

文章编号:1000-6893(2010)04-0679-08

Z型翼变体飞机的纵向多体动力学特性

乐挺¹, 王立新¹, 艾俊强²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

(2. 中国航空工业集团公司 第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089)

Longitudinal Multibody Dynamic Characteristics of Z-Wing Morphing Aircraft

Yue Ting¹, Wang Lixin¹, Ai Junqiang²

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of

Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

(2. The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

摘要: 机翼变形时,变体飞机的翼面积、惯性特性、全机焦点和重心位置等均会发生较大的变化,从而引起飞机的动态特性也随之改变。为此对机翼变形过程中的Z型翼变体飞机进行了纵向多体动力学建模仿真;推导了变形过程中变体飞机的六自由度非线性动力学方程,并通过简化得到了解耦后的纵向动力学方程。机翼折叠动态过程的气动特性数值模拟结果表明,不同折叠角速度下飞机的气动力相差不大。在机翼折叠角速度较小且忽略非定常气动效应的情况下,采用气动力准定常假设对变形过程中不同机翼折叠角速度下变体飞机的纵向响应进行了数值仿真,并研究了重心位置移动和气动特性变化对飞机变形过程动态特性的影响规律。结果表明,折叠过程中气动特性的变化是影响飞机动态特性的主要因素,机翼折叠后飞机的速度和迎角增加,且飞行高度下降较大。

关键词: 变体飞机; Z型翼; 多体动力学; 纵向; 建模; 仿真

中图分类号: V212.1 **文献标识码:** A

Abstract: The longitudinal multibody dynamic modeling and simulation of a Z-wing morphing aircraft in the wing morphing process is studied. When the wing is morphing, the wing area, moments of inertia, locations of aerodynamic center and center of gravity alter considerably, and these will change the dynamic characteristics of the aircraft. The six degree of freedom nonlinear dynamic functions of the morphing aircraft in the morphing process are derived. In addition, the decoupled longitudinal dynamic function is presented by simplification. The result of numeric simulation of aerodynamics in the wing folding process shows that the aerodynamics at various folding velocities is approximately the same. On condition that the wing fold angular velocity is small and the unsteady aerodynamic effect can be ignored, the longitudinal responses of the morphing aircraft in different wing fold angular velocities are numerically simulated by quasi-steady aerodynamic supposition. And the rules of how the dynamic characteristics are affected by the shift of center gravity position and variation of aerodynamics are investigated. The results show that the key factor which influences the morphing aircraft dynamic response in wing folding is the variation of aerodynamics. When the wing fold is completed, the flight velocity and angle of attack of the morphing aircraft will become larger, and its flight altitude will become considerably lower.

Key words: morphing aircraft; Z-wing; multibody dynamics; longitudinal; modeling; simulation

“变体”的概念是指飞机采用新型智能材料及作动器,在飞行中能够自主地改变气动构型,以适应不同的飞行环境及作战任务的需要^[1-2]。例如在低速飞行时飞机具有较大的展弦比和翼面积,而高速飞行时具有较小的展弦比和翼面积。因此,变体飞机具备适应多目标飞行任务的能力,其作战效能比常规固定构型飞机更高^[3-4]。目前,国

外的一些研究机构和大学正致力于变体飞机的研究,并已取得一定进展。如美国国家航空航天局(NASA)兰利研究中心正集中精力进行智能材料及新型作动器的研究^[5-6]。美国五角大楼国防预研计划局和空军研究实验室已经实施了“变形飞行器结构”(MAS)计划^[7-9],国外多所大学也纷纷开展了不同形式变体飞机的设计研究^[10-14]。

飞机的变体主要通过改变机翼的气动外形来实现。机翼形状的改变使得飞机的本体参数

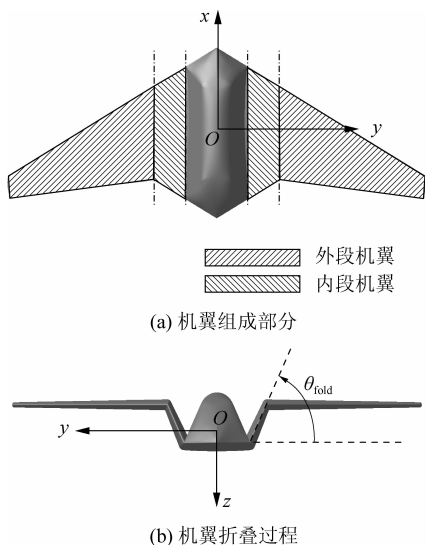
如翼面积、动量矩(积)及重心位置都随之改变,且产生的气动力大小和方向也均发生变化,进而会改变飞机的运动特性。若变形过程引起飞机产生不期望的动态响应变化,则其飞行品质将受到影响,甚至会威胁到飞机的飞行安全。因此,研究变体飞机在变形动态过程中的响应特性是非常重要的。

变体飞机机翼变形过程与变后掠翼飞机的机翼变后掠过程相似,但变体飞机的本体参数变化范围更大。J. G. An 曾对变后掠翼飞机的变后掠过程进行了建模并对飞机的动态响应进行了数值计算^[15]。N. Ameri 等研究了翼尖形状改变时变体飞机的动力学响应特性^[16]。J. N. Scarlett 等^[17-18]研究了弹性变体飞机的建模与控制问题。T. M. Seigler 等^[19]对变体飞机的多体动力学建模及控制方法进行了理论分析,但未针对某一具体构型的变体飞机进行建模和仿真计算。

本文研究对象为 Z 型翼变体飞机。在机翼变形的过程中,将飞机视为由机身以及各活动部分机翼组成的多刚体系统,进而建立了其多体动力学模型,并对飞机的动态响应进行了数值仿真。研究结果可为变体飞机的动态特性分析及飞行控制系统的设计提供参考依据。

1 Z 型翼变体飞机

Z 型翼变体飞机为无尾飞翼气动布局,其机翼由内段机翼和外段机翼组成,通过布置在机翼内部的新型作动器,可以使机翼绕着平行于机身的轴线方向匀速折叠,从而改变飞机的气动构型,如图 1(a)所示。机翼折叠时内段机翼转动,折叠角为 θ_{fold} ,外段机翼保持水平,如图 1(b)所示。



(c) 不同机翼折叠角度的构型

图 1 Z 型翼变体飞机

Fig. 1 Z-wing morphing aircraft

当飞行高度 $H = 10$ km、马赫数 $Ma = 0.8$ 时,Z 型翼变体飞机展开构型、中间构型(机翼折叠 60°)和折叠构型(机翼折叠 120°)如图 1(c)所示,其部分本体参数和气动参数如表 1 所列。

表 1 Z 型翼变体飞机不同构型参数对比

Table 1 Different configuration parameter comparison of Z-wing morphing aircraft

参数	展开构型	中间构型	折叠构型
S/m^2	15.5	14.3	10.2
c_A/m	2.27	2.10	1.88
b/m	8.0	7.4	6.2
$I_y/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	3 885.5	3 964.6	3 964.6
$C_{L\alpha}$	7.386 1	6.556 7	4.758 3
C_{m0}	0.007 1	0.019 0	0.032 6
$\partial C_m / \partial C_L$	-0.063 3	-0.107 9	-0.194 7

由表 1 可见,机翼折叠后飞机的参考翼面积 S 、展长 b 和平均气动弦长 c_A 都减小。由于折叠后机翼相对于机身的位置上移,导致全机的重心位置沿 z 轴方向也上移,且内外段机翼相对于重心的 z 轴坐标的绝对值增大。由于折叠轴线与 x 轴平行,因此机翼的 x 轴坐标值不变,由 $I_y = \int (x^2 + z^2) dm$ 可知,中间构型和折叠构型的惯性矩 I_y 相同,且比展开构型的 I_y 大。

机翼折叠后 S 和 c_A 都减小,导致全机升力线斜率 $C_{L\alpha}$ 也减小。由于机翼对俯仰力矩系数 C_{m0} 的贡献为负,机翼折叠后面积逐渐减小,因而 C_{m0} 的数值逐渐增大。折叠后飞机重心位置不变,升力面后移导致全机的气动焦点后移,即 $|x_{\text{cg}} - x_{\text{ac}}|$ 增大,其中 x_{cg} 和 x_{ac} 分别为重心和气动焦点距平均气动弦前缘的距离。由飞机定速静稳定性的定义 $\partial C_m / \partial C_L = (x_{\text{cg}} - x_{\text{ac}}) / c_A$ 可知, c_A 减小和 $|x_{\text{cg}} - x_{\text{ac}}|$ 增大都使飞机的纵向静稳定裕度 K_n ($K_n = -\partial C_m / \partial C_L$) 增大,但 $|x_{\text{cg}} - x_{\text{ac}}|$ 的增大即焦点后移是导致 K_n 增大的主要因素。

2 多体动力学建模

变体飞机在变形的过程中,由于机翼在不断

地运动,全机的重心位置也在不断地变化。因此建立飞机的体轴坐标系(O_b, x_b, y_b, z_b)时,可选择机身上的某一固定点(如机头前端)作为原点。变体过程中机翼各运动部分的重心位置为 $c_i (i=1, 2, 3, 4)$, O_g, x_g, y_g, z_g 为地面坐标系,如图 2 所示。

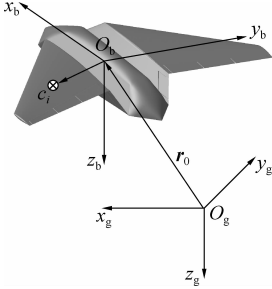


图 2 坐标系

Fig. 2 Coordinate axis systems

在体轴系 O_b, x_b, y_b, z_b 下变体飞机的动量 \mathbf{p} 和动量矩 \mathbf{H} 为^[15]

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{p} &= m\mathbf{V} + \dot{\mathbf{S}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{S} \\ \mathbf{H} &= \mathbf{S} \times \mathbf{V} + \mathbf{I} \cdot \boldsymbol{\omega} + \sum_{i=1}^4 \left(\frac{1}{m_i} \mathbf{S}_i \times \frac{\delta \mathbf{S}_i}{\delta t} + \mathbf{I}_i \cdot \boldsymbol{\omega}_i \right) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中: m 为全机的质量; \mathbf{V} 为飞机的飞行速度; $\boldsymbol{\omega}$ 为体轴系相对于惯性坐标系的转动角速度; $\mathbf{S} = \int \mathbf{r} \times d\mathbf{m}$ 为飞机绕原点 O_b 的静矩,其对时间的导数代表了飞机质量分布相对于体轴系的变化; \mathbf{I} 为飞机的转动惯量张量,表达式为

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix}$$

m_i 为机翼各活动部件的质量, $i=1, 2, 3, 4$ 分别代表变体飞机的右内段机翼、右外段机翼、左内段机翼和左外段机翼; \mathbf{I}_i 为机翼各运动部分的转动惯量张量; $\boldsymbol{\omega}_i$ 为机翼各部件绕体轴系的转动角速度; $\delta \mathbf{S}_i / \delta t$ 为体轴系角速度 $\boldsymbol{\omega} = 0$ 时飞机各机翼部件的静矩对时间的导数。

由于体轴系的原点 O_b 不在飞机的重心处,根据动量定理和对任意动点的动量矩定理可以得到^[20]

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{F} &= \dot{\mathbf{p}} \\ \mathbf{M} &= \dot{\mathbf{H}} + \mathbf{V} \times \dot{\mathbf{S}} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中: \mathbf{F} 为飞机所受到的合外力; \mathbf{M} 为外力对体轴系原点的合力矩。将式(1)代入式(2)并展开后得到变体飞机变体过程的动力学方程:

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{F} &= m(\dot{\mathbf{V}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V}) + \frac{\delta \boldsymbol{\omega}}{\delta t} \times \mathbf{S} + 2\boldsymbol{\omega} \times \left(\frac{\delta \mathbf{S}}{\delta t} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{S}) + \frac{\delta^2 \mathbf{S}}{\delta t^2} \right) \\ \mathbf{M} &= \mathbf{I} \cdot \frac{\delta \boldsymbol{\omega}}{\delta t} + \frac{\delta \mathbf{I}}{\delta t} \cdot \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I} \cdot \boldsymbol{\omega}) + \left. \begin{aligned} &\mathbf{S} \times \frac{\delta \mathbf{V}}{\delta t} + \mathbf{S} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V}) + \\ &\sum_{i=1}^4 \left\{ \mathbf{I}_i \cdot \frac{\delta \boldsymbol{\omega}_i}{\delta t} + \frac{\delta \mathbf{I}_i}{\delta t} \cdot \boldsymbol{\omega}_i + \right. \\ &\left. \boldsymbol{\omega}_i \times (\mathbf{I}_i \cdot \boldsymbol{\omega}_i) + \frac{1}{m_i} \left[\mathbf{S}_i \times \right. \right. \\ &\left. \left. \frac{\delta^2 \mathbf{S}_i}{\delta t^2} + \boldsymbol{\omega} \times \left(\mathbf{S}_i \times \frac{\delta \mathbf{S}_i}{\delta t} \right) \right] \right\} \end{aligned} \right\} \quad (3) \end{aligned}$$

由于 Z 型翼变体飞机的机翼在折叠过程中对称转动,因此两边内段机翼的转动角速度 $\boldsymbol{\omega}_1$ 和 $\boldsymbol{\omega}_3$ 可表示为

$$\left. \begin{aligned} \boldsymbol{\omega}_1 &= \omega_{1x} \mathbf{i} + \omega_{1y} \mathbf{j} + \omega_{1z} \mathbf{k} \\ \boldsymbol{\omega}_3 &= -\omega_{1x} \mathbf{i} + \omega_{1y} \mathbf{j} - \omega_{1z} \mathbf{k} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$ 分别为体轴系 O_b, x_b, y_b, z_b 的单位矢量; $\omega_{1x}, \omega_{1y}, \omega_{1z}$ 分别为右边内段机翼的转动角速度在体轴系上的投影。由于左右外段机翼在折叠过程中始终保持水平,因此其转动角速度为零。

内外段机翼的静矩 $\mathbf{S}_i (i=1, 2, 3, 4)$ 可表示为

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{S}_1 &= S_{1x} \mathbf{i} + S_{1y} \mathbf{j} + S_{1z} \mathbf{k} \\ \mathbf{S}_2 &= S_{2x} \mathbf{i} + S_{2y} \mathbf{j} + S_{2z} \mathbf{k} \\ \mathbf{S}_3 &= S_{1x} \mathbf{i} - S_{1y} \mathbf{j} + S_{1z} \mathbf{k} \\ \mathbf{S}_4 &= S_{2x} \mathbf{i} - S_{2y} \mathbf{j} + S_{2z} \mathbf{k} \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

式中: S_{1x}, S_{1y}, S_{1z} 和 S_{2x}, S_{2y}, S_{2z} 分别为右边内段和外段机翼的静距在体轴系上的分量。机翼匀速转动时, $\omega_{1y} = 0, \omega_{1z} = 0$; 一阶及二阶导数 $\dot{S}_{1x} = \dot{S}_{2x} = \dot{S}_{1x} = \dot{S}_{2x} = 0$ 。将式(4)和式(5)代入式(3),便得到 Z 型翼变体飞机机翼折叠过程的非线性动力学方程的标量形式:

$$\left. \begin{aligned} F_x &= m(\dot{V}_x + \omega_y V_z - \omega_z V_y) + \dot{\omega}_y S_z - \dot{\omega}_z S_y + \\ &2\omega_y \dot{S}_z + \omega_y (\omega_x S_y - \omega_y S_x) - \omega_z (\omega_z S_x - \omega_x S_z) \\ F_y &= m(\dot{V}_y + \omega_z V_x - \omega_x V_z) + \dot{\omega}_z S_x - \dot{\omega}_x S_z - \\ &2\omega_x \dot{S}_z + \omega_z (\omega_y S_z - \omega_z S_y) - \omega_x (\omega_x S_y - \omega_y S_x) \\ F_z &= m(\dot{V}_z + \omega_x V_y - \omega_y V_x) + \dot{\omega}_x S_y - \dot{\omega}_y S_x + \\ &\omega_x (\omega_z S_x - \omega_x S_z) - \omega_y (\omega_y S_z - \omega_z S_y) + \ddot{S}_z \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

$$\begin{aligned}
 M_x &= I_x \dot{\omega}_x - I_{xz} \dot{\omega}_z + \dot{I}_x \omega_x - \dot{I}_{xz} \omega_z + \\
 &\quad \omega_y (-I_{xz} \omega_x + I_z \omega_z) - \omega_z I_y \omega_y + S_y \dot{V}_z - \\
 &\quad S_z \dot{V}_y + S_y (\omega_x V_y - \omega_y V_x) - S_z (\omega_z V_x - \\
 &\quad \omega_x V_z) + 2\omega_z S_{1x} \dot{S}_{1z} / m_1 + (2/m_2) \omega_z S_{2x} \dot{S}_{2z} \\
 M_y &= I_y \dot{\omega}_y + \dot{I}_y \omega_y + \omega_z (I_x \omega_x - I_{xz} \omega_z) - \\
 &\quad \omega_x (-I_{xz} \omega_x + I_z \omega_z) + S_z \dot{V}_x - S_x \dot{V}_z + \\
 &\quad S_z (\omega_y V_z - \omega_z V_y) - S_x (\omega_x V_y - \omega_y V_x) - \\
 &\quad 2S_{1x} \ddot{S}_{1z} / m_1 - (2/m_2) S_{2x} \ddot{S}_{2z} \\
 M_z &= -I_{xz} \dot{\omega}_x + I_z \dot{\omega}_z - \dot{I}_{xz} \omega_x + \dot{I}_z \omega_z + \\
 &\quad \omega_x I_y \omega_y - \omega_y (I_x \omega_x - I_{xz} \omega_z) + S_x \dot{V}_y - \\
 &\quad S_y \dot{V}_x + S_x (\omega_z V_x - \omega_x V_z) - S_y (\omega_y V_z - \\
 &\quad \omega_z V_y) - 2\omega_x S_{1x} \dot{S}_{1z} / m_1 - (2/m_2) \omega_x S_{2x} \dot{S}_{2z}
 \end{aligned} \quad (7)$$

由式(6)和式(7)可见,与常规固定翼飞机动力学方程不同的是,式中增加了重心位置移动(由机翼平动导致)对力和力矩的影响。在力的方程式(6)中,包含 S_x 、 S_y 和 S_z 的项表示机翼折叠导致全机重心位置移动对飞机产生的附加力;包含 \dot{S}_z 和 \ddot{S}_z 的项分别表示机翼折叠导致全机重心移动的速度和加速度对飞机产生的附加力。在力矩方程式(7)中,包含 S_x 、 S_y 和 S_z 的项表示机翼折叠导致全机重心位置移动对飞机产生的附加力矩;包含 S_{1x} (或 S_{2x}) 的一阶及二阶导数的项,表示内段机翼(或外段机翼)的质心平动速度及加速度对飞机产生的附加力矩。若机翼固定不动,即 S_k ($k=x, y, z, 1x, 1z, 2x, 2z$) 及其导数均为零,式(6)和式(7)则与常规固定翼飞机的六自由度非线性动力学方程一致。

式(6)及式(7)中没有内段机翼转动角速度 ω_1 和 ω_3 影响的附加项,其主要原因是由于机翼折叠时是绕体轴系的 x 轴对称转动(即 $\omega_1 = -\omega_3$),左右机翼转动产生的影响相互抵消。因此,若不考虑机翼转动引起的气动力变化,仅转动运动对飞机并不会产生附加的惯性力矩。

3 变形过程的纵向动态响应

3.1 机翼变形过程的纵向运动方程

若只研究机翼变形过程中飞机的纵向响应,可将式(6)和式(7)解耦并简化后得到

$$\begin{aligned}
 F_x &= m(\dot{V}_x + \omega_y V_z) + \dot{\omega}_y S_z + 2\omega_y \dot{S}_z \\
 F_z &= m(\dot{V}_z - \omega_y V_x) - \omega_y (\omega_y S_z) + \ddot{S}_z \\
 M_y &= I_y \dot{\omega}_y + \dot{I}_y \omega_y + S_z \dot{V}_x + S_z \omega_y V_z - \\
 &\quad 2S_{1x} \ddot{S}_{1z} / m_1 - (2/m_2) S_{2x} \ddot{S}_{2z}
 \end{aligned} \quad (8)$$

式(8)中,等式左边的力和力矩可表示为

$$\begin{aligned}
 F_x &= -D \cos \alpha + L \sin \alpha + T \cos \varphi_T - mg \sin \theta \\
 F_z &= -D \sin \alpha - L \cos \alpha - T \sin \varphi_T + mg \cos \theta \\
 M_y &= M_A - M_T - (S_x \cos \theta + S_z \sin \theta) g
 \end{aligned} \quad (9)$$

式中: D 、 L 和 T 分别为飞机所受的阻力、升力和发动机推力; M_A 为气动力产生的俯仰力矩; M_T 为发动机推力产生的俯仰力矩; α 为迎角; θ 为俯仰角; φ_T 为发动机推力与机身轴线的夹角; S_x 和 S_z 为飞机静矩在体轴系 x_b 轴和 z_b 轴上的分量; g 为重力加速度。

3.2 非定常效应对折叠过程气动特性的影响

为研究非定常效应对变体飞机折叠过程中气动特性的影响,对不同机翼折叠角速度下飞机的气动性能进行了数值模拟。计算中流动控制方程采用非定常 Euler 方程,空间离散采用格点格式的有限体积方法,对流量采用 Jameson 中心格式进行计算,非定常时间推进采用双时间步长方法,伪时间推进采用四步 Runge-Kutta 方法。在机翼折叠过程中,非定常运动模拟采用基于非结构网格的动态重叠网格方法,折叠过程中绕机身网格静止保持不变,绕内外段机翼的网格随机翼做刚性运动,并且随着机翼的折叠三套网格不断进行非结构重叠网格的网格间边界定义。图 3(a)~(c)分别为各个子网格示意图;图 4 为非结构重叠网格系统;图 5 为计算得到的折叠角速度 $\omega_{\text{fold}} = 100.0, 50.0, 25.0, 12.5, 5.0$ ($^\circ$)/s 时,变体飞机的升力、阻力以及俯仰力矩随折叠角度的变化曲线 ($Ma = 0.8, \alpha = 2^\circ$)。

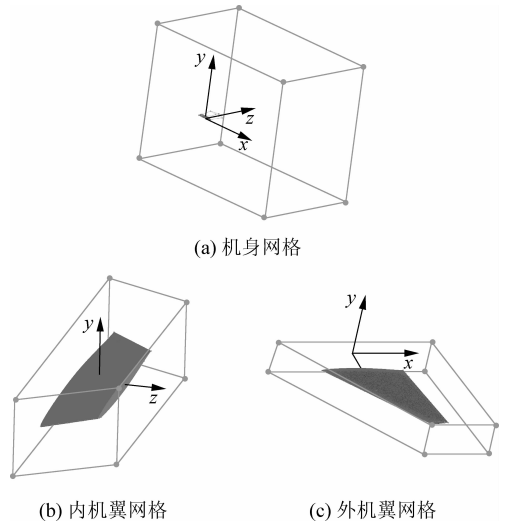


图3 变体飞机子网格

Fig. 3 Sub grids of morphing aircraft

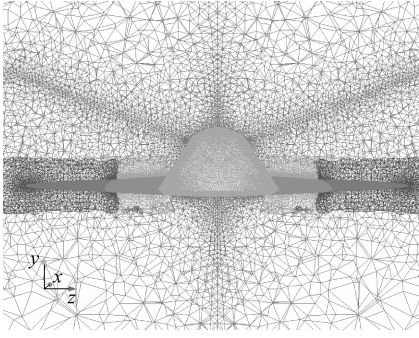
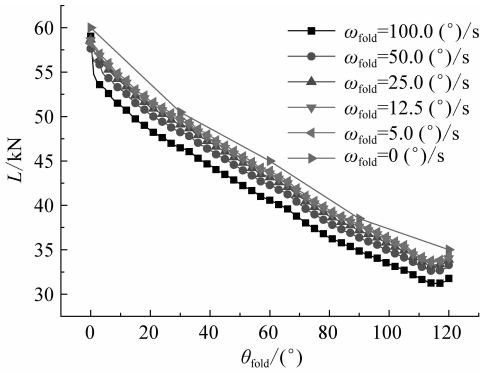
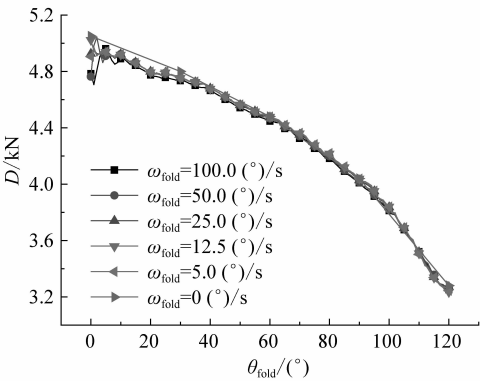


图 4 非结构重叠网格系统

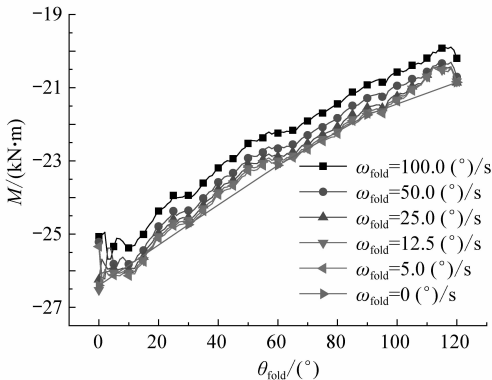
Fig. 4 Non-structure overlap grid system



(a) 升力随折叠角的变化曲线



(b) 阻力随折叠角的变化曲线



(c) 俯仰力矩随折叠角的变化曲线(参考点为体轴坐标原点)

图 5 不同折叠角速度下变体飞机的力和力矩变化
Fig. 5 Morphing aircraft force and moment variation in different wing fold angular velocities

从图 5 可以看出,不同折叠角速度下的阻力、升力和俯仰力矩都与定常状态相差较小,且随着折叠角度基本上呈线性变化。折叠角度增大时,由于机翼面积减小导致升力和阻力逐渐减小,而零升力矩的增大使得低头俯仰力矩逐渐减小。且折叠角速度越大,升力和低头力矩减小越明显。但折叠角速度分别为 5 (°)/s 和 100 (°)/s 时,升力相差仅 7% 左右,俯仰力矩仅相差 4% 左右。

而文献[15]研究得出,当变后掠飞机机翼变掠角速度 $\omega_{\text{fold}} = 8, 10, 15, 20$ (°)/s 时,准定常气动力和非定常气动力对飞机响应的影响较为接近;在不同变掠角速度下,利用准定常气动力和非定常气动力计算得到飞机的短周期响应模态参数最大仅相差约 8%,高度的响应值最大仅相差约 2%,且变掠角速度越小,二者响应的差别越小。

参考变体飞机机翼折叠动态过程气动特性的数值模拟结果以及文献[15]中机翼变后掠过程非定常效应对飞机动态特性的影响,可认为当变体飞机机翼折叠角速度较小时,能够忽略非定常气动力效应。本文利用准定常假设来简化计算机翼折叠过程中变体飞机的气动力:认为在机翼折叠的任一瞬时,全机的气动力仅取决于该瞬时飞机的静态构型和飞行状态。因此,机翼折叠过程中飞机的气动力可表示为

$$\left. \begin{aligned} D &= qS(C_{D0} + C_{D\alpha}\alpha + C_{DV}\Delta V/V) \\ L &= qS(C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{LV}\Delta V/V + \\ &\quad C_{Lq}q/(2V/\bar{c}) + C_{L\dot{\alpha}}\dot{\alpha}/(2V/\bar{c}) + C_{L\delta}\delta) \\ M_A &= qS\bar{c}(C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{mV}\Delta V/V + \\ &\quad C_{mq}q/(2V/\bar{c}) + C_{m\dot{\alpha}}\dot{\alpha}/(2V/\bar{c}) + C_{m\delta}\delta) \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

式中: q 为动压; C_{D0} 为全机零升阻力系数; $C_{D\alpha}$ 和 C_{DV} 分别为阻力系数对 α 和 V 的无因次导数; C_{L0} 为迎角为零时的升力系数; C_{LV} 、 C_{Lq} 、 $C_{L\dot{\alpha}}$ 分别为升力系数对 V 、 q 、 $\dot{\alpha}$ 的无因次导数; C_{m0} 为零升俯仰力矩系数; $C_{m\alpha}$ 、 C_{mV} 分别为俯仰力矩系数对 α 、 V 的无因次导数; C_{mq} 和 $C_{m\dot{\alpha}}$ 分别为俯仰阻尼导数和洗流时差导数; $C_{L\delta}$ 和 $C_{m\delta}$ 为操纵导数; δ 为舵面偏角。机翼折叠过程中的气动导数可由展开构型、中间构型和折叠构型的气动导数插值得到。

3.3 定直平飞机翼折叠时的纵向响应

对变体飞机机翼折叠过程进行动力学仿真时,选取展开构型的重心作为机体轴坐标系的原点。变体飞机在 $H = 10$ km 和 $Ma = 0.8$ 的定直平飞状态下, $\omega_{\text{fold}} = 5, 8, 10$ (°)/s 时,各运动参数

的响应曲线如图6所示。

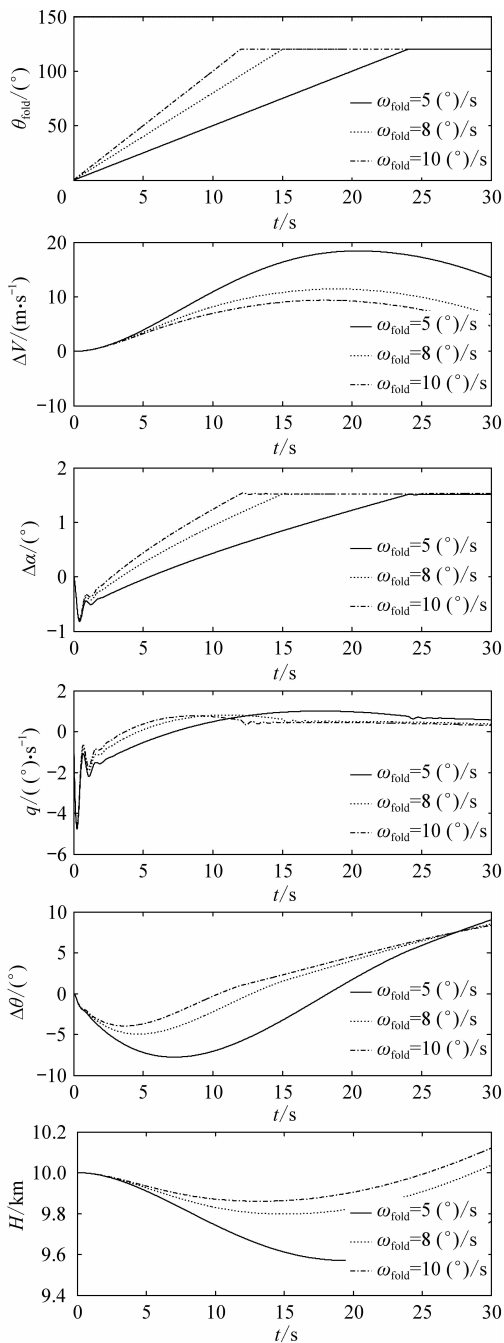


图6 不同折叠角速度下变体飞机的动态响应

Fig. 6 Morphing aircraft dynamic responses in different wing fold angular velocities

从图6的响应曲线可以看出,Z型翼变体飞机机翼折叠时飞机的动态响应可分为两个阶段:即折叠阶段和折叠完成阶段。两个阶段以机翼停止折叠的时刻为分界点,若 $\omega_{\text{fold}} = 10$ (°)/s,其对应的时间范围分别为 $0 \text{ s} \leq t < 12 \text{ s}$, $t \geq 12 \text{ s}$ 。

(1) 折叠阶段:机翼开始折叠后,初始几秒主要表现为俯仰力矩的变化,而力的变化则不大,因而飞机的速度和高度变化较小。此时 α 和 θ 减

小,俯仰角速度 q 为负值,其主要是由于机翼折叠时飞机的气动焦点后移,形成较大的低头俯仰力矩所致。当机翼折叠角度继续增大时, α 和 q 逐渐收敛。此时机翼面积继续减小,飞机的升力和阻力也随之减小。而升力减小导致飞行高度逐渐减小,且此时推力大于阻力,使飞行速度增大。

(2) 折叠完成阶段:表现为各参数的逐渐回复。不同折叠角速度下,机翼完成折叠所需的时间 $t = 24, 15, 12 \text{ s}$,此后气动焦点停止后移。由于此时的气动阻力仍小于发动机推力,会使飞机的速度继续增大;另外,此时升力也较小,不足以平衡飞机的重力,因此飞行高度会迅速下降。各参数经过一段时间变化后会收敛到某一个稳定值,飞机达到新的平衡状态。由于折叠后飞机的机翼面积减小,飞机稳定后的速度和配平迎角将增大。

从图6给出的不同机翼折叠角速度下的飞机响应可以看出,折叠角速度越大,参数的幅值变化越大,且力和力矩的恢复更快,因此折叠完成阶段各参数的回复也更快。不同的机翼折叠角速度下,飞机的参数响应不会相差很大。因此,在可忽略非定常气动力的情况下,变体飞机可采用较大的折叠角速度来完成飞机的变体。

在变体飞机机翼折叠过程中,飞行高度和俯仰角变化较大,因此,为保证其在这一动态过程中具有满意的飞行品质及飞行安全性,需要对变体过程中飞机的飞行高度及姿态等进行控制。

4 对机翼变形过程中纵向运动影响的主要因素分析

Z型翼变体飞机在机翼折叠的过程中是一个多体动力学系统,因而影响变体过程飞机动态特性的因素除了气动特性以外,机翼平动导致全机重心位置的移动,也会对飞机的运动产生影响。

4.1 机翼重心位置移动的影响

变体飞机在机翼折叠过程中,由于机翼的重心位置上移,进而对飞机的运动产生影响。变体飞机在 $H = 10 \text{ km}$ 和 $Ma = 0.8$ 的定直平飞状态下,机翼折叠角速度 $\omega_{\text{fold}} = 10$ (°)/s时,由机翼平动引起的重心位置移动对变体飞机动态特性的影响如图7所示。

由图7可以看出,由机翼重心位置的变化对运动参数有着一定影响。其主要原因是机翼折叠使得其重心位置沿体轴系 z_b 轴方向上移 Δz_w ,当飞机的俯仰角 θ 不为零时,导致机翼重力 G_w 对体

轴坐标系原点产生附加的俯仰力矩 ΔM , 如图 8 所示, 从而影响飞机的动态响应。

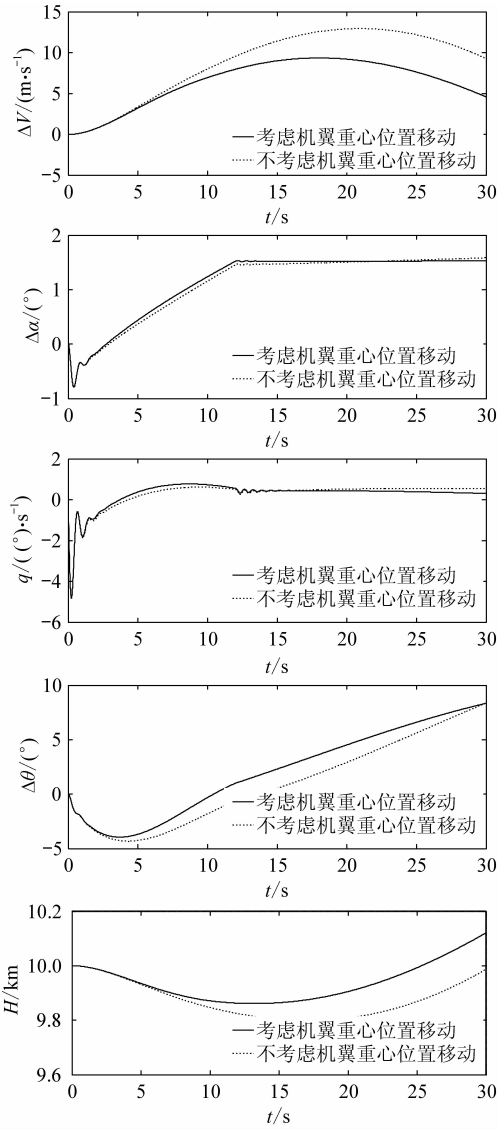


图 7 机翼重心移动对变体飞机运动参数的影响
Fig. 7 Effect of shift of wing center of gravity on morphing aircraft motion parameters

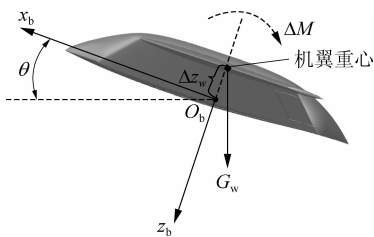


图 8 机翼重心移动对全机产生的俯仰力矩机理
Fig. 8 Principle of pitch moment caused by shift of wing center of gravity

4.2 气动特性变化的影响

表征飞机气动特性的主要气动导数有 C_{m0} 、 C_{ma} 和 C_{La} 等。已知变体飞机从展开构型变形到折

叠构型的过程中, 气动导数的变化量分别为 ΔC_{m0} 、 ΔC_{ma} 和 ΔC_{La} 。若改变其中某一气动参数的变化范围, 再对折叠过程进行数值仿真, 将其与原状态的动态响应对比, 则可分析该气动导数对机翼折叠过程中变体飞机动态特性的影响大小。对于 Z 型翼变体飞机, 机翼折叠过程中 C_{ma} 和 C_{m0} 逐渐增大, 而 C_{La} 逐渐减小。图 9 为假设变体飞机机翼折叠过程中气动导数的变化量 $|\Delta C_{m0}|$ 、 $|\Delta C_{ma}|$ 和 $|\Delta C_{La}|$ 分别增大 10% 后对应的飞机运动参数响应曲线。

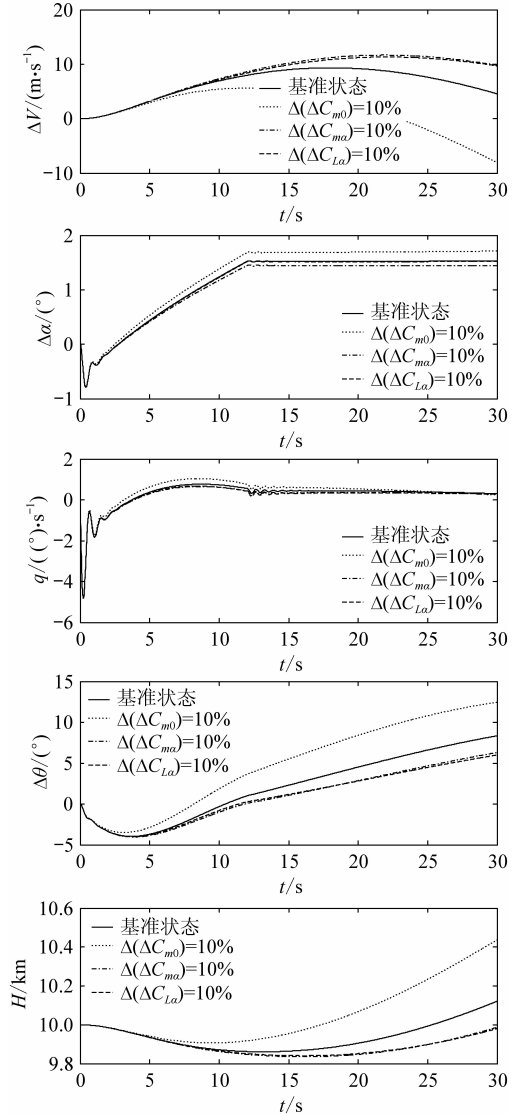


图 9 气动导数变化对变体飞机运动参数的影响
Fig. 9 Effect of aerodynamic derivative variation on morphing aircraft motion parameters

由图 9 可以看出, 飞机的动态特性对 C_{m0} 的变化较为敏感, C_{ma} 和 C_{La} 变化的影响相当, 即折叠过程中俯仰力矩的变化对飞机的响应影响较大。其中 C_{ma} 的变化反映了变体飞机机翼折叠前后两种构型纵向静稳定性的变化, 其主要由机翼折叠后全机升力面后移所导致。机翼折叠引起的气动特性

变化对飞机运动的影响,是变体飞机获得性能收益所必需付出的代价。因此,进行 Z 型翼变体飞机的气动设计时,在保证满意的飞行性能收益的前提下,应尽量使机翼折叠前后俯仰力矩的变化较小。

5 结 论

(1) 变体飞机在变形过程中为一个多体动力学系统,全机的重心位置在不断的变化,建立其运动模型时,体轴系的原点可定在飞机的某固定点上。与常规固定翼飞机动力学方程不同的是,变体飞机机翼折叠过程的六自由度非线性动力学方程中除了包含气动特性对飞机运动的影响,还包括机翼平动的影响。由于 Z 型翼变体飞机的机翼绕体轴系 x_b 轴方向对称折叠,因而,若不考虑机翼转动引起的气动变化,仅机翼转动本身对飞机不会产生附加的惯性力矩。

(2) 机翼折叠动态过程的气动特性数值模拟结果表明,不同折叠角速度下变体飞机的气动特性与定常状态相差较小。因此机翼折叠过程中的气动力可采用准定常假设来计算。

(3) Z 型翼变体飞机机翼折叠过程中,升力和阻力均减小,且全机焦点后移会产生附加的低头力矩。折叠过程中飞行高度下降较大,折叠完成后飞机的速度和配平迎角增大。当机翼折叠角速度在一个较小的范围内,且忽略非定常气动力时,折叠角速度越大飞机的运动响应恢复得越快。

(4) 机翼平动导致飞机重心位置的移动对飞机运动有一定影响,但折叠过程中飞机气动特性的变化(特别是 C_{m0} 和 C_{ma})是主要的影响因素。

参 考 文 献

- [1] Wilson J R. Morphing UAVs change the shape of warfare [J]. *Aerospace America*, 2004, 42(2): 28-29.
- [2] Moorhouse D, Sanders B, von Spakovsky M, et al. Benefits and design challenges of adaptive structures for morphing aircraft [J]. *Aeronautical Journal*, 2006, 110(1105): 157-162.
- [3] Bowman J C, Plumley R W, Dubois J A, et al. Mission effectiveness comparisons of morphing and non-morphing vehicles[R]. AIAA-2006-7771, 2006.
- [4] Bowman J, Sanders B, Weisshaar Terrence A. Evaluating the impact of morphing technologies on aircraft performance[R]. AIAA-2002-1631, 2002.
- [5] Wlezien R W, Horner G C, McGowan A R, et al. The aircraft morphing program[R]. AIAA-1998-1927, 1998.
- [6] Kudva J N, Sanders B, Pinkerton-Florance J, et al. The DARPA/AFRL/NASA smart wing program-final overview[C]//McGowan A R. *Smart Structures and Materials 2002: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies*. 2002: 37-43.
- [7] Rodriguez A R. Morphing aircraft technology survey[R]. AIAA-2007-1258, 2007.
- [8] Bye D R, McClure P D. Design of a morphing vehicle[R]. AIAA-2007-1728, 2007.
- [9] Flanagan J S, Strutzenberg R C, Myers R B, et al. Development and flight testing of a morphing aircraft, the NextGen MFX-1[R]. AIAA-2007-1707, 2007.
- [10] Blondeau J, Richeson J, Pines D J. Design, development and testing of a morphing aspect ratio wing using an inflatable telescopic spar[R]. AIAA-2003-1718, 2003.
- [11] Hong C H, Cheplak M, Choi J Y, et al. Flexible multi-body design of a morphing UCAV[R]. AIAA-2004-6595, 2004.
- [12] Garcia H M, Abdulrahim M, Lind R. Roll control for a micro air vehicle using active wing morphing[R]. AIAA-2003-5347, 2003.
- [13] Abdulrahim M. Flight performance characteristics of a biologically-inspired morphing aircraft [R]. AIAA-2005-345, 2005.
- [14] Neal D A, Good M G, Johnston C O, et al. Design and wind-tunnel analysis of a fully adaptive aircraft configuration[R]. AIAA-2004-1727, 2004.
- [15] An J G, Yan M, Zhou W B. Aircraft dynamic response to variable wing sweep geometry [J]. *Journal of Aircraft*, 1988, 25(3): 216-221.
- [16] Ameri N, Lowenberg M H, Friswell M I. Modeling the dynamic response of a morphing wing with active winglets [R]. AIAA-2007-6500, 2007.
- [17] Scarlett J N, Canfield R A, Sanders B. Multibody dynamic aeroelastic simulation of a folding wing aircraft [R]. AIAA-2006-2135, 2006.
- [18] Baldelli D H, Lee D H, Sánchez Pena R S, et al. Modeling and control of an aeroelastic morphing vehicle [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(6): 1687-1699.
- [19] Seigler T M, Neal D A, Bae J S, et al. Modeling and flight control of large-scale morphing aircraft [J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(4): 1077-1087.
- [20] 刘延柱, 洪嘉振, 杨海兴. 多刚体系统动力学[M]. 上海: 高等教育出版社, 1989.

作者简介:

乐挺(1982—) 男,博士研究生。主要研究方向:飞行动力学。

Tel: 010-82338821

E-mail: yueting_buaa@sina.com

王立新(1965—) 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞机设计、飞行动力学与飞行控制等。

E-mail: bhu_wlx@tom.com

(编辑:鲍亚平)