

文章编号: 1672-9897(2013)06-0014-05

折叠翼变体飞行器非定常气动特性实验研究

袁明川, 史志伟, 程克明

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘要: 折叠翼变体飞行器是一种可以在飞行中改变自身气动外形的新型飞行器。研制出了一种折叠翼变体飞行器的风洞实验模型, 在风洞实验中测得了模型不同变体位置下的气动力以及进行变体运动时气动力的动态变化过程, 并通过 PIV 实验手段获得模型周围的流场在变体运动过程中的变化情况。结果表明: 在机翼变形过程中, 折叠翼模型有明显的非定常气动现象产生, 而且折叠变形的速度越大, 非定常现象越明显。出现非定常现象的主要原因是变体运动对机翼前缘涡的影响。

关键词: 折叠翼; 变体飞行器; 风洞实验; 非定常气动特性; 气动外形

中图分类号: V211.7 文献标识码: A

Research on unsteady aerodynamic characteristics of folding wing aircraft by wind tunnel test

YUAN Ming-chuan, SHI Zhi-wei, CHENG Ke-ming

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The folding wing aircraft is a new type of aircraft that can change its aerodynamic shape in flight. A model of the folding wing aircraft with active morphing control is manufactured. The aerodynamic characteristics of the aircraft in different aerodynamic configuration under static conditions and the morphing process are obtained in the NUAA unsteady wind tunnel, and the flow field distribution is got through the PIV testing. The results show that, the folding wing aircraft model have obvious unsteady aerodynamic characteristics in the morphing, and the hysteresis loop is increased with the frequency of the folding motion. The reason for the unsteady characteristics is that the leading-edge vortex structure is changed with the wing morphing.

Key words: folding wing; morphing aircraft; wind tunnel test; unsteady aerodynamic characteristics; aerodynamic shape

0 引言

变体飞行器可以在飞行中改变自身的气动构型, 实现机翼面积、后掠角、展弦比等的大尺寸范围的变化, 从而使飞行器可以在变化很大的飞行环境下和在执行多种任务时始终保持良好性能^[1-3]。随着科学技术的发展和如今对飞行器在复杂环境下飞行以及执行多任务的要求, 变体飞机的构想愈加受到世界各国的重视。1985~1992 年美国开展了主动柔性翼(A FW)计划, 并于 1996 年后扩展为主动气动弹性机翼(AAW)计划^[4]。2003 年, 美国国防预研计划局(DARPA)正式启动了 MAS(Morphing Aircraft Structures)研究计划, 提出了折叠机翼、滑动蒙皮机

翼和伸缩机翼的设计方案, 变体飞机的研究取得了许多实质性的进展^[5-6]。与此同时, 欧洲也启动了由多个单位合作的 3AS(Active Aeroelastic Aircraft Structures)计划, 将变体飞机的研制列入了研究日程, 国外其他多所大学也纷纷开展了不同形式变体飞机的设计研究^[7-11]。近几年来, 国内的相关高校和科研机构多次进行了变体飞行器驱动、控制研究和气动特性的数值模拟工作, 取得了一定的成果。

折叠机翼变体飞行器可以通过部分机翼的折叠运动改变飞机的机翼面积、高低位置、平面形状、展弦比和后掠角, 实现飞行器气动外形的改变。研制出了一种能够实现机翼可控折叠变形的飞行器的实验模型, 通过风洞实验获得了模型在不同的变体位置下的

气动参数和流场分布以及它在变体过程中气动参数和流场的动态变化情况,总结出了变体飞行器静态和动态下气动特性的变化规律,并对其进行了简单的流动机理的探究。研究结果可为变体飞行器的气动设计提供一定的参考依据。

1 实验模型结构和驱动

折叠翼变体飞行器实验模型采用后掠式机翼,无平尾和垂尾。机翼由两部分组成:与机身相铰接的内侧机翼;与内侧机翼相铰接的外侧机翼。外侧机翼、内侧机翼、机身和连杆组成平行四边形机构,从而使内侧机翼绕机身转动时,外侧机翼与机身平面始终保持水平^[12-15]。驱动器采用高精度伺服舵机,工作时利用计算机控制机翼做相应的变体运动。模型机翼完全展开时为近似三角翼布局,机翼展长 $l=0.6\text{m}$,展弦比 $\lambda=3.12$,后掠角 $\chi_{1/2}=17.5^\circ$;机翼完全折叠时展长 $l=0.36\text{m}$,展弦比 $\lambda=2.06$,后掠角 $\chi_{1/2}=26^\circ$ 。文中用 θ 表示内侧机翼的折叠角度, $\theta=0^\circ$ 表示机翼处于完全展开状态, $\theta=120^\circ$ 表示机翼处于完全折叠状态。图 1 为折叠翼飞机模型在不同变体状态下的照片。

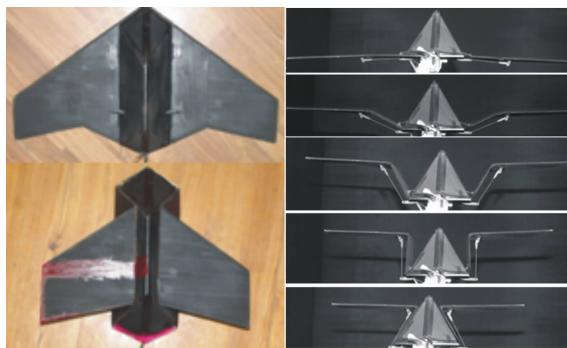


图 1 不同变体状态下的模型照片

Fig. 1 The model photos with different morphing position

2 实验仪器和实验方法

实验风洞为低速回流式开口风洞,最高风速 40m/s ,风洞最大湍流度 0.07% ,实验段长 1.7m ,横截面为 $1.0\text{m} \times 1.5\text{m}$ 的矩形。气动力与力矩测量采用六分量杆式天平。

折叠翼变体飞行器模型的风洞实验在 10m/s 的风速下进行,实验主要分为三个部分:(1) 静态测力实验:测得模型在不同变体位置下的气动力和力矩;(2) 动态测力实验:实验时模型做匀速变体运动,测得模型在不同的迎角、变体速度下气动力和力矩的动态变化情况;(3) PIV 流场测量实验。

在进行数据处理工作时,不考虑变体运动对重心位置的影响,模型重心位置取为一个固定的点,参考面积 S 、展长 l 和平均气动弦长 b_A 取模型做变体运动时的实时变化值。相应的气动系数计算公式为:

$$C_{X,Y,Z} = \frac{X,Y,Z}{q_\infty S(\theta)} \quad (1)$$

$$C_{mz} = \frac{Mz}{q_\infty S(\theta) b_A(\theta)}$$

$$C_{mx, my} = \frac{Mx, My}{q_\infty S(\theta) l(\theta)}$$

式(1)中, q_∞ 表示来流动压, $S(\theta)$, $l(\theta)$, $b_A(\theta)$ 分别表示模型的机翼在不同折叠角度下的投影面积、展长和平均气动弦长。

考虑到动态测量时存在干扰信号,因而对数据进行了滤波处理。图 2 为气动特性动态变化曲线在数据滤波前后的一个对比。在动态实验时,首先测量了无风状态时机翼动态运动的天平数据,然后进行了有风状态时的动态气动力测量,用有风数据减去无风数据,去除惯性影响。同时,在动态实验时,共采集了 6 个周期的数据测量值,并对实验结果进行了平均值处理。

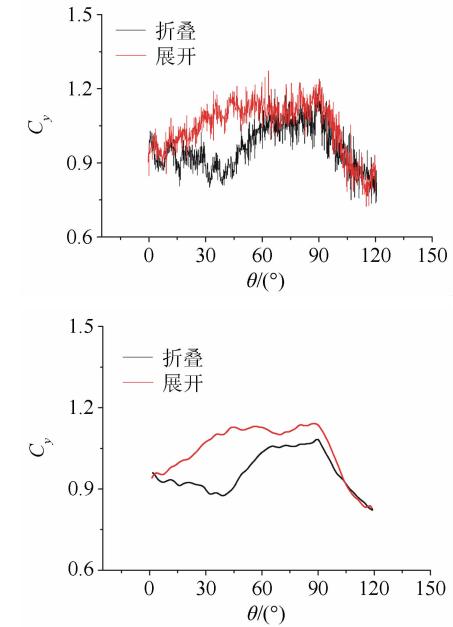


图 2 数据滤波前后对比
Fig. 2 Comparison of original data and filtered data

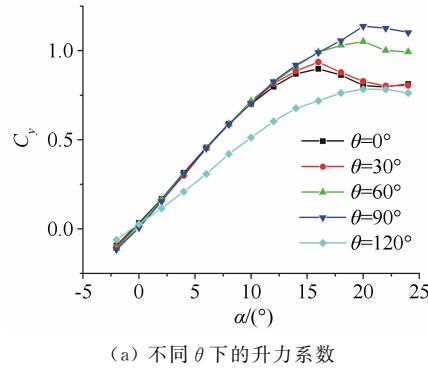
3 实验结果与分析

3.1 静态测力实验结果

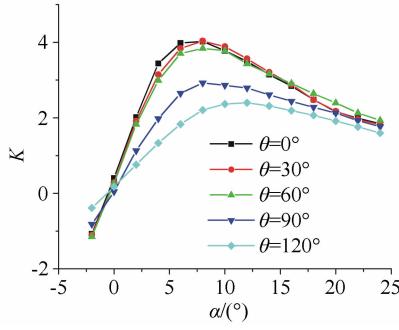
图 3(a)~(c) 为折叠翼变体飞行器模型静态实验的气动特性曲线。通过对这些曲线的观察,得到了以下的规律:随着机翼折叠角度 θ 的增大,模型失速临界迎角从 16° 增大到 22° ;在 $\theta=90^\circ$ 后,升力线斜率

变小;升阻比在 $\theta=0^\circ$ 时最大,在 $\theta=120^\circ$ 时最小; $\theta=120^\circ$ 时模型焦点后移,纵向静稳定性有所增大。总的来说,模型在机翼展开时的低速气动特性要优于折叠状态的气动特性。

出现以上现象的原因可能是: θ 增大时模型的展弦比减小,下洗作用增大,造成有效迎角减小,从而使得失速迎角增大; θ 达到 90° 后,模型机翼运动至机身上方,模型内、外侧机翼和机身部分相互影响,使得阻力系数增大,升力系数减小,同时机翼位置变化使得前缘涡对机翼影响减弱,这些都会造成升力线斜率的下降。



(a) 不同 θ 下的升力系数



(b) 不同 θ 下的升阻比

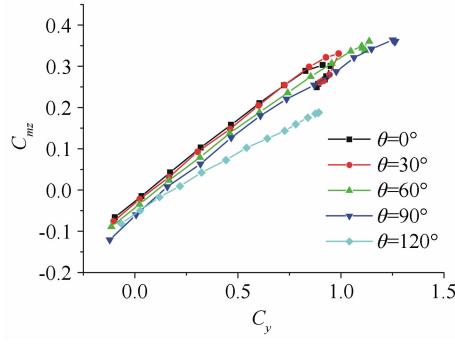


图 3 静态情况下模型的纵向气动特性

Fig. 3 Longitudinal aerodynamic characteristics in static

图 4 是 6° 迎角下偏航力矩系数随侧滑角变化曲线,曲线的斜率在 $\theta=90^\circ$ 时明显大于其它的偏转角度,这说明此时模型具有最大的航向稳定性。这是因为当 $\theta=90^\circ$ 时,模型内侧机翼竖起,可以充当垂直安

定面,从而使得偏航稳定性增大。

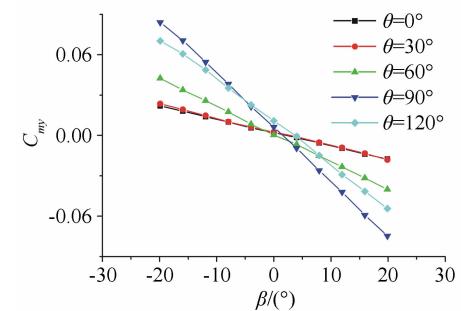
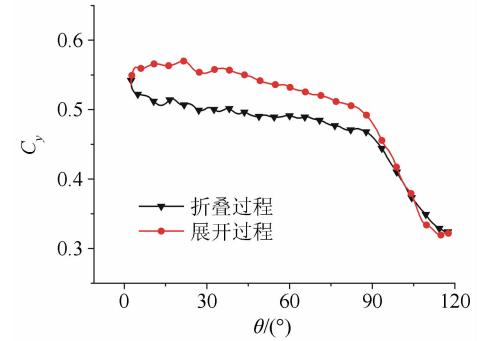


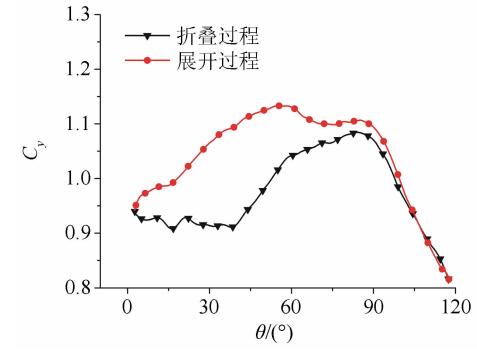
图 4 不同 θ 下的偏航力矩系数曲线
Fig. 4 Yawing moment coefficient of different θ

3.2 动态测力实验结果

图 5 是模型的纵向气动特性曲线,观察升力特性曲线,可以看出 θ 在 90° 之前,机翼进行折叠运动时的升力系数 C_y 明显小于进行展开运动时同一 θ 下的升力系数 C_y 。迎角 α 为 8° 时这个最大差值大概相当于自身升力系数的 12% , α 达到 18° 时模型失速,这个差值达到 22% 。这说明机翼进行折叠运动时产生了比较明显的非定常气动现象,而且失速前后这种现象更加的强烈。比较图 6 中不同的折叠速度下模型升力系数的动态特性,可以看出模型折叠运动的速度越大,非定常效应越明显。



(a) 8° 迎角时动态升力特性



(b) 18° 迎角时动态升力特性

图 5 不同迎角下变体运动对模型纵向动态气动特性影响 ($\omega=90^\circ/s$)

Fig. 5 The effects of the morphing motion on the longitudinal aerodynamic characteristics at different angle of attacks ($\omega=90^\circ/s$)

出现这种非定常现象的原因可能是以下两个:模型机翼对来流的相对运动速度造成有效迎角发生改

变;模型的变体运动对它周围流场特别是前缘集中涡的影响。

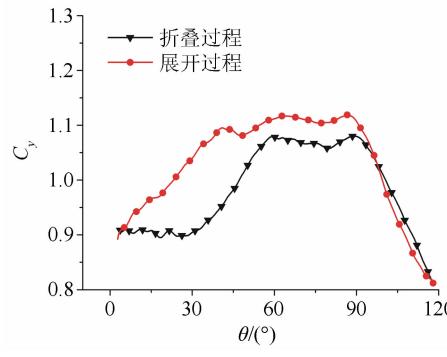
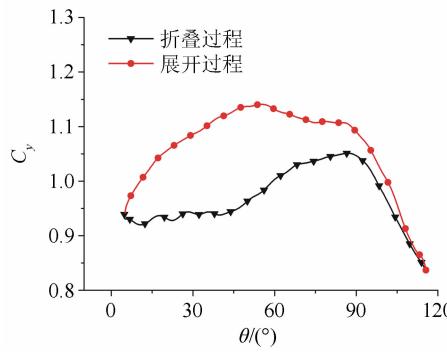
(a) $\omega=60^{\circ}/s$ 下的升力系数(b) $\omega=120^{\circ}/s$ 下的升力系数

图 6 变体速度对动态气动特性的影响($\alpha=18^{\circ}$)
Fig. 6 The effects of morphing speed on the unsteady aerodynamic characteristics($\alpha=18^{\circ}$)

分别对这两个因素进行简单的分析。首先,实验中模型机翼进行的变体运动会对来流产生一个相对运动速度,这个相对速度使得同一 θ 下折叠过程有效迎角小于展开过程,从而造成升力系数和阻力系数的变化,这个因素在小迎角时起主要作用。对于第二个因素,模型机翼的展开运动会造成机翼下方的气流向上翻卷,从而增大了前缘涡,前缘涡可以产生非线性涡升力,延缓机翼的失速,有利于升力的增加,这个因素在大迎角时发挥主要作用。在这两个因素共同作用下模型的升力特性呈现如图5所示的动态变化规律。

图7为偏航角 $\beta=20^{\circ}$ 时折叠翼模型航向气动参数的动态变化情况。从两幅图中可以看出,机翼折叠和展开时侧力系数曲线和偏航力矩系数的曲线在折叠角度 $\theta=90^{\circ}$ 之前基本重合在一起,没有十分明显的非定常气动现象产生,在折叠角度 $\theta=90^{\circ}$ 之后,机翼展开和折叠时的曲线并不重合开始有非定常气动现象产生。这是因为 $\theta=90^{\circ}$ 时模型内侧机翼竖起充当了侧向的主要受力面,在它的运动下产生非定常的气动特性。

3.3 PIV实验结果

PIV实验对 12° 迎角下机翼后方 5cm 处截面进

行流场测量。图8和9分别是静态和动态情况下流场的变化情况,流场图由涡量云图和速度矢量图构成,图中粗线表示机翼位置。

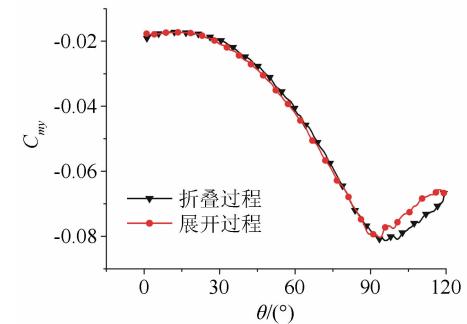
图7 变体运动对横向气动特性影响($\alpha=6^{\circ}$, $\beta=20^{\circ}$)

Fig. 7 The effects of the morphing motion on the lateral aerodynamic characteristics ($\alpha=6^{\circ}$, $\beta=20^{\circ}$)

图8(a)~(c)是静态情况下 θ 分别为 0° 、 30° 和 120° 时的流场分布,可以看出前缘涡随着机翼折叠状态的改变而转移,当机翼折叠起来时前缘涡基本消失。

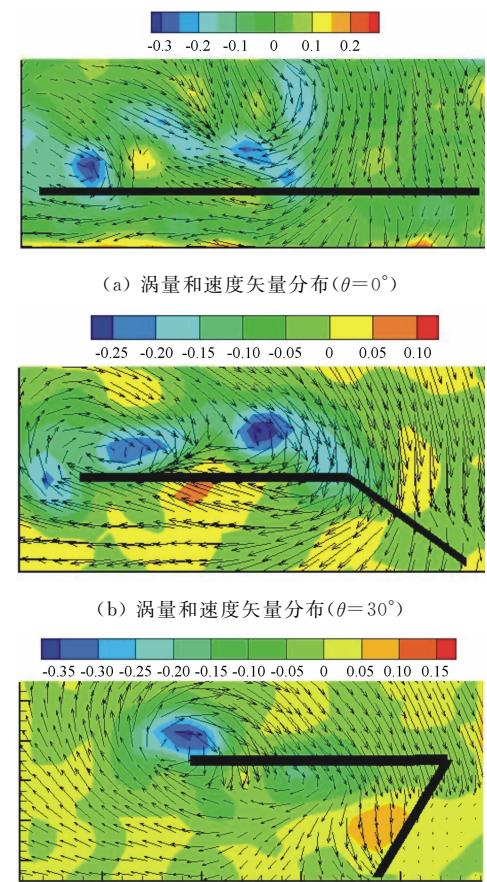


图8 不同变形位置下的静态流场
Fig. 8 The static flow field in the different morphing position

图9是动态情况下 $\theta=30^{\circ}$ 时机翼折叠过程和展开过程流场分布的对比,相对于折叠运动状态,机翼的展开运动使得前缘涡增强,且前缘涡的位置向翼根方向移动。流场分布的这些变化和前文中气动特性

的变化是一致的。

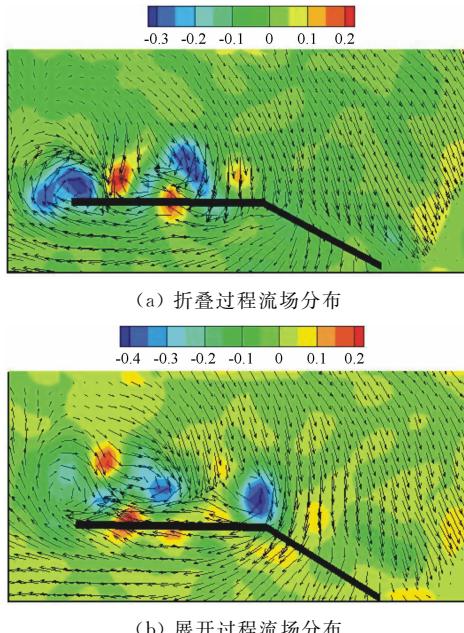


图 9 变体运动过程中的流场变化($\theta=30^\circ$)
Fig. 9 The change of flow field in the morphing motion

4 结 论

通过对折叠机翼模型在静态和动态过程中的气动特性实验结果进行分析,并结合 PIV 测量结果,可以得出以下结论:

(1) 对于折叠翼变体飞行器,静态情况下模型展开时的低速气动特性优于折叠起来的状态;

(2) 折叠翼变体飞行器模型变体运动过程中有明显的非定常效应,失速迎角前后非定常效应更加明显;

(3) 变体运动速度越大,非定常效应也越明显;

(4) 非定常气动效应产生的原因主要是机翼相对于来流运动和机翼变体过程中对前缘集中涡的影响。

参考文献:

- [1] WILSON J R. Morphing UAVs change the shape of warfare[J]. Aerospace America, 2004, 42(2): 28-29.
- [2] JASON Bowman, BRIAN Sanders, BRYAN Cannon, et al. Development of next generation morphing aircraft structures[R]. AIAA 2007-1730, 2007.
- [3] THOMAS G Ivanco, ROBERT C Scott, MICHAEL H Love, et al. Validation of the Lockheed Martin morphing concept with wind tunnel testing[R]. AIAA 2007-2235, 2007.
- [4] PENDLETON E, GRIFFIN K E, KEHOE M W, et al. A flight research program for active aeroelastic wing technology[R]. AIAA 1996-574-CP, 1996.
- [5] RODRIGUEZ A R. Morphing aircraft technology survey[R]. AIAA 2007-1258, 2007.
- [6] FLANAGAN1 J S, STRUTZENBERG R C, MYERS R B, et al. Development and flight testing of a morphing aircraft, the Next Gen MFX-1[R]. AIAA 2007-1707, 2007.
- [7] 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.
- [8] HONG C H, CHEPLAK M, CHOI J Y, et al. Flexible multi-body design of a morphing UCAV[R]. AIAA 2004-6595, 2004.
- [9] GARCIA H M, ABDULRAHIM M, LIND R. Roll control for a micro air vehicle using active wing morphing [R]. AIAA 2003-5347, 2003.
- [10] ABDULRAHIM M. Flight performance characteristics of a biologically-inspired morphing aircraft[R]. AIAA 2005-345, 2005.
- [11] 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.
- [12] 李强, 李周复, 刘铁中. 折叠变体飞行器风洞试验模型研发[J]. 机械设计, 2010, 27(5): 21-24.
- [13] 乐挺, 王立新, 艾俊强. Z型翼变体飞机的纵向多体动力学特性[J]. 航空学报, 2010, 31(4): 679-686.
- [14] 朱华, 刘卫东, 赵淳生. 变体飞行器及其变形驱动技术[J]. 机械制造与自动化, 2010, 39(2): 8-14.
- [15] 桑为民, 陈年旭. 变体飞机的研究进展及其关键技术[J]. 飞行力学, 2009, 27(6): 6-9.

作者简介:



袁明川(1988-),男,河南南阳人,硕士研究生。研究方向:实验流体力学。通讯地址:南京市御道街 29 号南京航空航天大学 342 信箱。联系电话:13627985575, E-mail: yuanmingchuan@126.com