

文章编号:1674-8190(2013)03-358-06

折叠翼飞机的气动特性分析

郭述臻¹, 郑祥明¹, 尹崇², 王鹏¹

(1. 南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京 210016)

(2. 中国民用航空局 沈阳航空器适航审定中心, 沈阳 110043)

摘要: 常规飞机具有单一的最优性能, 折叠翼飞机通过改变机翼的折叠角度来改变飞机的气动性能, 从而能够更好地完成多种任务。对折叠翼飞机进行建模并运用计算流体力学软件进行数值计算, 根据计算结果分析折叠翼飞机的气动性能。结果表明: 机翼折叠角度的改变, 对飞机的失速迎角、俯冲性能、副翼操纵响应和纵横向操稳特性等产生很大影响; 飞机失速迎角在机翼折叠后变大, 飞机机翼折叠后飞机俯冲更迅速。

关键词: 气动性能; 折叠翼; 无人机; 计算流体力学

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Aerodynamic Performance Analysis of Folding-wing Aircraft

Guo Shuzhen¹, Zheng Xiangming¹, Yin Chong², Wang Peng¹

(1. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. Shenyang Aircraft Airworthiness Certification Center, Civil Aviation Administration of China, Shenyang 110043, China)

Abstract: General aircraft shows characteristic of single optimum aerodynamic performance in executing missions. Folding-wing aircraft adapts to multiple-mission flight because aerodynamic performances can be changed if wings are folded or extended. A folding-wing aircraft is designed and its aerodynamic performances are analyzed by using Computational Fluid Dynamics(CFD). The CFD simulating results indicate that the stalling angle, diving performance, aileron efficiency, longitudinal stability and controllability, lateral stability and controllability are affected remarkably by the folding angle. The stalling angle of attack becomes large and the plane dives quickly if the wings are folded.

Key words: aerodynamic performance; folding-wing; UAV; CFD

0 引言

常规飞机具有最佳性能单一的弱点, 在要求飞机具有多个最佳性能时, 常规飞机就很难实现。2004年, J. R. Wilson^[1]指出了多任务飞行是下一代飞机的设计要求之一, 这促使飞机设计师们尝试着设计此类验证机。2005年美国佛罗里达州大学

已经制造了机翼可以折叠的小型无人机, 并对此机翼可折叠飞机进行初步研究。2007年, A. R. Rodriguez^[2]总结了变形飞行器目前存在的问题并预测了变形飞行器的发展趋势。2011年, Zhao等^[3]对机翼可折叠飞机进行了气动弹性分析, 得出飞机机翼折叠角对飞机的颤振产生很大的影响。机翼可折叠飞行器是变形飞行器之一, 可以改变机翼的折叠角度来改变飞机的气动性能从而完成多任务飞行^[4]。整体上来说, 已有研究主要集中在气动弹性方面, 而对于气动特性的研究极少。

本文分析飞机折叠前后两种状态下的气动性能, 并阐述飞机机翼张开和折叠的优点, 以满足不

收稿日期: 2013-04-09; 修回日期: 2013-06-07

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(NZ2012001)

江苏高校优势学科建设工程资助项目

通信作者: 郭述臻, shuzhenguo2010@126.com

同的飞行任务要求。

1 CAD 模型的创建及基于 CFD 的数值计算

1.1 CAD 模型的创建

折叠翼飞机的六个 CAD 模型如图 1 所示。考虑到本文主要针对折叠前后的气动性能进行分析, 粗略地建立机翼折叠角(β)从 0° 到 150° 的六个数值计算模型。飞机机翼未折叠时的飞机俯视图的具体尺寸如图 2 所示。

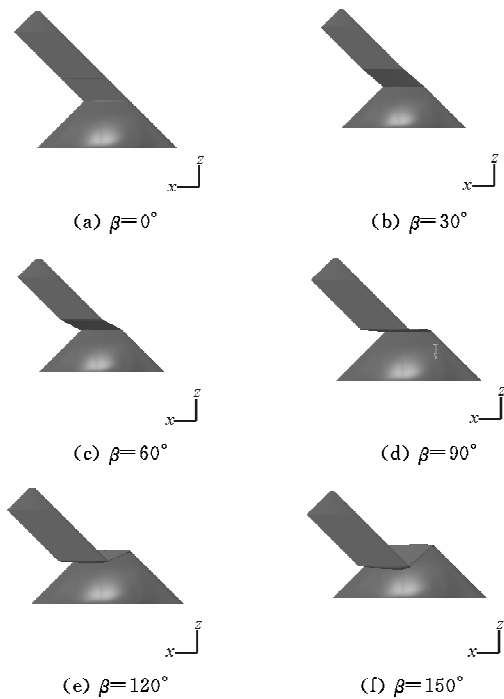


图 1 不同折叠角的飞机模型

Fig. 1 Aircraft models of different folding angle

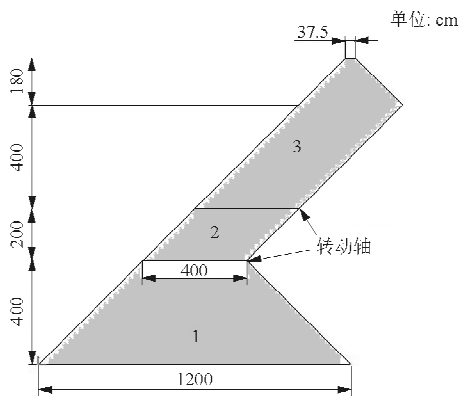


图 2 折叠翼飞机几何尺寸

Fig. 2 Geometries of the folding-wing aircraft

从图 2 可以看出, 飞机分成三个部分, 1、2 和 3 部分分别表示机身、内段机翼和外段机翼。考虑到飞机处于高亚音速飞行和折叠角超过 90° 后内翼段升力损失的问题, 外翼段采用 AG13 超临界翼型, 而内翼段采用相对比较对称的 AG47ct-02f rot 翼型^[4], 以缓解升力损失问题。距离飞机对称面 4 m 和 6 m 处是转动轴, 其功能是完成飞机的正常折叠。

1.2 模型网格划分及基于 CFD 的数值计算

本文采用 Gambit 和 Tgrid 进行前处理^[5], 网格量在 300 万左右, 对于具有操纵面的模型, 网格量在 400 万左右。折叠角为 120° 时的模型网格图如图 3 所示。求解方程采用可压缩 N-S 方程, 考虑压缩和粘性, 在飞行高度为 10 km 条件下进行数值模拟。在数值计算过程中, 所有的面积参考值、平均气动弦长参考值和力矩中心参考值分别设定为相同值, 下文的各种系数都以此作为参考。

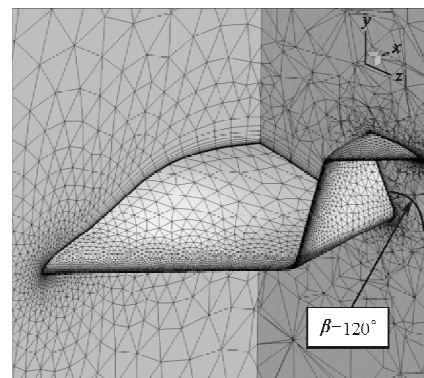


图 3 飞机模型网格图

Fig. 3 Meshes of the folding-wing aircraft

2 折叠翼飞机的升阻特性分析

2.1 升力特性

升力系数随飞机迎角和机翼折叠角的三维分布的变化如图 4 所示, 较粗的分界线将升力系数分布分为 A 和 B 两部分。区域 A 在飞机迎角不变的条件, 升力系数随着飞机机翼折叠角的增加而增加, 而区域 B 内相反。在迎角(α)为 $-2^\circ \sim 10^\circ$ 时, 数值计算结果显示升力系数随飞机机翼折叠角的

增加先增加后减少,特别是在迎角为 6° 时,此趋势最为明显,如图5所示。

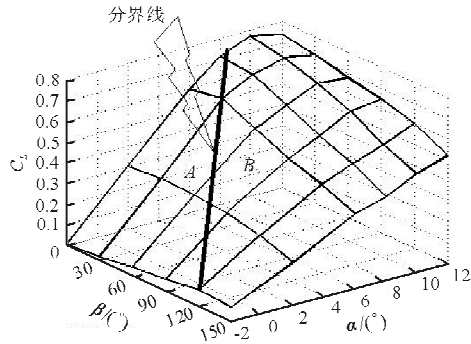


图4 升力系数分布

Fig. 4 Lift coefficient distribution

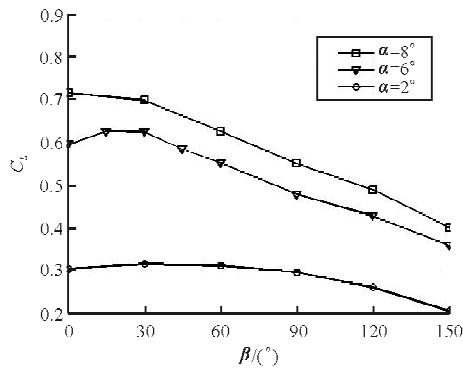
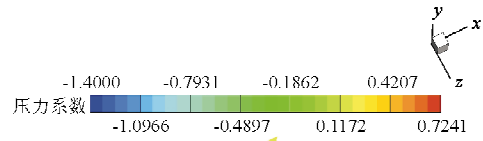


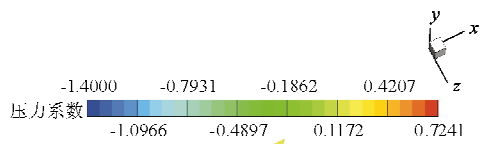
图5 升力系数随折叠角的变化

Fig. 5 Lift coefficient distribution changes with the folding angle

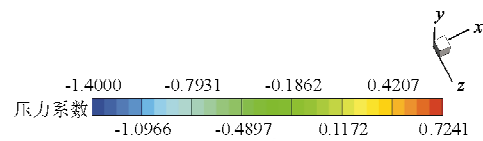
飞机迎角为 -2° 时,不同折叠角的飞机机翼上表面的压力分布如图6所示,上表面的低压区范围随机翼折叠角的增加而扩大。



(b) $\beta=60^\circ$



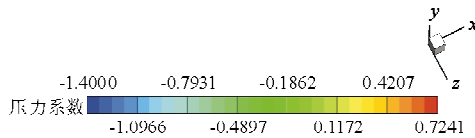
(c) $\beta=90^\circ$



(d) $\beta=150^\circ$

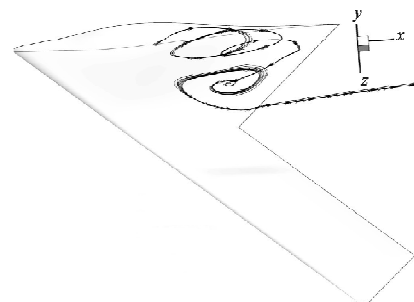
图6 压力分布随折叠角的变化

Fig. 6 Pressure distribution changed with the folding angle

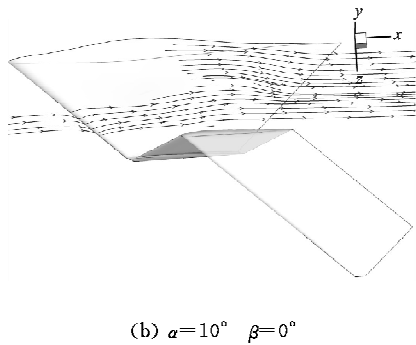


(a) $\beta=0^\circ$

飞机迎角为 10° 时,机翼折叠角分别为 90° 和 0° 的飞机上表面的流线图如图7所示。



(a) $\alpha=10^\circ \quad \beta=90^\circ$



(b) $\alpha=10^\circ \quad \beta=0^\circ$

图 7 不同折叠角的流线分布

Fig. 7 Streamlines distribution of different folding angle

从图 7 可以看出, 飞机机翼折叠角为 90° 的飞机上表面气流没有分离, 而机翼未折叠的飞机上表面气流已经分离, 即飞机机翼折叠延缓了飞机上表面的气流分离。产生上述现象的主要原因是, 一般的后掠飞翼布局的飞机, 气流具有展向流动, 机翼折叠后减缓了气流的展向流动^[6]。

飞机俯冲时飞机重力的一个分量等于飞机的升力, 如图 8 所示, 即有式(1)和式(2)成立。

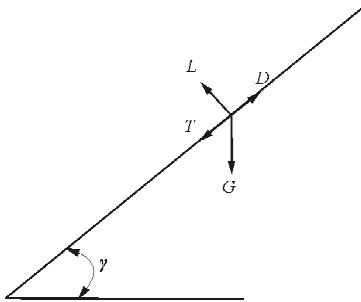


图 8 飞机俯冲时受力

Fig. 8 Force situation of aircraft dive

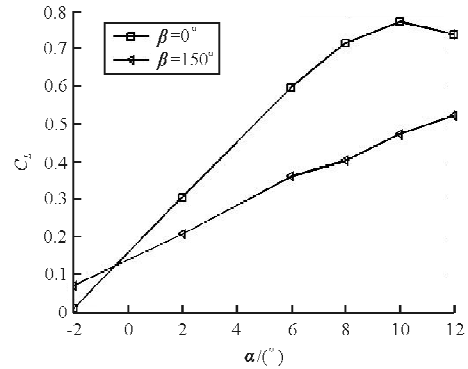
$$G \cos \gamma = \frac{1}{2} \rho v^2 s C_L \quad (1)$$

由此推出

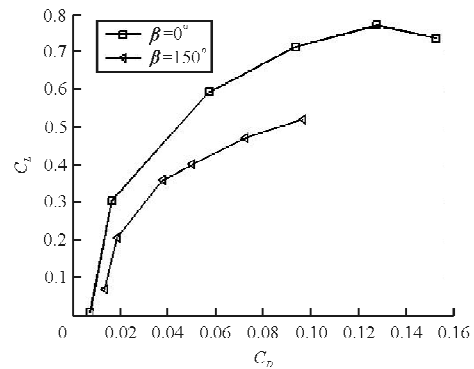
$$\gamma = \arccos \left(\frac{\rho v^2 s C_L}{2G} \right) \quad (2)$$

式中: G 、 γ 、 v 、 s 、 C_L 和 ρ 分别为飞机重力、俯冲角、飞机速度、机翼面积、升力系数和当地空气密度。

不同折叠角的升力系数曲线和极曲线如图 9 所示。



(a) 升力系数曲线



(b) 极曲线

图 9 不同折叠角的升力系数曲线和极曲线

Fig. 9 Lift coefficient and polar curves of different folding angle

当飞机对特定地面目标进行攻击时, 要求飞机俯冲时的机头对准攻击目标, 即飞机俯冲时以特定迎角飞行。从图 9 可以看出, 机翼折叠前飞机的升力系数大于比机翼折叠后。将升力系数带入公式(2), 得到升力系数越小俯冲角越大, 飞机机翼折叠有利于快速俯冲。

当飞机由俯冲到水平飞行时, 改出俯冲的高度损失

$$\Delta H = \frac{v_1^2}{2g} \left[\left(1 + \frac{1 - \cos \gamma_1}{n_z - 1} \right)^2 - 1 \right] \quad (3)$$

式中: v_1 、 γ_1 、 n_z 和 g 分别为改出俯冲时的速度、轨迹倾角、法向过载和重力加速度。

v_1 、 γ_1 与飞机改出俯冲时飞行状态有关, 法向过载是飞行员能够改变的参数之一, 改出俯冲需要尽量减少高度损失, 由图 9 可以看出 0° 折叠角下的升力系数大于其他折叠角的升力系数, 即法向过载越大。将法向过载带入式(3)可以得出法向过载越

大高度损失越小,即飞机改出俯冲时,飞机机翼展开有助于减少高度损失。

2.2 阻力特性

从图9(b)可以看出,机翼折叠后飞机的极曲线位于机翼未折叠的极曲线的右边,由此得出机翼未折叠时的零升阻力小于机翼折叠时的零升阻力。零升阻力因子与全机湿润面积有关,主要包括摩擦阻力和压差阻力,飞机机翼折叠与否对摩擦阻力大小几乎没有影响,但对于压差阻力产生影响,折叠后飞机外形变得复杂,压差阻力增加^[7],导致零升阻力增加。

飞机水平飞行公式为

$$\frac{1}{2}C_L\rho v^2 s = L = G \quad (4)$$

折叠翼飞机设计重量为18 t,将参数带入公式(4)计算得到飞机水平飞行所需的升力系数为0.25。从图9(a)可以看出,飞机折叠到150°时飞机对应的迎角为3.5°左右,而未折叠的状态下对应的迎角为1.3°左右。升阻比曲线如图10所示,飞机机翼未折叠时平飞迎角对应的升阻比大于飞机机翼折叠到150°时平飞迎角对应的升阻比,因此飞机机翼未折叠时有利于飞机巡航飞行。

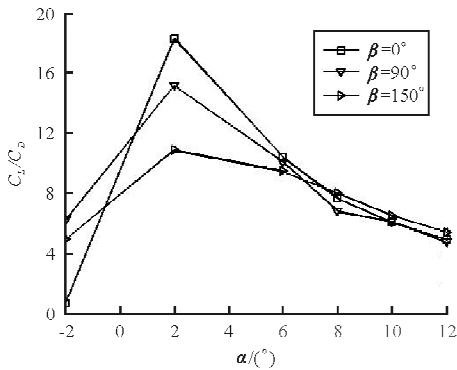


图10 升阻比曲线

Fig. 10 Lift to drag ratio distribution

3 折叠翼飞机的操纵性和稳定性分析

从飞机横向看,飞机机翼折叠后相当于增加了飞机的上反角和横向静稳定性。用传统的副翼操纵效能公式^[8](式(5))来衡量折叠前后飞机的滚转特性已经不适合折叠翼飞机,原因是飞机机翼折叠

后飞机纵向横向的转动惯量已经改变。因此,提出折叠翼飞机的副翼操纵响应的定义,副翼单位偏转角产生的滚转角加速度的大小,即副翼操纵响应(ξ)。

$$C_{l\delta_a} = -kC_{L\alpha}\eta_a \frac{S_a y_a}{Sb} \quad (5)$$

$$\xi = \frac{\frac{1}{2}c_x \rho l v^2 s}{I_x \delta_a} \quad (6)$$

式中: $C_{L\alpha}$ 、 k 、 η_a 、 S_a 、 y_a 、 S 、 b 分别为升力线斜率、升力线斜率的三元修正系数、副翼效率系数、带有副翼那部分机翼的面积、左右副翼平均几何弦距对称面的距离、机翼面积、机翼展长; c_x 、 δ_a 、 l 和 I_x 分别为副翼偏转后的滚转力矩系数、副翼的偏转角、力矩系数的参考值和飞机纵向转动惯量; ρ 、 v 和 s 分别为空气密度、飞行速度和机翼参考面积。

飞机副翼偏转角为15°时,飞机机翼折叠前 I_x 和 c_x 分别为544 698.2 kg·m²和0.066 9,飞机机翼折叠后 I_x 和 c_x 分别为237 676.7 kg·m²和0.035 4,其中副翼偏转产生的滚转力矩系数如图11所示。将副翼15°偏转的滚转系数值和转动惯量等数值带入式(6),算出折叠前后的副翼操纵响应分别为4.289/s²和5.205/s²,由此可以得出飞机的滚转操纵响应随飞机机翼折叠后变得更灵敏。飞机机翼折叠后副翼操纵力矩系数变小,但飞机机翼折叠后的纵向转动惯量小于飞机机翼折叠前。由转动惯量公式可知转动惯量是微分单元到纵轴的距离的二次函数,而副翼操纵力矩是操纵力微分单元到纵轴的距离的一次函数,这是产生以上数值计算结果的主要原因。

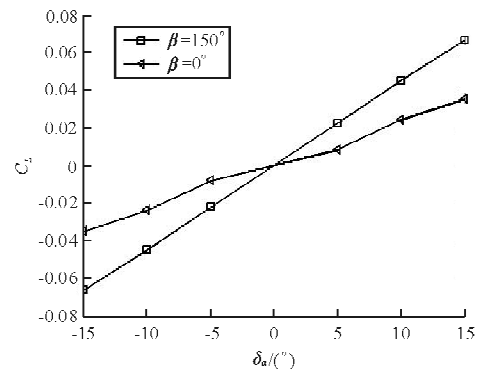


图11 滚转力矩系数分布

Fig. 11 Rolling moment coefficient distribution

从飞机纵向看,焦点位置随折叠角的变化如图

12所示,纵坐标是焦点到机头的距离。

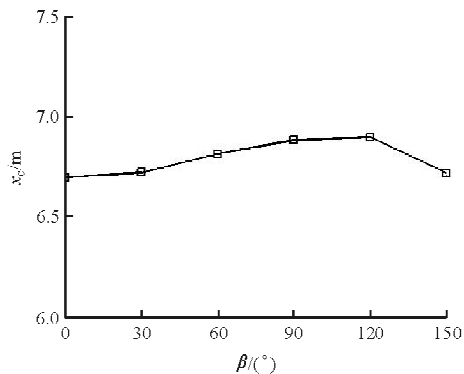


图12 焦点分布随折叠角的变化曲线

Fig. 12 Aerodynamic center distribution changed with the folding angle

从图12可以看出,焦点位置随折叠角的增加先向后移再向前移,即飞机的纵向静稳定性先增加后减少,而纵向操纵性相反。

4 结论

(1) 折叠翼飞机可以提升飞机俯冲及改出俯冲气动性能,飞机机翼折叠增加飞机的失速迎角。

(2) 飞机未折叠时有利于飞机巡航飞行;飞机机翼折叠可以改善飞机的横向操纵响应,改变飞机纵向静稳定性。

(3) 理论计算的结论还需实验验证,并查找相关的资料进行相似验证。

参考文献

[1] Wilson J R. Morphing UAVs change the shape of warfare

[J]. Aerospace America, 2004, 42(2): 28-29.

[2] Rodriguez A R. Morphing aircraft technology survey[C]. AIAA-2007-1258, 2007.

[3] Zhao Yonghui, Hu Haiyan. Parameterized aeroelastic modeling and flutter analysis for a folding wing[J]. Journal of Sound and Vibration, 2012, 331(2): 308-324.

[4] Haderlie J, Crossley W. A parametric approach to supercritical airfoil design optimization[C]. AIAA-2009-6950, 2009.

[5] Tomac Maximilian, Eller David. From geometry to CFD grids-an automated approach for conceptual design[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(8): 589-596

[6] Siouris S, Qin N. Study of the effects of wing sweep on the aerodynamic performance of a blended wing body aircraft [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2007, 221(1): 47-55.

[7] Van Es, Gerard W II, Rapid estimation of the zero-lift drag coefficient of transport aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(4): 597-599.

[8] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005; 263-264.

Fang Zhenping, Chen Wanchun, Zhang Shuguang. Aircraft flight dynamics [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005; 263-264. (in Chinese)

作者简介:

郭述臻(1987—),男,博士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计。

郑祥明(1979—),男,讲师。主要研究方向:飞行器总体设计。

尹崇(1985—),男,硕士。主要研究方向:飞行总体设计、飞行控制。

王鹏(1990—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计。

(编辑:赵毓梅)