ 4 & 0.386\ 5 & -2.390\ 6 & -0.118\ 6 & -0.077\ 5 \\ -1.623\ 4 & 135.656\ 8 & -158.159\ 7 & -5.320\ 0 & -5.137\ 0 \end{bmatrix}$$

将控制器引入变体飞行器原始非线性模型(3), 利用 MATLAB 仿真目标运动过程。令变体飞行器从第 5 s 开始变形, 并在 10 s 内从本体翼展伸长至两倍翼展, 得到目标运动过程的状态变化曲线, 如图 1~6 所示。

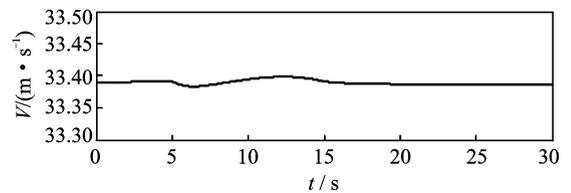


图 1 速度变化曲线

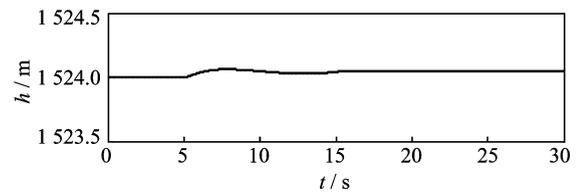


图 2 高度变化曲线

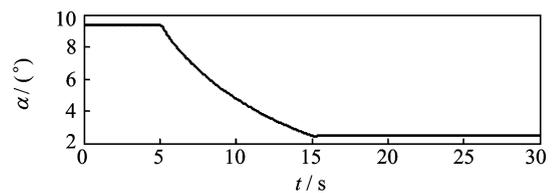


图 3 迎角变化曲线

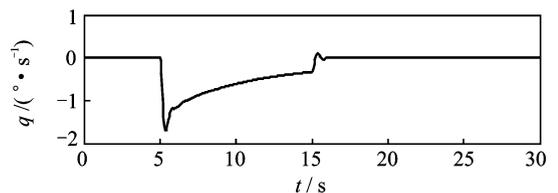


图 4 俯仰角速度变化曲线

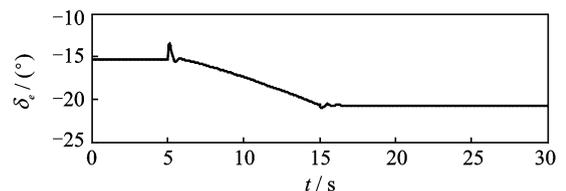


图 5 升降舵偏角变化曲线

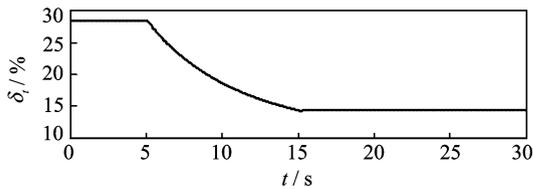


图6 油门开度变化曲线

可见,飞行器在完成变体后,能保持变体前的速度、高度不变,进入新的平衡状态,说明在所设计的控制器作用下,飞行器能顺利实现目标运动过程。分析5~15s的变形阶段,发现翼展刚增加时,速度呈降低趋势,高度呈升高趋势,这符合翼展增加会提高飞行器升阻比的事实;而在控制器的作用下,这种变化非常微小,并且很快回到了平衡状态。同时,升降舵和油门的动作相当缓和,说明设计的控制器能保证全局稳定性,是现实可行的。

另一方面,飞行器完成变体后,在保持速度和高度不变的基础上,平衡时的油门减小了。结合表1,说明通过翼展的增加,飞行器能以更小的能量代价实现同样的飞行状态,这正是变体飞行器的优势之一。

5 结束语

本文建立了一类变体飞行器的气动参数函数,表明翼展变形对飞行器气动参数有明确的影响。利用Jacobian线性化方法推导了变体飞行器的LPV模型,对模型的分析说明通过改变 ξ 能够直接改变飞行器的系统特征,使得飞行器能够适应更多的环境与任务需求。为保证变体过程的稳定,根据Lyapunov二次稳定性理论推导了基于LMI的鲁棒增益调度控制器设计方法,数值仿真结果显示,所设计的参数依赖状态反馈控制器能够很好地实现预期的目标运动过程,并且能保证全局稳定。

参考文献:

[1] 陆宇平,何真. 变体飞行器控制系统综述[J]. 航空学报,2009,30(10):1906-1911.
Lu Yuping, He Zhen. A survey of morphing aircraft control systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(10): 1906-1911.

[2] Rodriguez R A. Morphing aircraft technology survey [C]//45th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston, VA, United States: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2007: 15064-

15079.

[3] Barbarino S, Bilgen O, Ajaj M R, et al. A review of morphing aircraft[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22(9): 823-877.

[4] Majji M, Rediniotis K O, Junkins L J. Design of a morphing wing: modeling and experiments [C] // 2007 AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston, VA, United States: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2007: 124-132.

[5] Bowman J, Sanders B, Cannon B, et al. Development of next generation morphing aircraft structures [C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston, VA, United States: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2007: 349-358.

[6] Grant T D, Mujahid A, Rick L. Flight dynamics of a morphing aircraft utilizing independent multiple-joint wing sweep[C]//2006 Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston, VA, United States: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2006: 1111-1125.

[7] 杜厦,昂海松. 变体平尾翼型气动外形设计方法[J]. 南京航空航天大学学报,2012,44(6):780-785.
Du Sha, Ang Haisong. Airfoil aerodynamic optimization method of morphing horizontal stabilizer [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(6): 780-785.

[8] 吴俊,陆宇平. 变形翼的分布式协同控制方案[J]. 南京航空航天大学学报,2012,43(4):515-520.
Wu Jun, Lu Yuping. Distributed coordinated control scheme of morphing wings[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(6): 780-785.

[9] Yao Keming, Wang Xiaolan, Wu Jun, et al. Stability analysis and cooperative control of distributed multi-agent system with sampled communication [J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 29(4): 373-378.

[10] Hubbard J J. Dynamic shape control of a morphing airfoil using spatially distributed transducers [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(3): 612-616.

[11] Whitmer E C, Kelkar G A. Robust control of a morphing airfoil structure[C]//2005 American Control Conference. New York, United States: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc, 2005: 2863-

- 2868.
- [12] Abdulrahim M, Lind R. Control and simulation of a multi-role morphing micro air vehicle [C] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston, VA, United States; American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2005; 6408-6426.
- [13] Valasek J, Tandale D M, Rong J. A reinforcement learning-adaptive control architecture for morphing [C] // AIAA 1st Intelligent Systems Technical Conference. Reston, VA, United States; American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2004; 29-39.
- [14] Gandhi N, Cooper J, Ward D, et al. A hardware demonstration of an integrated adaptive wing shape and flight control law for morphing aircraft [C] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston, VA, United States; American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2009; 1-25.
- [15] Chakravarthy A, Grant T D, Lind R. Time-varying dynamics of a micro air vehicle with variable-sweep morphing [C] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston, VA, United States; American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2009; 1-17.
- [16] Andrés M, Balas J G. Development of linear-parameter-varying models for aircraft [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(2): 218-228.
- [17] 李文强. LPV 系统鲁棒变增益控制研究及其应用 [D]. 长沙:国防科学技术大学, 2009.
Li Wenqiang. Research and application of robust gain-scheduling based on LPV system [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009.
- [18] Apkarian P, Gahinet P, Becker G. Self-scheduled H_∞ control of linear parameter-varying systems; a design example [J]. Automatica, 1995, 31(9): 1251-1261.
- [19] 虞忠伟, 陈辉堂. 机器人多胞变增益输出反馈 H_∞ 控制 [J]. 控制理论与应用, 2003, 20(6): 925-932.
Yu Zhongwei, Chen Huitang. Polytopic gain scheduling output feedback H_∞ control for robotic manipulators [J]. Control Theory & Applications, 2003, 20(6): 925-932.
- [20] Vesely V. Design of robust output affine quadratic controller [J]. Kybernetika, 2004, 40(2): 221-232.