

文章编号:1000-8055(2021)10-2207-11

doi:10.13224/j.cnki.jasp.20200457

推力协同的大柔性飞行器纵向姿态控制

雷 灏¹, 陈柏屹², 刘燕斌², 陆宇平¹

(1. 南京航空航天大学 自动化学院, 南京 211106;

2. 南京航空航天大学 航天学院, 南京 211106)

摘 要: 为了研究大柔性飞行器飞行/结构耦合动力学特性,提出了改进的面向控制的大柔性飞行器多体模型,开展了大柔性飞行器纵向动力学耦合特性分析与推力协同下纵向姿态控制律设计。采用二面角动态近似描述大柔性飞行器结构动力学特征,并推导了纵向耦合动力学模型。根据改进模型在配平点处的线性化模型,分析了飞行/结构耦合系统的纵向稳定性与结构变形量之间的关系。针对大柔性飞行器姿态稳定与跟踪,设计了纵向姿态控制器。与常规飞行器相比,大柔性飞行器飞行过程中会发生大变形,当载荷较大时,配平构型近似“U”形,此时纵向动力学具有长周期不稳定的特征。分析结果表明:大柔性飞行器各模态之间的耦合程度随着变形的增大而增大。此外,纵向姿态控制需要升降舵与推力协同控制速度和俯仰角并且考虑结构动力学的影响,否则飞行/结构的耦合作用会导致姿态跟踪误差衰减缓慢甚至发散。

关 键 词: 大柔性飞行器; 多体模型; 耦合飞行动力学; 纵向姿态控制; 速度控制; 协同控制

中图分类号: V249.1; TP273

文献标志码: A

Longitudinal attitude control for very flexible aircraft with thrust cooperation

LEI Hao¹, CHEN Boyi², LIU Yanbin², LU Yuping¹

(1. College of Automation Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;

2. College of Astronautics,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: The improved multi-body model of very flexible aircraft was proposed to analyse the flight/structure coupled dynamics characteristics of very flexible aircraft, the longitudinal dynamics characteristics of very flexible aircraft were studied and the longitudinal attitude controller was designed. The dynamics of dihedral angle was used to approximate the structural dynamics characteristics of very flexible aircraft, and the coupled longitudinal dynamics model was derived. The improved model was trimmed under different load conditions, and the relationship between the stability and deformation of the system was analyzed according to the linearized model at the equilibrium point. The longitudinal attitude controller was designed for attitude stabilization and tracking of very flexible aircraft. Compared with conventional aircrafts, large deformation occurs during the flight of very flexible aircraft. When the load was large, the trimmed configuration was

收稿日期: 2020-10-29

基金项目: 国家自然科学基金(11572149, 51675264); 江苏省博士后科研资助计划(2019K286);

江苏省基础研究计划青年基金(BK20200437); 中国博士后面上基金(2020M681586)

作者简介: 雷灏(1990—),女,博士生,主要从事大柔性飞行器建模与控制研究。

引用格式: 雷灏,陈柏屹,刘燕斌,等. 推力协同的大柔性飞行器纵向姿态控制[J]. 航空动力学报,2021,36(10):2207-2217. LEI Hao, CHEN Boyi, LIU Yanbin, et al. Longitudinal attitude control for very flexible aircraft with thrust cooperation[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(10): 2207-2217.

approximately “U” shaped, and the longitudinal phugoid period was unstable. The results showed that as the deformation increased, the coupling between the modes increased. The longitudinal attitude control of very flexible aircraft needed to control the velocity at the same time and takes the coupled structure dynamics into account, otherwise, due to the coupling effect between structure and flight dynamics, the system will even be divergent.

Key words: very flexible aircraft; multi-body model; coupled flight dynamics; longitudinal attitude control; velocity control; cooperative control

近年来,高空资源的开发与利用对于人类社会的促进作用愈发显著,大柔性飞行器的优势也更显突出^[1]。美国对于大柔性飞行器的研究较早,可以追溯到1984年的“Daedalus”计划。该计划的目的是在推动工程、科学和教育的同时,探索人力飞行的极限^[2]。“Daedalus”计划为高空长航时飞行器的研究奠定了基础。但由于早期对此类飞行器的特性认识不足,导致2013年Helios试飞失败。事故研究报告指出:需要发展更加先进、多学科(包括结构、气弹、气动、大气、材料、推进及控制等)综合的适用于大柔性飞行器的时域分析方法^[3]。事故后涌现出大量针对大柔性飞行器的建模研究工作^[4-8]。

为了描述大展弦比机翼的几何非线性特征,大柔性飞行器模型大都采用有限元的建模方法。文献[5]用基于本征梁单元的结构动力学模型以及有限入流非定常气动力模型建立了大柔性飞翼飞行器的飞行动力学模型,指出随着变形增加,大柔性飞行器的纵向动力学由稳定变为不稳定。Cesnik和Su^[9-10]研究了大柔性飞行器刚弹耦合非线性气弹和飞行动力学,结构动力学采用基于应变梁单元的有限元方法进行描述,编写了能够进行非线性结构和飞行动力学仿真的软件包UM/NAST。基于有限元建立的模型能够精确描述飞行过程中大柔性飞行器的变形过程,但是包含大量的结构模态,模型阶数较高,传统的飞行器动力学分析方法很难对该模型进行分析。从控制器设计的角度出发,Gibson等^[2]提出了简化的大柔性飞行器纵向动力学模型,也有学者称之为多体飞行器模型^[11]。该模型能够体现大柔性飞行器典型的纵向动力学特性——大变形时长周期不稳定,可以作为大柔性飞行器飞行动力学分析和控制器设计的基础。面向控制的建模最初在高超声速飞行器设计上应用,由于气动/推进/控制耦合严重,最后设计控制器的传统设计方法会导致控制裕度不足,因此提出了在设计初期考虑控制器的约束,

即控制一体化设计^[12-14]。该方法在高超声速飞行器的设计上取得了成功,同时也说明简化模型设计的控制器完全可以控制高精度的复杂模型,并且对于前期的动力学特性分析十分必要。

目前,大柔性飞行器控制研究大都基于使用有限元方法建立的模型^[15],对于控制方法的研究该模型太过复杂,不利于规律的揭示。相反,面向控制的简化模型使用较少的自由度涵盖了大柔性飞行器的典型飞行动力学特征,降低了控制器设计的难度。文献[2]针对简化的大柔性飞行器模型设计了自适应稳定控制器来控制具有初始扰动的飞行器。结果表明大柔性飞行控制需要考虑结构变形的影响,较大的结构初始扰动会导致在平衡点设计的控制器失效。文献[11]考虑舵面及状态约束,研究了多体飞行器在约束情况下的机动及构型控制,提出了一种显式的参考监督方法,能够有效地约束系统状态及控制输入的变化范围,保证了飞行器机动时的稳定性。基于面向控制的简化模型,研究者可以开展更多维度的控制方法研究。

大柔性飞行器作为一种新型飞行器,刚体动力学与结构动力学耦合,文献[16-18]指出在建模时需要考虑几何非线性变形,文献[19]指出对于稳定性分析可以只考虑飞行器的静态变形,但是鲜有文献研究控制器设计时如何考虑结构动力学的影响。另外,大柔性飞行器具有多个控制输入,通过合理的控制分配方法,可以改善控制效果,提高控制效率^[20]。本文从结构动力学对控制器设计的影响出发,在传统飞行器纵向姿态控制的基础上,根据简化的大柔性飞行器模型研究了大柔性飞行器纵向姿态控制方法——如何选取控制变量及控制输入能够取得较好的控制效果。

目前常用的多刚体近似模型需要人为给定二面角,无法体现载荷-变形-稳定性的耦合关系。因此,本文通过对有效载荷的描述,推导了结构特征、惯量属性与系统稳定性相关的动力学方程,可

以描述不同载荷情况下飞行器的形变情况及稳定性变化。在不同载荷条件下对飞行器进行配平,根据配平点线性化模型分析了系统的稳定性。用灵敏度分析方法,分析了模态之间耦合关系随变形的变化。用高斯线性二次型(linear quadratic Gaussian, LQG)控制方法设计了纵向姿态控制器。研究了不同控制输入以及控制器设计模型时纵向俯仰角跟踪效果。

1 大柔性飞行器多体模型

为了建立大柔性飞行器控制器设计模型, Gibson 等^[2]提出了面向控制器设计的大柔性飞行器多体模型,如图 1 所示。

该模型由三个平直刚体翼单元通过铰链相连,每个刚体翼单元的质量为 $\tilde{m}$ 。在飞行器刚体六自由度动力学的基础上,引入单元翼间的相对角度(二面角)表征结构特性中的一阶弯曲模态特性。每段翼又由一个螺旋桨推力发动机、带有副翼的主翼和配有升降舵的尾翼三部分组成。

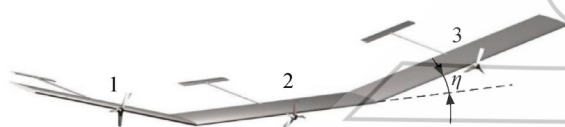


图 1 大柔性飞行器渲染图

Fig.1 Artistic rendering of very flexible aircraft

2 大柔性飞行器纵向动力学模型

2.1 坐标系变换

文中涉及到的坐标系包括全局机体坐标系 S^g ,原点位于飞行器的质心;对应于每个单元翼的

局部机体坐标系 S^b ;局部气流坐标系 S^a 。

假设局部攻角和侧滑角分别为 α, β ,则局部气流坐标系 S^a 和局部机体坐标系 S^b 之间的转换矩阵可以表示

$$T_a^b(\alpha, \beta) = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (1)$$

重力加速度向量 g 指向地心,根据欧拉角将重力加速度转换到机体系为

$$g = \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = g \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中 g 表示引力常量, θ 表示俯仰角, ϕ 表示滚转角。

根据全局机体坐标系的速度 V 表示单元机翼的速度,对于单元翼 2 的局部气流坐标系下的攻角和侧滑角及速度可以表示为

$$\alpha_2 = \arctan \left(\frac{V \sin \alpha + \dot{\eta} \frac{s}{3} \cos \eta}{V \sin \alpha + q \frac{s}{3} \sin \eta} \right) \quad \beta_2 = 0 \quad (3)$$

$$V_2^2 = \left(V \cos \alpha + q \frac{s}{3} \sin \eta \right)^2 + \left(V \sin \alpha + \dot{\eta} \frac{s}{3} \cos \eta \right)^2$$

其中 $\eta, \dot{\eta}$ 分别表示两侧机翼的二面角和二面角速率, q 表示俯仰角速率, s 表示刚体翼单元的长度。对于单元翼 1 和 3 局部气流坐标系下的攻角、侧滑角及速度表示($V_1 = V_3$)。

$$\alpha_3 = \alpha_1 = \arctan \left[\frac{\left(V \sin \alpha + \dot{\eta} \frac{s}{3} \cos \eta \right) \cos \eta - \dot{\eta} \frac{s}{2}}{V \sin \alpha - q \frac{s}{6} \sin \eta} \right] \quad \beta_3 = -\beta_1 = \arcsin \left[\frac{\left(V \sin \alpha + \dot{\eta} \frac{s}{3} \cos \eta \right) \sin \eta}{V_3} \right] \quad (4)$$

$$V_3^2 = \left(V \sin \alpha - q \frac{s}{6} \sin \eta \right)^2 + \left[\left(V \sin \alpha + \dot{\eta} \frac{s}{3} \cos \eta \right) \sin \eta \right]^2 + \left[\left(V \sin \alpha + \dot{\eta} \frac{s}{3} \cos \eta \right) - \dot{\eta} \frac{s}{2} \right]^2$$

局部机体坐标系与全局机体坐标系之间通过翼面间的二面角进行转换:

$$R_x(\eta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \eta & \sin \eta \\ 0 & -\sin \eta & \cos \eta \end{bmatrix} \quad (5)$$

2.2 动力学方程

根据牛顿第二定律建立飞行器纵向动力学模型,包括速度 V 、攻角 α 、俯仰角 θ 、俯仰角速率 q 、高度 h 、二面角 η 的动态在铰链连接处满足角动量守恒:

$$\begin{cases} m\dot{V} = T \cos \alpha - D - mg \sin \gamma \\ mV\dot{\alpha} = -T \sin \alpha - L + mVq + mg \cos \gamma \\ \dot{\theta} = q \\ I_{yy}^g \dot{q} = M - \dot{I}_{yy}^g q \\ \dot{h} = V \sin \gamma \\ \ddot{\eta} = \frac{H - \kappa_c \dot{\eta} - \kappa_k \eta + d_1 - d_2}{d_3} \end{cases} \quad (6)$$

其中 m 表示飞行器的总质量, κ_k 、 κ_c 分别是等效的结构刚度系数和阻尼系数, I_{yy}^g 是全局机体坐标系下的俯仰转动惯量, $\gamma = \theta - \alpha$ 表示航迹倾角, L 、 D 、 M 、 H 、 T 分别表示升力、阻力、俯仰力矩、铰链力矩和推力, 另外

$$\begin{aligned} d_1 &= \frac{s}{2} \tilde{m} \{ [\dot{V} \sin \alpha + V(\cos \alpha) \dot{\alpha}] \cos \eta - \\ &V(\sin \alpha)(\sin \eta) \dot{\eta} - 2 \frac{s}{3} (\cos \eta)(\sin \eta) \dot{\eta}^2 \} \\ d_2 &= \left(I_y^b - I_z^b - \tilde{m} \frac{s^2}{12} \right) (\sin \eta)(\cos \eta) q^2 - \\ &\frac{s}{2} \tilde{m} (\cos \eta) V (\cos \alpha) q \\ d_3 &= I_x^b + \tilde{m} \left(\frac{s^2}{4} + \frac{s^2}{6} \cos^2 \eta \right) \end{aligned} \quad (7)$$

其中 I_x^b 、 I_y^b 、 I_z^b 分别表示单元翼相对于惯性主轴的转动惯量。式(6)与文献[2]给出的动力学方程基本一致, 主要差别在于质量和转动惯量的表示, 转动惯量的表达式在文中第2.3节中给出。

2.3 质量与转动惯量

文献[2]中的变形需要人为设定, 与文献中不同, 本文中心翼面除自身质量外还搭载了一定质量的载荷, 因此有中心翼质量 $m_2 = k_m \tilde{m}$, 其中 $k_m \geq 1$ 表示中心翼装载质量与空载质量的比值。随着中心载荷变化, 配平构型随之变化, 因此是一种主动变形方式, 更加符合实际情况。此外, 假设单元翼的局部机体坐标系为惯性主轴坐标系, 则惯量矩阵在局部机体坐标系中的表示为对角阵 $\bar{I}_c^b$, 且

$$\bar{I}_{c,1}^b = \bar{I}_{c,2}^b = \bar{I}_{c,3}^b = \begin{bmatrix} I_x^b & 0 & 0 \\ 0 & I_y^b & 0 \\ 0 & 0 & I_z^b \end{bmatrix} \quad (8)$$

根据转动惯量的平行轴定理, 各单元翼表示

在全局机体坐标系下的惯量矩阵为

$$\bar{I}_{c,i}^g = \bar{I}_{c,i}^b + m_i [\langle c_i^g, c_i^g \rangle I - c_i^g \otimes c_i^g] \quad (9)$$

式中下标 $i=1, 2, 3$ 表示单元翼的序号, $\langle *, * \rangle$ 表示向量的内积, $\otimes$ 表示向量的 Kronecker 积, c_i 表示第 i 个单元翼质心 c_i 相对于飞行器质心 C 的位移矢量, I 表示单位阵。

结合式(9), 多翼系统相对于整体质心处的转动惯量在 S^g 中可以表示为所有单元翼惯量之和

$$\bar{I}_C^g(k_m, \eta) = \sum_{i=1}^3 \bar{I}_{c,i}^g = \begin{bmatrix} I_{xx}^g & 0 & 0 \\ * & I_{yy}^g & I_{yz}^g \\ * & * & I_{zz}^g \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$I_{yy}^g = 3I_y^b + \left[2\tilde{I}_{yy}^g + \frac{\tilde{m}s^2}{2(2+k_m)} \right] \sin^2 \eta \quad (11)$$

$$\tilde{I}_{yy}^g = I_z^b - I_y^b + \frac{1+k_m}{4(2+k_m)} \tilde{m}s^2$$

式中 $\bar{I}_C^g$ 是对称矩阵。

考虑到结构变形的时间尺度特性, 需要进一步推导惯量矩阵的导数信息。根据表达式(11), 采用链式法则, 惯量矩阵对时间的导数可以通过二面角速率进行表示。

2.4 力和力矩

在飞行过程中需要考虑的力和力矩包括重力 F_g 、气动力 F_a 与气动力矩 M_a , 推力 F_T 与推力矩 M_T 及单元翼间连接处的弯矩 M_j 。本文气动力特性计算采用平直翼假设, 并通过局部攻角考虑机翼非稳态运动对气动特性的影响, 矢量的上标表示在该坐标系下对矢量进行分解。

令 $T_i (i=1, 2, 3)$ 表示每个单元翼动力系统所提供的推力。假设所有单元翼的推力矢量均通过单元翼质心并沿机翼轴线指向前方, 且满足约束条件 $T_1 = T_2 = T_3$ 。在假设条件下, 推力及推力矩在 S^g 中的向量表示为

$$\begin{aligned} F_T^g &= 3 [T_i \ 0 \ 0]^T \\ M_T^g &= \begin{bmatrix} 0 \\ 2 \sin \eta \\ 0 \end{bmatrix} \frac{s(k_m - 1)}{2(2 + k_m)} T_2 \end{aligned} \quad (12)$$

根据式(5), 大柔性飞行器在非空载 $k_m \neq 1$ 的情况下中心单元提供的推力 T_2 会导致额外的俯仰力矩, 且变形程度越大, T_2 对俯仰运动的影响越大。大柔性飞行器在飞行过程中受到的气动力由机翼与尾翼两部分产生, 记为 F_w 和 F_t , 由各个单元翼在局部气流系中计算后经过坐标变化得到。每个单元翼产生的气动力 $F_{w,k}$, $F_{t,k}$ 在局部气流坐标系 S^a 中进行解算, 下标中的 k 表示单元翼的力

或力矩。采用平直翼假设,忽略局部气流坐标系中的侧力分量,机翼和尾翼产生的气动力可以表示为

$$\begin{aligned} F_{w,k}^a &= [-D_{w,k} \quad 0 \quad -L_{w,k}]^T \\ F_{t,k}^a &= [-D_{t,k} \quad 0 \quad -L_{t,k}]^T \end{aligned} \quad (13)$$

升力和阻力根据模型中的气动特性系数进行计算:

$$\begin{aligned} C_{L,w,k} &= C_L^a \alpha_k + C_L^\delta \delta_{a,k} \\ C_{L,t,k} &= C_L^a (\alpha_k + \delta_{e,k}) \\ C_{D,w,k} &= C_D^0 + \kappa_D C_{L,w,k}^2 \\ C_{D,t,k} &= C_D^0 + \kappa_D C_{L,t,k}^2 \end{aligned} \quad (14)$$

式中 α_k 表示局部攻角, $\delta_{a,k}$ 及 $\delta_{e,k}$ 表示对应单元翼中副翼和升降舵的偏转角度, C_L^a 表示升力线斜率, C_L^δ 表示舵面的升力导数, C_D^0 、 κ_D 分别是零升阻力系数及升致阻力系数二阶导数。

类似地,通过计算每个单元翼中的气动力矩来计算三翼系统的力矩特性

$$M_{a,k}^g = T_b^g M_{a,k}^b + l_{w,k}^g \times F_{w,k}^g + l_{t,k}^g \times F_{t,k}^g \quad (15)$$

式中 T_b^g 表示全局机体坐标系 S^g 和局部机体坐标系 S^b 之间的转换矩阵, $l_{w,k}$ 和 $l_{t,k}$ 分别表示三翼系统质心 C 至单元机翼和尾翼的气动焦点的位移矢量。单元翼相对于气动焦点的俯仰力矩 M_k 可以通过平直翼的俯仰力矩系数进行计算

$$C_{m,k} = C_{m,0} + C_{m,\delta} \delta_{a,k} \quad (16)$$

式中 $C_{m,0}$ 表示零升俯仰力矩系数, $C_{m,\delta}$ 表示舵面的俯仰力矩导数。

以上主要讨论了影响刚体模态运动的力和力矩特性,最后还需要构建单元翼连接处二面角动态的弯矩表达式,由单元翼自身重力、单元翼机翼和尾翼上产生的气动力计算:

$$M_{j,k}^g = r_k^g \times F_{g,k}^g + d_{w,k}^g \times F_{w,k}^g + d_{t,k}^g \times F_{t,k}^g \quad (17)$$

式中 r_k 表示单元连接处距单元翼质心的位移矢量; $d_{w,k}$ 和 $d_{t,k}$ 表示单元连接处距机翼和尾翼气动焦点的位移矢量。铰链力矩 H 是 $M_{j,k}$ 在局部坐标系 x 轴上的分量。

3 配平分析

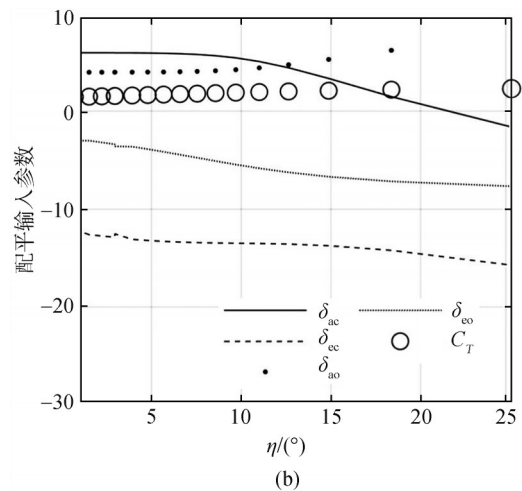
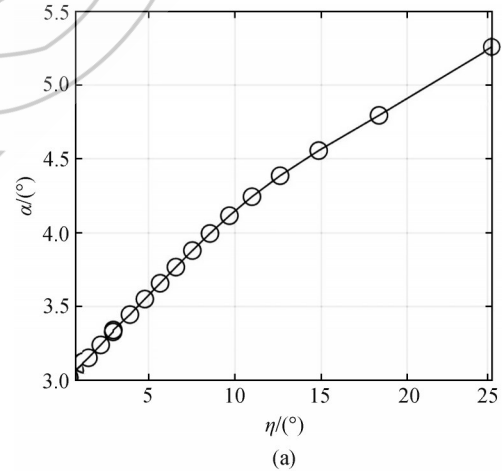
大柔性飞行器的显著特性是构型随飞行条件的变化会发生较大改变。文献[5]给出了载荷变化时配平推力、配平舵偏、配平攻角及配平时构型随中心载荷的变化情况。由于几何非线性的存在,配平舵偏及配平攻角在中心载荷增加时的变化是非线性的。并且随着载荷增加,变形增大,系统纵向不稳定。

3.1 不同载荷配平

选择任务点飞行高度 $h = 100 \text{ m}$, 机体坐标系速度 $V = 12.19 \text{ m/s}$ 作为配平条件,调整中心载荷对飞行器进行配平。结果如图2所示。随着中心载荷质量增加,变形增加,配平二面角增大。图2(a)、图2(b)给出了配平二面角与配平攻角及配平二面角与配平输入之间的关系,其中 δ_{ac} 、 δ_{ao} 表示中心和两侧副翼输入, δ_{ec} 、 δ_{eo} 表示中心和两侧升降舵输入, C_T 表示推力系数,推力系数与推力满足 $T_i = \bar{q} C_T$, $\bar{q}$ 表示动压。文献[5]中给出了有限元精确模型配平攻角随中心载荷质量 m_1 的变化关系,如图2(c)中 $\alpha_{s,t}$ 所示,本文的配平攻角随中心载荷质量的变化用黑实线 α_s 表示,图2(c)中显示两者的变化趋势及大小基本一致,再次验证了简化模型与复杂模型的一致性。表1给出了不同载荷的平衡点状态值。

3.2 模型线性化

采用雅克比线性化方法在平衡点对模型进行线性化。非线性的动力学模型可以表示为



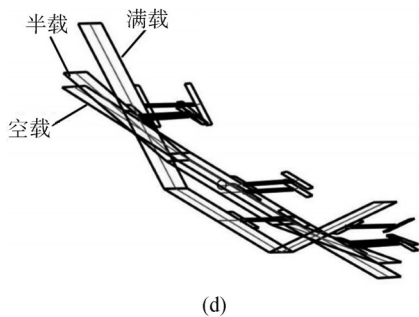
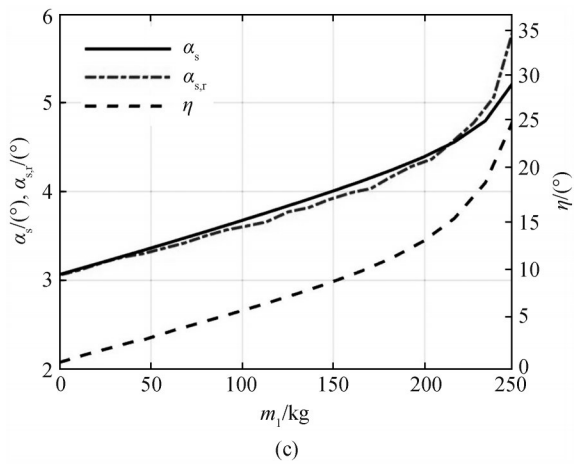


图2 大柔性飞行器配平结果
Fig.2 Trim results of very flexible aircraft

$$\dot{X}=f(X,U) \tag{18}$$

其中 X 表示状态向量, U 表示控制输入

$$\begin{aligned} X &= [V \quad \alpha \quad h \quad \theta \quad q \quad \eta \quad \dot{\eta}]^T \\ U &= [\delta_{ac} \quad \delta_{ao} \quad \delta_{ec} \quad \delta_{eo} \quad C_T]^T \end{aligned} \tag{19}$$

下标 ac 和 ao 分别表示中心和两侧副翼, 下标 ec 和 eo 分别表示中心和两侧的升降舵, 且 $\delta_{ac}=\delta_{a2}$, $\delta_{ao}=\delta_{a1}$, δ_{ai} 表示单元翼 i 的副翼偏转角。推力输入 $T_i=\bar{q}C_T, i=1,2,3$ 。雅克比线性化模型可以

表 1 大柔性飞行器不同载荷配平结果

Table 1 Trim results for very flexible aircraft with different loads

刚体状态	空载	半载	满载
$\alpha/(\circ)$	3.3	4.0	5.6
$\eta/(\circ)$	2.9	8.6	29.8
$\delta_{ac}/(\circ)$	6.0	5.6	-3.6
$\delta_{ec}/(\circ)$	-12.9	-13.1	-16.7
$\delta_{ao}/(\circ)$	4.0	4.2	8.8
$\delta_{eo}/(\circ)$	-3.4	-5.3	-7.9
C_T	1.6	1.9	2.6

定义为

$$\dot{x}=Ax+Bu+\varepsilon(X,U) \tag{20}$$

其中 ε 表示线性化误差, $x=X-X_0, u=U-U_0$, X_0 是配平状态, U_0 是配平输入, 满足 $0=f(X_0,U_0)$

$$A=\left.\frac{\partial f(X,U)}{\partial X}\right|_{\substack{X=X_0 \\ U=U_0}}, \quad B=\left.\frac{\partial f(X,U)}{\partial U}\right|_{\substack{X=X_0 \\ U=U_0}} \tag{21}$$

3.3 稳定性分析

根据平衡点的线性化模型, 计算极点分布, 可以分析模型的稳定性, 图 2(c) 显示了载荷质量变化时, 配平攻角及配平二面角的关系, 载荷大于 98 kg 时, 长周期变得不稳定。图 3 是零极点随载荷变化的分布图。

进一步根据线性化模型分析模态之间的耦合关系。常规飞行器纵向动力学包含长周期模态 (PM) 和短周期模态 (SPM), 大柔性飞行器还存在结构模态, 分别是弹性振荡模态 (FOM) 和弹性衰减模态 (FDM)。表 2 列举了空载和满载时大

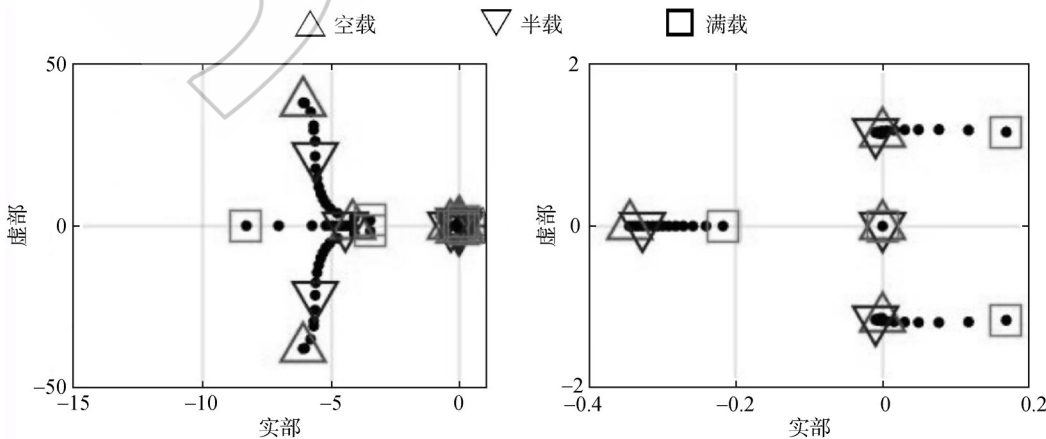


图3 零极点分布图
Fig.3 Eigenvalues for trim plots

表 2 不同载荷配平点纵向和弹性模态
Table 2 Longitudinal and flexible modes with different loads

模态	空载	满载
SPM	$-6.440\,4\pm39.21\mathrm{i}$	$(-4.035\,0,-1.387\,3)$
PM	$-0.001\,8\pm-1.145\,5\mathrm{i}$	$0.366\,2\pm0.905\,8\mathrm{i}$
FOM	$-0.022\,6\pm1.046\,1\mathrm{i}$	$-0.049\,9\pm0.734\,0\mathrm{i}$
FDM	$(-4.157\,0,-0.345\,1)$	$(-10.183\,8,-0.059\,8)$

柔性飞行器各模态特征值。

根据线性化模型的特征值和特征向量可以构建灵敏度矩阵^[21]

$$S=\begin{bmatrix}r_1C_1\\r_2C_2\\\vdots\\r_nC_n\end{bmatrix}\tag{22}$$

式中 r_n 是特征向量矩阵的第 n 行, C_n 是特征向量矩阵逆矩阵的第 n 列,在不同配平二面角下计算状态中各模态的比值,即灵敏度的归一表示,结果如表 3 所示。

表 3 不同载荷纵向模态和弹性模态的灵敏度
Table 3 Longitudinal and flexible mode sensitivities with different loads

k_m	参数	灵敏度			
		SPM	PM	FDM	FOM
1.0	V	0	1.00	0	0
	θ	0	1.00	0	0
	α	0.98	0	0.02	0
	q	0.98	0.02	0	0
	η	0	0	0.54	0.46
	$\dot{\eta}$	0	0	0.54	0.34
2.2	V	0.33	0.66	0.01	0
	θ	0.33	0.66	0.01	0
	α	0.57	0.04	0.39	0
	q	0.40	0.56	0.04	0
	η	0.03	0	0.46	0.46
	$\dot{\eta}$	0.20	0	0.29	0.38

表 3 中列出的是纵向和弹性状态中各模态分量在不同载荷下的占比。忽略配平及线性化误差的影响,小变形下,大柔性飞行器与传统飞行器动力学特性类似,随着变形增大,攻角受 FDM 的影响显著增大,而短周期俯仰角速率的影响相应减

小。俯仰角速率在大变形时,会受到长周期模态的显著影响。对于速度和俯仰角,短周期俯仰角速率模态的影响加剧。表 3 表明,变形越大,大柔性飞行器运动越复杂。与小变形相比会产生较大变化。所以,大柔性飞行器的飞行控制需要在不同结构变形下进行设计。

3.4 开环响应

在 3 s 时,通过偏转舵面对系统进行扰动,中心及两侧的升降舵各偏转 2°。不同载荷情况下纵向动力学响应如图 4 所示,图中看出随着载荷增加,相同扰动条件下,状态响应幅值会增加,满载情况下,仿真运行到 $t=10\,\mathrm{s}$ 系统已经发散。非线性

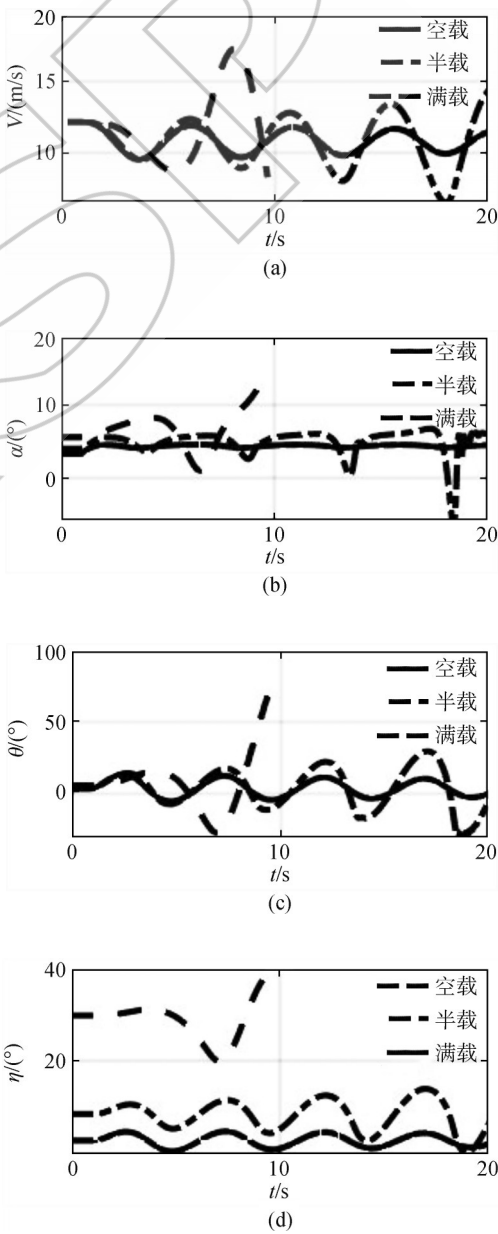


图 4 不同载荷开环响应
Fig.4 Open loop response with different loads

性仿真与之前线性化稳定性分析的结果一致。

4 控制器设计

飞机纵向运动的控制量一般有两个:升降舵和油门杆。升降舵的偏转可导致俯仰角和空速显著变化;而油门杆的变化可使得俯仰角和航迹倾角显著变化,而空速却变化不大。同时使用升降舵和油门杆可以使空速和俯仰角均发生变化^[22]。

4.1 LQG 控制器设计方法

与线性二次型最优控制器(LQR)设计思路相似,LQG也是一种最优控制器。LQG在系统的状态方程中进一步考虑了模型的状态扰动和测量噪声。假设受到噪声扰动的线性化模型状态空间模型为

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + Bu + w_d \\ y &= Cx + w_n\end{aligned}\quad (23)$$

式中 w_d 和 w_n 分别表示系统状态扰动和测量噪声,不考虑系统建模误差,假设扰动和噪声为非相关高斯随机噪声,期望均为0,能量谱密度为对角阵 W 和 Z 。

与LQR相似,LQG的优化目标函数为

$$J = E \left[\lim_{t_{ov} \rightarrow \infty} \frac{1}{t_{ov}} \int_0^{t_{ov}} (x^T Q x + u^T R u) dt \right] \quad (24)$$

式中 $Q \geq 0$ 和 $R > 0$,分别代表状态和控制输入的权重,是LQG控制器的设计参数。MATLAB给出了直接使用的控制器设计函数,根据给定的系统及控制器设计参数可以计算出相应LQG控制器的状态空间模型。

4.2 俯仰姿态控制

本文中大柔性飞行器纵向姿态控制问题描述如下。可选控制输入包括油门、中心翼面升降舵以及两侧副翼,其中两侧副翼通过偏转控制二面角及二面角速率变化,其余控制面固定在配平值。假设速度 V 、俯仰角 θ 、二面角 η 及二面角速率 $\dot{\eta}$ 可测,控制目标是在设计输入 Δu 作用下,非线性控制输入 $u = u_{trim} + \Delta u$ 使得系统状态稳定到目标值。通过选择不同的 A 、 B 、 C 矩阵,即根据不同的系统模型进行LQG控制器设计。使用不含结构状态的系统模型意味着不考虑结构运动对系统的影响,同时根据控制目标和控制策略调整控制变量以及作用舵面的个数。控制框图如图5所示, r 为参考指令。

仿真开始时,所有的状态及控制输入稳定在

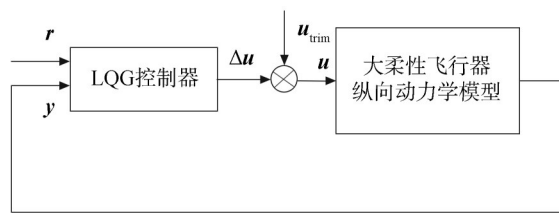


图5 控制框图

Fig.5 Control system diagram

配平值。假设在 $t=2$ s 时,飞行器俯仰角的目标值增加了 5° 。首先,用升降舵控制俯仰跟踪。用传统刚体飞行器纵向动力学模型,即包含 V 、 α 、 θ 、 q 的线性化模型,同时选择升降舵作为控制输入,俯仰角 θ 作为控制输出,设计LQG控制器,跟踪效果如图6所示。图中 e_V 和 e_θ 分别表示当前速度 V 和俯仰角 θ 与目标值的偏差,可以看出用升降舵进行姿态跟踪的同时会导致速度显著变化。研究发现,刚体和弹性动力学耦合会加剧俯仰姿态控制过程中速度的变化。当中心载荷较大时,升降舵单独控制时系统会发散。

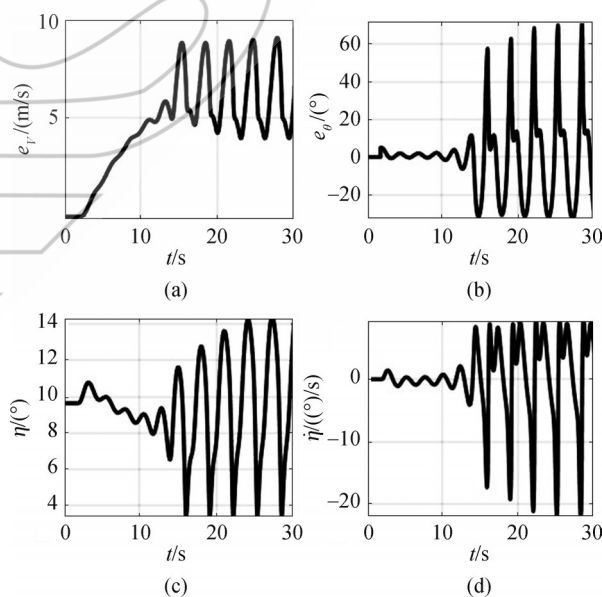


图6 升降舵控制俯仰角跟踪效果(半载)

Fig.6 Dynamic response of pitch angle tracking controlled by elevator (half load)

为了减小对空速的影响,采用油门杆单独控制俯仰姿态,中心载荷为半载和满载时,LQG跟踪控制器的控制效果如图7所示。

图7中看出,控制器能够快速跟踪,但是由于耦合作用,俯仰角会存在衰减缓慢的振荡。当中心载荷较大时,飞行器系统会发散。

进一步,对结构模态进行控制,可以选择控制

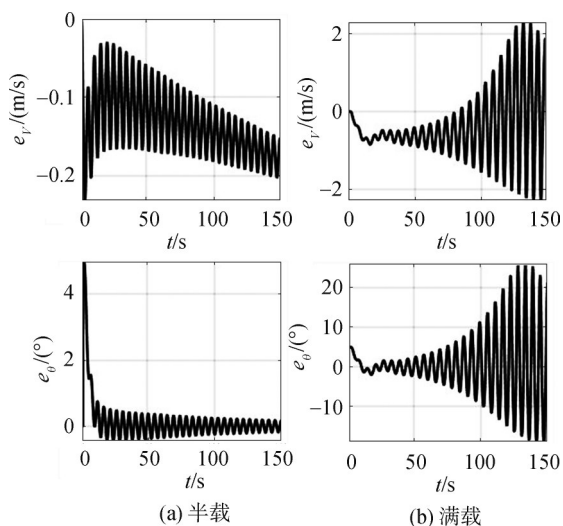


图7 半载和满载推力控制俯仰跟踪效果

Fig.7 Dynamic response of pitch angle tracking controlled by thrust at half load and full load

二面角或二面角速率。对二面角的控制相当于控制二面角速率的积分,仿真发现控制二面角的效

果更好,但是对于俯仰跟踪控制仍然需要较长的时间才能稳定,如图8所示。另外,即使控制了结构运动,中心载荷满载时的闭环系统仍然是发散的。

传统的俯仰姿态控制采用升降舵单独控制的方式,但是会导致速度变化较大,使用油门杆进行控制可以不引起速度产生显著变化。对于大柔性飞行器,同样存在上述特性。但是,由于刚体动力学和结构动力学的耦合,控制所需时间较长,速度一直缓慢地减小。为了改善控制效果,同时使用升降舵和油门对俯仰姿态进行控制,并稳定飞行速度,控制效果如图9所示。

图9中显示的是不考虑结构动态影响设计的LQG控制器的控制效果。结果表明,由于结构振动的影响,俯仰角和速度都会在稳定值附近振荡。初始变形越大,振动幅值越大,衰减越慢。尝试在控制器设计时考虑结构的动态影响,使用包含 V 、 α 、 θ 、 q 、 η 、 $\dot{\eta}$ 的线性化模型作为控制

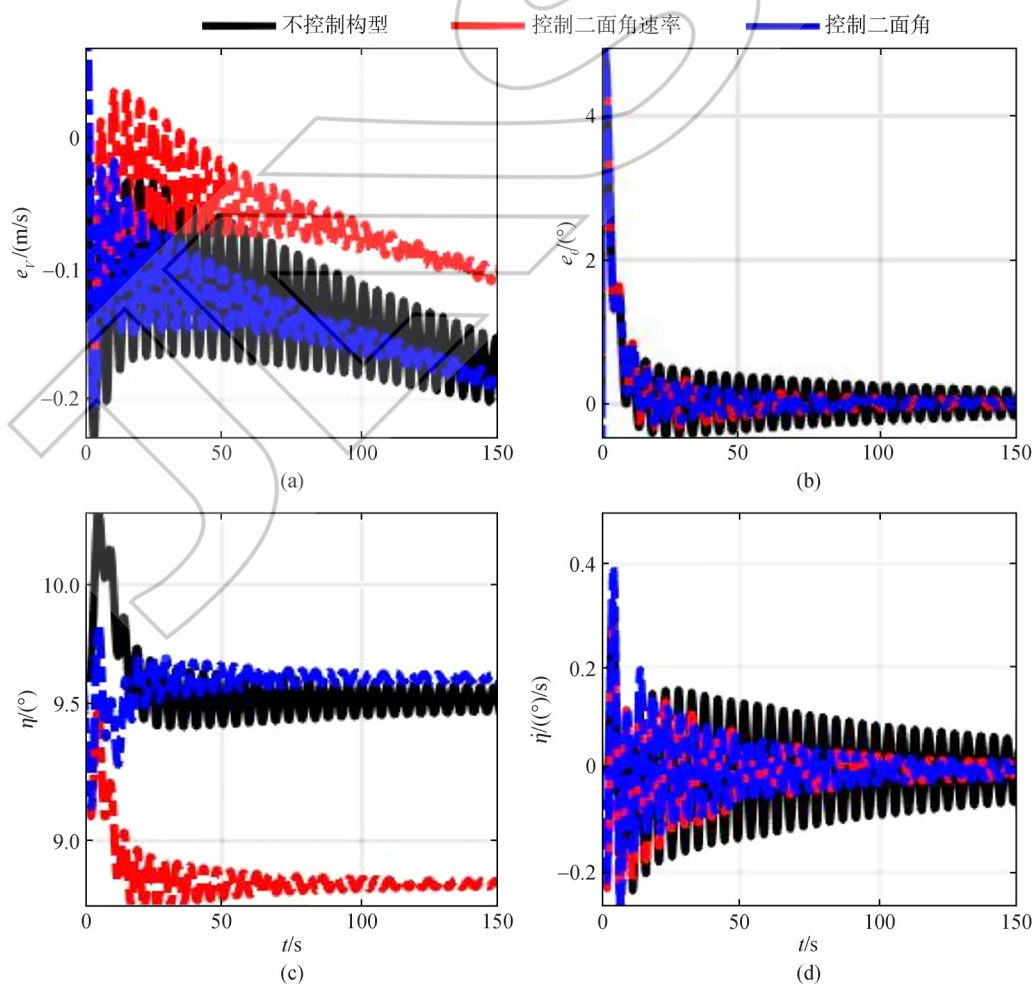


图8 半载推力副翼协同控制俯仰跟踪效果

Fig.8 Dynamic response of pitch angle tracking controlled by thrust and ailerons at half load

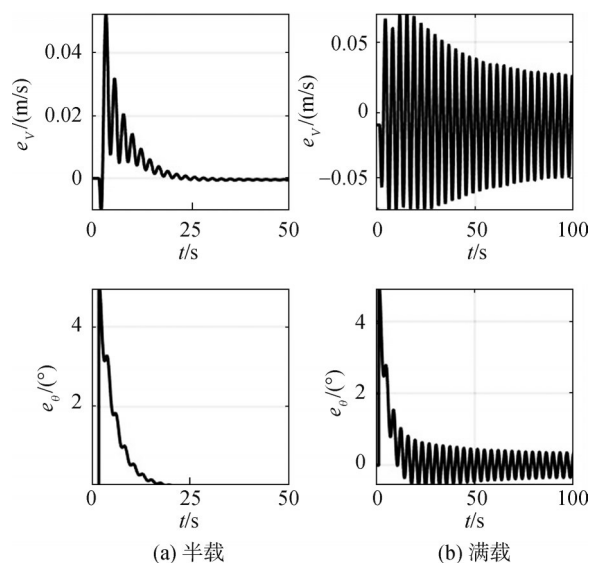


图9 半载和满载时不考虑动态弹性影响的跟踪效果
Fig.9 Pitch angle tracking control without elastic influence at half load and full load

器设计模型,重新设计后的控制效果如图10所示。

从图10中实线可以看出,在 $t=30\text{ s}$ 内俯仰角的跟踪误差可以衰减到零,另外速度也稳定在配平值。根据曲线计算得到控制系统的调节时间为 23.4 s ,而不考虑弹性影响时,相同时间俯仰角跟踪误差大于 1° 。虚线显示的是用副翼同时控制二面角时的控制效果,可以看出两者相差不大。图11是图10所示控制作用下的控制输入。

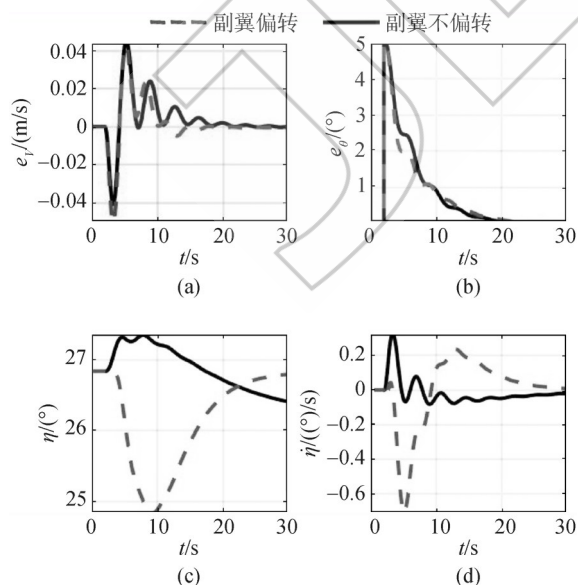


图10 满载时考虑弹性影响的俯仰角跟踪控制
Fig.10 Pitch angle tracking control with elastic influence at full load

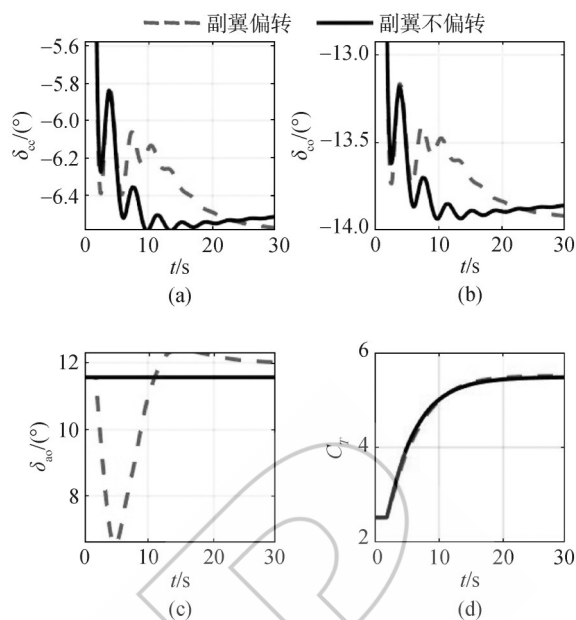


图11 满载时考虑弹性影响的俯仰角跟踪控制输入
Fig.11 Pitch angle tracking control input with elastic influence at full load

5 结论

大柔性飞行器构型和飞行动力学的深度耦合导致传统的俯仰姿态控制方法控制效果难以满足要求。尤其在大变形时,动力学之间的耦合作用更加显著。进一步研究发现,纵向俯仰姿态控制器的设计需要考虑结构模态的影响。但是对结构模态施加控制没有明显的改善控制效果。因此,对于本文中的大柔性飞行器模型,在控制器设计时考虑弹性模态的影响就可以取得较好的控制效果,不需要对结构进行单独控制。

参考文献:

- [1] 张健,张德虎.高空长航时太阳能无人机总体设计要点分析[J].航空学报,2016,37(增刊1):S1-S7.
ZHANG Jian,ZHANG Dehu.Essentials of configuration design of HALE solar-powered UAVs[J].Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2016,37(Suppl.1):S1-S7.(in Chinese)
- [2] GIBSON T,ANNASWAMY A,LAVRETSKY E.Modeling for control of very flexible aircraft[R].AIAA 2011-6202,2011.
- [3] NOLL T E,BROWN J M,PEREZ-DAVIS M E,et al.Investigation of the helios prototype aircraft mishap: Volume I mishap report[R].NASA Report 64317,2004.
- [4] 王伟.太阳能无人机非线性气动弹性及飞行力学研究[D].西安:西北工业大学,2015.
WANG Wei.Exploring nonlinear aeroelastic and flight dynamics of solar-powered UAV[D].Xi'an:Northwestern Poly-

- technical University, 2015. (in Chinese)
- [5] PATIL M J, HODGES D H. Flight dynamics of highly flexible flying wings[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(6): 1790-1798.
- [6] CHANG C S, HODGES D H, PATIL M J. Flight dynamics of highly flexible aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(2): 538-545.
- [7] RAGHAVAN B, PATIL M J. Flight dynamics of high aspect-ratio flying wings: effect of large trim deformation[J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(5): 1808-1812.
- [8] SU W, CESNIK C E S. Dynamic response of highly flexible flying wings[J]. *AIAA Journal*, 2011, 49(2): 324-339.
- [9] CESNIK C E S, SU W. Nonlinear aeroelastic modeling and analysis of fully flexible aircraft[R]. AIAA-2005-2169, 2005.
- [10] SU W, CESNIK C E S. Strain-based geometrically nonlinear beam formulation for modeling very flexible aircraft[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2011, 48(16/17): 2349-2360.
- [11] O'ROURKE I, KOLMANOVSKY I, GARONE E, et al. Explicit reference governor for constrained maneuver and shape control of a seven-state multibody aircraft[R]. AIAA 2020-1830, 2020.
- [12] 张勇, 陆宇平, 刘燕斌, 等. 高超声速飞行器控制一体化设计[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(12): 2724-2732.
ZHANG Yong, LU Yuping, LIU Yanbin, et al. Control integrated design for hypersonic vehicle[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(12): 2724-2732. (in Chinese)
- [13] 肖地波, 陆宇平, 姚克明, 等. 高超声速飞行器推进系统建模[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(4): 944-951.
XIAO Dibo, LU Yuping, YAO Keming, et al. Modeling of hypersonic vehicles propulsion system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(4): 944-951. (in Chinese)
- [14] 张勇. 面向控制的高超声速飞行器一体化设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
ZHANG Yong. Control-oriented integrated design of hypersonic vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [15] AFONSO F, VALE J, OLIVEIRA E, et al. A review on non-linear aeroelasticity of high aspect-ratio wings[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, 89: 40-57.
- [16] 曾惠华, 刘钟坤. 大展弦比机翼几何非线性颤振风洞试验研究[J]. *装备环境工程*, 2019, 16(1): 68-72.
ZENG Huihua, LIU Zhongkun. Geometrical nonlinear flutter research of a high-aspect-ratio wing through wind tunnel test[J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2019, 16(1): 68-72. (in Chinese)
- [17] 向锦武, 张雪娇, 赵仕伟, 等. 大展弦比复合材料机翼研究进展[J]. *哈尔滨工业大学学报*, 2017, 49(10): 1-14.
XIANG Jinwu, ZHANG Xuejiao, ZHAO Shiwei, et al. Recent advance in high-aspect-ratio composite wing[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2017, 49(10): 1-14. (in Chinese)
- [18] PATIL M J, HODGES D H, CESNIK C E S. Characterizing the effects of geometrical nonlinearities on aeroelastic behavior of high-aspect-ratio wings[C]// *Proceedings of International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*. Williamsburg, Virginia, US: NASA, 1999: 1-10.
- [19] RAGHAVAN B. Flight dynamics and control of highly flexible flying-wings[D]. Blacksburg, US: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2009.
- [20] 王子安, 龚正, 陈永亮, 等. 复合翼无人机加速段纵向飞行特性分析与控制设计[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(10): 2177-2190.
WANG Zian, GONG Zheng, CHEN Yongliang, et al. Longitudinal flight characteristics analysis and control design for hybrid VTOL UAV in accelerative transition[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(10): 2177-2190. (in Chinese)
- [21] SKOGESTAD S, POSTLETHWAITE I. Multivariable feedback control: analysis and design[M]. Chichester, UK: John Wiley & Sons Inc, 1996.
- [22] 吴森堂. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2013.

(编辑: 陈 越)