

文章编号:1674-8190(2018)02-223-07

折叠机翼变体飞机非对称变形控制效率分析

徐孝武^{1,2}, 张炜^{1,2}, 詹浩¹

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 陕西省试验飞机设计与试验技术工程实验室, 西安 710072)

摘要: 折叠机翼变体飞机变形量大, 变形引起的气动参数变化显著, 提出一种将非对称变形作为操纵输入的控制方案, 研究非对称变形的控制效率和有效区间。首先建立能够完整描述变形过程的非线性动力学方程和气动模型; 然后基于非对称变形控制方法建立一种非对称变形操纵模型; 最后通过与常规操纵面效率对比和仿真的动态响应总结出非对称变形操纵的最大变形操纵有效区间。结果表明: 在较低飞行速度下非对称变形操纵效率高, 非对称变形操纵能够在基准折叠角度 90° 附近提供最高的滚转操纵效率。

关键词: 折叠机翼; 变体飞机; 非对称变形; 控制; 效率; 仿真

中图分类号: V212.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2018.02.011

The Control Efficiency Analysis of Asymmetry Transmutation for Folding Wing Morphing Aircraft

Xu Xiaowu^{1,2}, Zhang Wei^{1,2}, Zhan Hao¹

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Experimental Aircraft Design and Flight Testing Lab of Shaanxi, Xi'an 710072, China)

Abstract: Folding wing morphing aircraft can alter their shape largely which causes the aerodynamic parameters change significantly. A control scheme that using asymmetric morphing as a control input is proposed in this paper to investigate the control efficiency and the effective range of asymmetric morphing. Firstly, the nonlinear dynamic equations and aerodynamic model that can depict the full morphing process are derived. Then, an asymmetric morphing control model is proposed based on the asymmetric morphing control method. Finally, by comparing with the efficiency of conventional control and the dynamic response of simulation, the maximum effective interval of the asymmetric morphing control is found. The results show that the efficiency of asymmetric morphing control is higher at lower flight speeds, and the asymmetric morphing control can provide the highest roll handling efficiency near the reference folding angle of 90° .

Key words: folding wing; morphing aircraft; asymmetric morphing; control; efficiency; simulation

0 引言

变体飞机能够主动改变气动外形, 扩大飞行包线, 完成不同的飞行任务。变后掠飞机的非对称变形有利于提高飞机的抗侧风能力, 能够更有效地完

成任务规划^[1]。与常规飞机相比, 变体飞机还可以通过非对称变形增加操控能力, 增强飞机的机动飞行能力。近年来, 国内外针对各种变体飞机的非对称变形开展了一些研究。C. S. Beaverstock 等^[2]研究了对称和非对称翼展变化对飞行动力学的影响; 郭建国等^[3]研究了伸缩翼飞行器在非对称变形时的响应特性; 杨贯通^[4]针对变后掠变展长飞行器横侧项滚转效率低的问题, 研究了不对称变形控制方法; 童磊^[5]研究了不对称变后掠飞行器的多刚体建模和飞行控制。

收稿日期: 2017-12-05; 修回日期: 2018-01-21

基金项目: 国家自然科学基金(11472222)

通信作者: 张炜, weizhangxian@nwpu.edu.cn

折叠机翼变体飞机的变形区间更大,是否能够通过对称变形操纵提高飞机的机动性是值得研究的问题。目前针对此类型变体飞行器的动力学建模和控制方法研究多数基于对称变形过程^[6-8]。B. Obradovic 等^[9]研究了对称和非对称变形情况下的动力学建模方法; B. Obradovic 等^[10]研究了非对称变形过程的气动载荷分布情况。上述针对折叠机翼变体飞机的非对称变形研究仅给出了非对称变形引起的气动变化和动态响应结果,没有考虑将非对称变形作为操纵输入,也没有具体分析非对称变形控制可能带来的优势或不利因素。

本文针对非对称变形控制方案和操纵效率进行研究,对非对称操纵进行定义和简化,通过将非对称变形操纵与常规操纵面对比和仿真计算,得出非对称变形的最大有效区间。

1 变体飞机状态方程

1.1 几何模型

以某型折叠机翼变体飞机为例,折叠段可以单独向上折叠 120°,同时外段机翼始终保持水平,外形图如图 1 所示,各翼段的主要几何参数如表 1 所示。

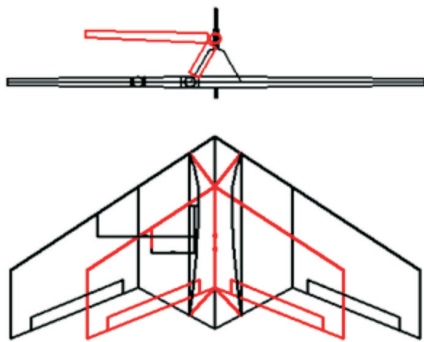


图 1 折叠机翼变体飞机模型平面图

Fig. 1 Planform of rearview folding wing morphing aircraft

表 1 各翼段的主要几何参数

Table 1 Parameters of bodies

翼段名称	几何参数				
	翼段展长/m	参考面积/m ²	根弦长/m	梢弦长/m	前缘后掠角/(°)
机身段	0.30	0.218	0.900	0.725	35
折叠段	0.30	0.131	0.725	0.468	35
外段	0.55	0.165	0.468	0.217	35

1.2 状态方程

根据动力学模型的建立形式和研究对象,变体飞机的状态矢量方程^[11]可以表示为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + \delta \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \quad (1)$$

式中: \mathbf{x} 为状态矢量; \mathbf{u} 为控制输入矢量; $\delta \mathbf{f}$ 为变形过程引起的变量函数。

控制输入矢量 \mathbf{u} 可以表示为

$$\mathbf{u} = [\boldsymbol{\delta}^T \quad \mathbf{T}^T \quad \mathbf{u}_R^T]^T \quad (2)$$

式中: $\boldsymbol{\delta}$ 为常规控制面操纵输入; \mathbf{T} 为推力矢量; \mathbf{u}_R 为变形操纵输入。

将变形作为控制操纵输入时,变形过程需要响应快并且持续时间很短,变形区间较小,因此不再考虑变形引起的重心位置和惯量的时变特性。参照文献[12]的动力学方程建立方法,可将变体飞机的非线性动力学方程简化为

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_{G,x} \\ F_{G,y} \\ F_{G,z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F_T \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{A,x} \\ F_{A,y} \\ F_{A,z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} qw - rv \\ ru - pw \\ pv - qu \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: m 为飞机质量; F_T 为发动机推力; $(u \ v \ w)^T$ 为空速在体轴系上的分量; $(p \ q \ r)^T$ 为滚转、俯仰和偏航角速度; $(F_{G,x} \ F_{G,y} \ F_{G,z})^T$ 为重力在体轴系上的分量; $(F_{A,x} \ F_{A,y} \ F_{A,z})^T$ 为气动力在体轴系上的分量。

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \mathbf{I}^{-1} \left\{ \begin{bmatrix} L_A \\ M_A \\ N_A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_G \\ M_G \\ N_G \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \mathbf{I} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \right\} \quad (4)$$

式中: \mathbf{I} 为惯量张量; $(L_A \ M_A \ N_A)^T$ 为气动力矩在体轴系上的分量; $(L_G \ M_G \ N_G)^T$ 为非对称状态下重力矩在体轴系中的分量。

2 气动力模型

忽略非定常效应,变体飞机的气动力仅受飞机当前的气动外形和飞行状态影响。稳定轴系绕自身横轴转动 α (迎角)角度与体轴系重合,稳定轴系上气动力和力矩系数分别为升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 、侧力系数 C_Y 、滚转力矩系数 C_l 、俯仰力矩系数 C_m 、偏航力矩系数 C_n 。体轴系上的气动力和力矩计算公式为

$$\begin{cases} F_{A,x} = QS_w (C_L \sin \alpha - C_D \cos \alpha) \\ F_{A,y} = QS_w C_Y \\ F_{A,z} = QS_w (-C_D \sin \alpha - C_L \cos \alpha) \\ L_A = QS_w b_w (C_l \cos \alpha - C_n \sin \alpha) \\ M_A = QS_w C_A C_m \\ N_A = QS_w b_w (C_n \cos \alpha + C_l \sin \alpha) \end{cases} \quad (5)$$

式中: $Q = \frac{1}{2} \rho V^2$, ρ 为空气密度, V 为空速; S_w 为全机机翼参考面积; C_A 为全机机翼参考平均气动弦长; b_w 为全机机翼参考翼展。

在非对称变形过程中或变形完成后非对称飞行时, 还会产生附加侧力 $F_{u,y}$ 、滚转力矩 L_u 和偏航力矩 N_u , 它们是变形参数 $\boldsymbol{\mu} = [\mu_1 \quad \mu_2]^T$ 的函数 (μ_1 和 μ_2 分别为两侧机翼的折叠角度)。本文引入三个非对称变形引起的气动参数: 附加侧力系数 C_{Yur} 、滚转力矩系数 C_{lur} 和偏航力矩系数 C_{nur} , 定义如下:

$$\begin{cases} C_{Yur} = F_{u,y} / (QS_w) \\ C_{lur} = L_u / (QS_w b_w) \\ C_{nur} = N_u / (QS_w b_w) \end{cases} \quad (6)$$

变体飞机变形过程的气动系数线性化模型如下:

$$\begin{cases} C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \cdot \alpha + C_{L\delta_e} \cdot \delta_e \\ C_D = C_{D0} + C_{di} \cdot C_L^2 \\ C_Y = C_{Y\beta} \cdot \beta + C_{Y\delta_r} \cdot \delta_r + C_{Yur} \\ C_l = C_{l\beta} \cdot \beta + C_{l\delta_a} \cdot \delta_a + C_{l\delta_r} \cdot \delta_r + C_{l\bar{p}} \cdot \bar{p} + \\ \quad C_{l\bar{r}} \cdot \bar{r} + C_{lur} \\ C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} \cdot \alpha + C_{m\delta_e} \cdot \delta_e + C_{m\bar{q}} \cdot \bar{q} + \\ \quad C_{m\bar{\alpha}} \cdot \bar{\alpha} \\ C_n = C_{n\beta} \cdot \beta + C_{n\delta_a} \cdot \delta_a + C_{n\delta_r} \cdot \delta_r + C_{n\bar{p}} \cdot \bar{p} + \\ \quad C_{n\bar{r}} \cdot \bar{r} + C_{nur} \end{cases} \quad (7)$$

式中: β 为侧滑角; $\bar{\alpha}$ 为无量纲迎角变化率; \bar{p} 、 \bar{q} 和 \bar{r} 分别为无量纲滚转、俯仰和偏航角速度; δ_a 、 δ_e 和 δ_r 分别为副翼、升降舵和方向舵偏角; C_{L0} 为基本升力系数; $C_{L\alpha}$ 和 $C_{Y\delta_e}$ 分别为升力系数对迎角和升降舵偏角的导数; C_{D0} 和 C_{di} 分别为零升阻力系数和升致阻力系数; $C_{Y\beta}$ 和 $C_{Y\delta_r}$ 分别为侧力系数对侧滑角和方向舵偏角的导数; $C_{l\beta}$ 、 $C_{l\delta_a}$ 、 $C_{l\delta_r}$ 、 $C_{l\bar{p}}$ 和 $C_{l\bar{r}}$ 分别为滚转力矩系数对侧滑角、副翼偏角、方向舵偏角、

无量纲滚转角速度和无量纲偏航角速度的导数; C_{m0} 为零升俯仰力矩系数; $C_{m\alpha}$ 、 $C_{m\delta_e}$ 、 $C_{m\bar{q}}$ 和 $C_{m\bar{\alpha}}$ 分别为俯仰力矩系数对迎角、升降舵偏角、无量纲俯仰角速度和无量纲迎角变化率的导数; $C_{n\beta}$ 、 $C_{n\delta_a}$ 、 $C_{n\delta_r}$ 、 $C_{n\bar{p}}$ 和 $C_{n\bar{r}}$ 分别为偏航力矩系数对侧滑角、副翼偏角、方向舵偏角、无量纲滚转角速度和无量纲偏航角速度的导数。

3 非对称变形控制方法

变体飞机的飞行控制主要包括两个方面: 一个是改变飞机形态的变形控制, 另一个是控制飞机保持姿态和航迹的飞行控制。变体飞机有两种不同的控制方法, 如图 2 所示。第一种是变形控制和飞行控制独立进行, 如图 2(a) 所示。变体飞机通过变形指令改变外形布局, 飞行状态不对变形控制进行反馈, 此时控制律的设计目标是保证变体飞机在任何变形状态下的稳定性和性能。第二种是变形和飞行综合控制, 如图 2(b) 所示。变体飞机的变形也作为额外的操纵输入, 利用变形引起的气动力变化直接参与飞行控制。

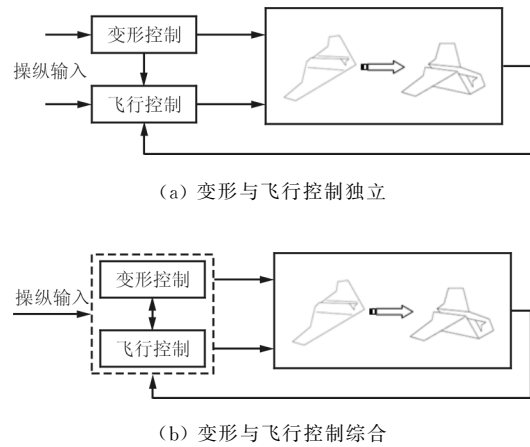


图 2 变体飞机飞行控制方法

Fig. 2 Methods of morphing flight control

当非对称变形时, 变形引起的非对称气动参数如式(6)所述。非对称变形时, 将变形视为额外的操纵输入, 参考副翼偏角的定义方法, 非对称变形的变形操纵输入定义为

$$\delta_\mu = \frac{1}{2} (\mu_2 - \mu_1) \quad (8)$$

变体飞机的基准状态定义为

$$\mu_0 = \frac{1}{2} (\mu_1 + \mu_2) \quad (9)$$

非对称变形定义如图 3 所示。

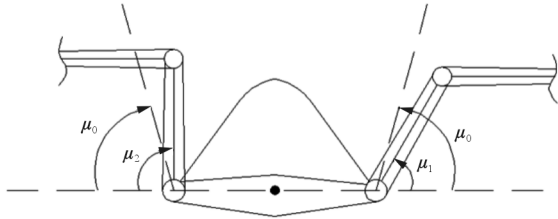


图 3 非对称变形定义

Fig. 3 The definition of asymmetric morphing

因此,非对称变形引起的气动参数可以简化为

$$\begin{cases} C_{Y_{ur}} = C_{Y_{\delta_{\mu}}} \cdot \delta_{\mu} \\ C_{l_{ur}} = C_{l_{\delta_{\mu}}} \cdot \delta_{\mu} \\ C_{n_{ur}} = C_{n_{\delta_{\mu}}} \cdot \delta_{\mu} \end{cases} \quad (10)$$

式中: $C_{Y_{\delta_{\mu}}}$ 、 $C_{l_{\delta_{\mu}}}$ 和 $C_{n_{\delta_{\mu}}}$ 分别为侧力系数、滚转力矩系数和偏航力矩系数对非对称变形操纵输入的导数。

考虑到机翼变形的速率和飞机的响应速度,实际操纵变形量不宜过大,暂定最大非对称变形量为 30° 。为了验证式(10)的适用区间,对该变形区间内的简化气动参数表达进行误差分析,如表 2 所示。可以看出变形量小于 30° 时相对误差均小于 0.05,能够满足精度要求。

表 2 气动参数相对误差

Table 2 Relative error of aerodynamic parameters

变形量/ $^{\circ}$	相对误差
10	0.005
20	0.021
30	0.047

4 非对称变形操纵效率分析

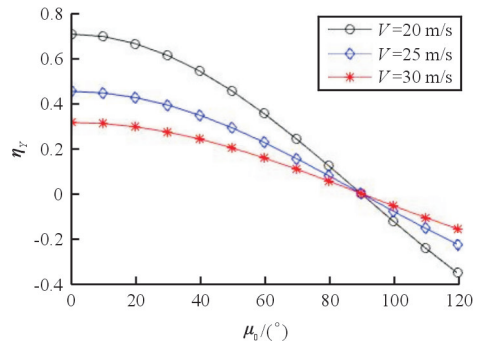
4.1 操纵效率分析

为了直观地描述非对称变形操纵效率,将非对称变形引起的气动参数与常规操纵面对比,在此引入三个操纵效率参数,分别为侧力效率 η_Y 、滚转力矩效率 η_l 和偏航力矩效率 η_n ,定义如下:

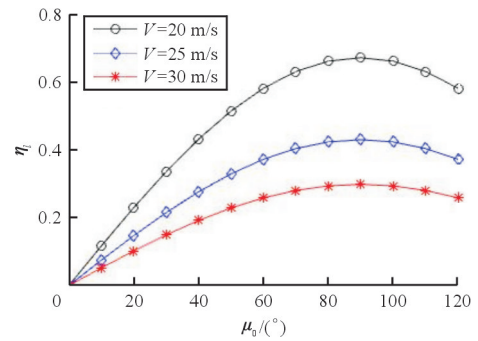
$$\begin{cases} \eta_Y = C_{Y_{\delta_{\mu}}} / C_{Y_{\delta_r}} \\ \eta_l = C_{l_{\delta_{\mu}}} / C_{l_{\delta_a}} \\ \eta_n = C_{n_{\delta_{\mu}}} / C_{n_{\delta_r}} \end{cases} \quad (11)$$

变体飞机基准状态从全展开到全折叠,在不同

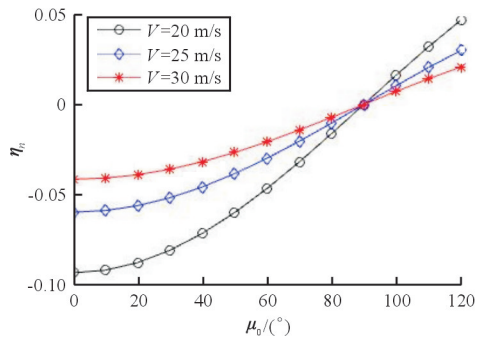
的飞行速度 V 下,根据式(11)计算的操纵效率结果如图 4 所示。



(a) 侧力效率



(b) 滚转力矩效率



(c) 偏航力矩效率

图 4 非对称变形操纵效率

Fig. 4 Asymmetric morphing control efficiency

从图 4 可以看出:在不同飞行速度下,飞行速度越低时,非对称变形操纵效率越高。从图 4(a)可以看出:相同飞行速度情况下,机翼全展开状态下侧力效率最高,之后随着折叠角度增加而降低, 90° 以后效率为负值,即变形操纵反效。从图 4(b)可以看出:相同飞行速度情况下,滚转力矩效率在机翼折叠角度为 90° 附近最高。从图 4(c)可以看出:偏航操纵效率很低,且在折叠角度小于 90° 时

为负值。

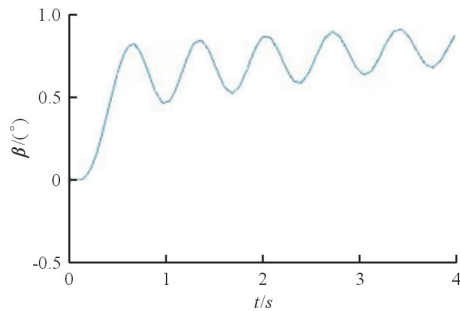
4.2 不同基准状态下的非对称变形响应

变体飞机在不同基准状态下,以飞行速度 $V = 25 \text{ m/s}$ 做定常直线平飞时,对输入变形操纵 $\delta_\mu = -15^\circ$ 的响应过程进行仿真,平衡状态如表 3 所示,部分响应曲线如图 5~图 7 所示。

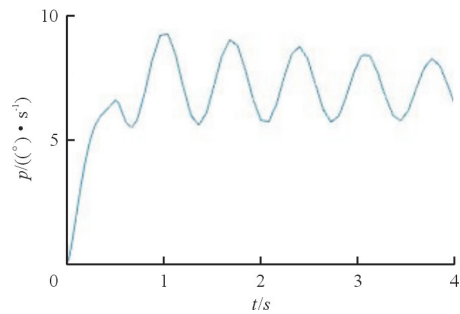
表 3 平衡状态

Table 3 Equilibrium states

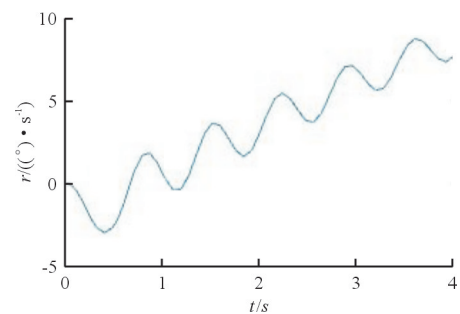
基准状态 $\mu_0/(\circ)$	迎角 $\alpha/(\circ)$	升降舵偏角 $\delta_e/(\circ)$	油门位置 δ_T
30	1.75	-0.73	0.264
60	1.93	-1.02	0.245
90	3.00	-1.47	0.215



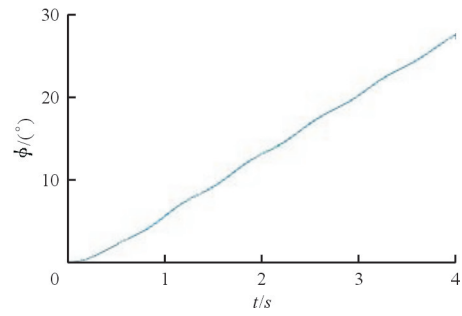
(a) 侧滑角



(b) 滚转角速度



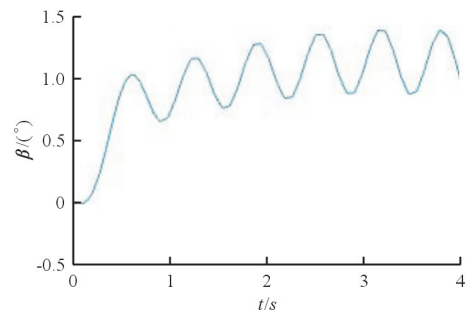
(c) 偏航角速度



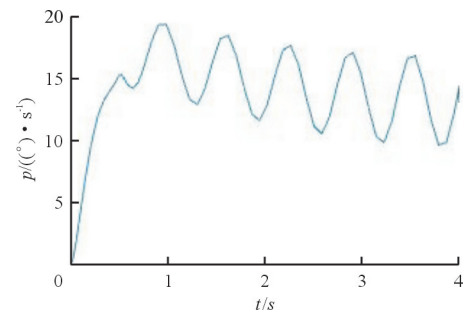
(d) 滚转角

图 5 $\mu_0 = 30^\circ$ 动态响应

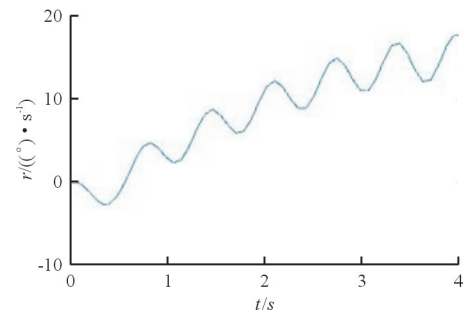
Fig. 5 Dynamic response when $\mu_0 = 30^\circ$



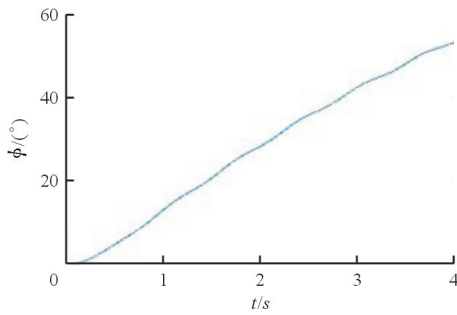
(a) 侧滑角



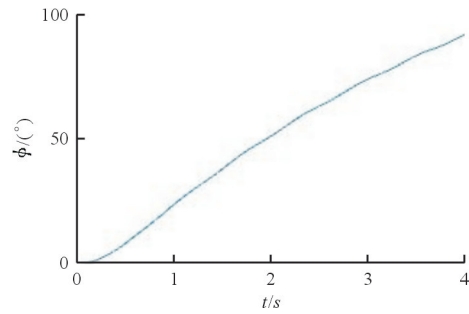
(b) 滚转角速度



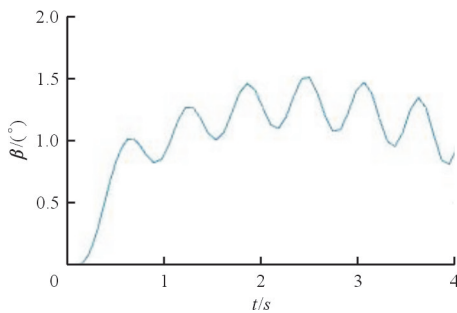
(c) 偏航角速度



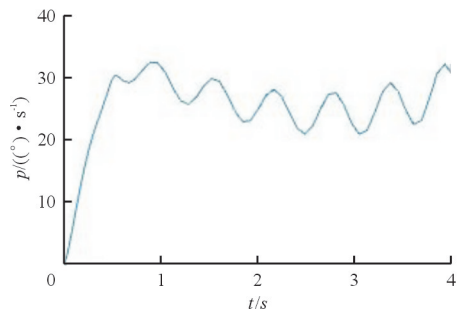
(d) 滚转角

图6 $\mu_0 = 60^\circ$ 动态响应Fig. 6 Dynamic response when $\mu_0 = 60^\circ$ 

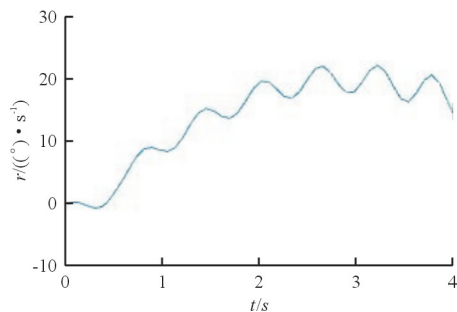
(d) 滚转角

图7 $\mu_0 = 90^\circ$ 动态响应Fig. 7 Dynamic response when $\mu_0 = 90^\circ$ 

(a) 侧滑角



(b) 滚转角速度



(c) 偏航角速度

从图5~图7可以看出:侧滑角、滚转角速度和偏航角速度都有较大幅度的振荡,这是由非对称状态下不对称气动力、阻尼导数、交叉动导数和转动惯量的惯性耦合引起。从图5(b)、图6(b)和图7(b)可以看出:滚转操纵效率随着基准状态折叠角度的增加而显著提高。从图5(a)、图6(a)和图7(a)可以看出:侧滑角并没有随着基准状态折叠角度的增加而明显增加,这是由于侧滑角的变化由侧力和滚转力矩共同引起,非对称变形时侧力效率随着基准状态折叠角度的增加而下降,削弱了滚转效率增加引起的侧滑效应。从图5(c)、图6(c)和图7(c)可以看出:响应初期偏航角速度为负,这是由于偏航效率为负值,而变形初期滚转引起的偏航效应较小,随着基准状态折叠角度的增大,滚转效率增大,而偏航效率绝对值降低,因此负偏航效应下降。因此,非对称变形控制的效率最高区间在 90° 左右,在此附近仅考虑非对称变形引起的滚转效应,能够通过非对称操纵较大地提高机动性。

5 结 论

(1) 本文研究了一种折叠机翼变体飞机非对称变形控制方案,提出了一种非对称变形操纵的模型简化方法,通过将非对称变形操纵与常规操纵面对比,得出了非对称变形控制的最大有效区间。

(2) 非对称变形对偏航力矩影响不大,可以忽略,飞行速度越低时,非对称操纵效率相对越高。由于飞机的横向机动主要靠滚转完成,应优先考虑非对称带来的滚转效率,基准状态 90° 附近时非对称变形操纵效率最高。

参考文献

- [1] Grant D T. Modeling and dynamic analysis of a multi-joint morphing aircraft [D]. Florida: University of Florida, 2009.
- [2] Beaverstock C S, Fincham J H S, Friswell M I. Effect of symmetric and asymmetric span morphing on flight dynamics[C]. AIAA-2014-0545, 2014.
- [3] 郭建国, 陈惠娟, 周军, 等. 非对称伸缩翼飞行器动力学建模及特性分析[J]. 系统工程与电子技术, 2016, 38(8): 1951-1957.
Guo Jianguo, Chen Huijuan, Zhou Jun, et al. Dynamics modeling and characteristic analysis for vehicle with asymmetric span morphing wing[J]. Systems Engineering and Electronics, 2016, 38(8): 1951-1957. (in Chinese)
- [4] 杨贯通. 变外形飞行器建模与控制方法研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2015.
Yang Guantong. Research on modeling and control of morphing flight vehicles[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
- [5] 童磊. 不对称变后掠翼飞行器多刚体建模与飞行控制[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2013.
Tong Lei. Multi-body dynamic modelling and flight control for asymmetric variable sweep aircrafts[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2013. (in Chinese)
- [6] 刘玮. 折叠翼飞行器多体动力学建模与控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
Liu Wei. Multibody dynamic modeling and control of a folding wing aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [7] Yue T, Wang L X, Ai J Q. Gain self-scheduled H1 control for morphing aircraft in the wing transition process based on an LPV model[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(4): 909-917.
- [8] Yue T, Wang L X, Ai J Q. Longitudinal linear parameter varying modeling and simulation of morphing aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(6): 1673-1681.
- [9] Obradovic B, Subbarao K. Modeling of flight dynamics of morphing-wing aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(2): 391-402.
- [10] Obradovic B, Subbarao K. Modeling of dynamic loading of morphing-wing aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(2): 424-435.
- [11] Seigler T M, Neal D A, Bae J. Modeling and flight control of large-scale morphing aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(4): 1077-1087.
- [12] 徐孝武. 变体飞机飞行动力学建模与分析[D]. 西安: 西北工业大学, 2012.
Xu Xiaowu. Flight dynamic modeling and analysis of morphing aircraft[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2012. (in Chinese)

作者简介:

徐孝武(1986—),男,博士研究生。主要研究方向:飞行动力学与控制。

张 炜(1963—),男,博士,教授。主要研究方向:飞行器总体设计、飞行力学与控制、飞行试验技术。

詹 浩(1972—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:飞行器设计、空气动力学、飞行动力学。

(编辑:赵毓梅)