

折叠翼间隙对其颤振特性影响的试验研究

雷博洪¹, 冉玉国¹, 李秋彦¹, 孔斌¹, 张召明²

(1. 成都飞机设计研究所, 成都 610091; 2. 南京航空航天大学, 南京 210016)

摘要: 折叠翼飞行器是一种可以在飞行中改变自身气动外形新型飞行器, 折叠翼的折叠机构不可避免地带有间隙, 间隙对折叠翼的固有振动特性和颤振特性会产生影响。通过设计合理的含间隙折叠翼颤振模型, 并通过低速风洞颤振试验研究其低速颤振特性, 测试间隙对折叠翼颤振特性的影响。试验结果表明: 外翼折叠角度越大颤振速度越高, 折叠翼无间隙工况下的颤振速度高于有间隙工况下的颤振速度, 有间隙工况颤振速度比无间隙时降低约4%。

关键词: 折叠机翼; 间隙; 颤振特性

中图分类号: V216.2⁺⁴

文献标志码: A

引言

随着科技进步, 各类飞行器已经广泛使用于多个领域。目前使用的各类飞行器中大多数为固定翼结构, 这类结构对飞行器的贮存、运输带来不便, 而折叠翼可以最大限度地减小所需空间^[1-3], 同时, 通过改变机翼外形能有效提高飞机的气动性能和经济性, 协调低速飞行与高速飞行的矛盾^[4-5]。

折叠翼在折叠过程中, 机翼所受的非定常气动力、惯性特性及刚度特性都随机翼的折叠而发生改变, 不同的折叠构型具有不同的颤振特性^[6]。折叠翼机翼分为内翼和外翼两部分, 内翼与机身结构连成一体, 外翼与内翼上下表面分离面处设置铰链^[7]。折叠翼的折叠机构复杂, 不可避免地存在系统间隙, 但间隙对机翼颤振特性的影响尚不清楚。另一方面折叠翼面变形后, 气动力的非定常效应显著^[8], 折叠机翼的气动特性复杂。目前, 国内外的学者分别在折叠机翼的机构设计^[1-6]和间隙的颤振影响方面做过不少研究^[9-10], 但结合折叠机翼和间隙两方面的研究很少, 也缺少相关试验的研究。

本文旨在通过设计合理的含间隙折叠翼颤振模型并开展风洞试验, 研究不同折叠角及间隙对折叠翼的颤

振特性的影响, 为飞机的颤振设计提供参考。

1 试验模型设计

1.1 折叠翼模型结构介绍

本次试验模型的设计有两个考虑: 首先保证模型的颤振易发生, 且不损坏; 其次, 在一定的经费限制下, 通过合理的制造和试验方案, 降低成本。

模型由内外梯形翼通过轴承机构连接, 外翼可旋转折叠, 设计不同的转轴控制外翼折叠角度、不同的限位器控制外翼间隙大小, 如图1所示。通过这些简单易行的结构设计, 可降低模型的制造难度, 进而降低项目经费。

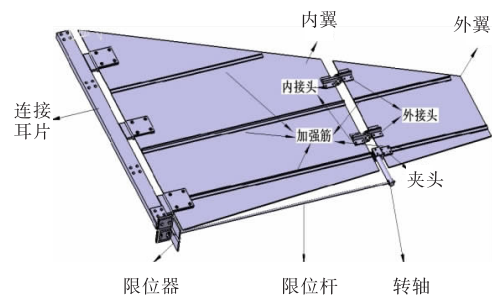


图1 折叠翼模型结构示意图

根据国标中的规定, 折叠翼的间隙不超过 0.25° , 这

么小的角度不易保持和测量,通过限位杆将外翼的旋转间隙放大为位移间隙。

1.2 数值分析

数值分析的目的在于,初步得到折叠机翼不含间隙情况下的颤振特性,为下一节合理的设计试验方案打好基础,数值模拟中得到的折叠翼振动频率和颤振速度可作为 GVT 试验和风洞试验的参考依据,也可以和最后的试验结果比较,验证数值模型的准确性。本文的数值分析使用有限元软件 Natsran 计算折叠机翼的振动和颤振特性。折叠机翼模型固有振动特性及颤振特性见表 1。

表 1 折叠机翼固有振动特性和颤振特性分析结果

名称	0/°	30/°	60/°
机翼一弯	2.69	2.79	2.98
外翼旋转	7.63	7.10	5.94
机翼一扭	12.09	11.69	10.02
颤振频率/Hz	11.9	11.5	10.3
颤振速度/(m/s)	56.4	59.5	65.4

2 试验方案设计与实施

根据试验风洞的速压带设计合理的颤振模型,使其颤振速度保持在风洞速压带中间偏上位置,即模型颤振速度在 50 ~ 70 m/s 之间,这既可以保证模型安全,使模型不在试验初始阶段就发生破坏,又可以使试验在尽可能低的风速下完成,达到经济高效的目的。

2.1 GVT 试验

GVT 试验用于检测模型是否达到设计目标,GVT 试验了折叠角度分别为 0°、30°、60°三种工况,其中折叠角度 30°的模型如图 2 所示,模型前三阶振型如图 3 所示,试验结果与计算结果比较见表 2。



图 2 外翼折叠 30 度工况模态试验



图 3 外翼折叠 30 模型前三阶振型

表 2 计算和模态试验结果比较

折叠角度	模态名称	计算频率/Hz	试验频率/Hz
0 度	机翼一弯	2.69	2.75
	外翼旋转	7.63	6.75
	机翼一扭	12.09	12.5
30 度	机翼一弯	2.79	2.29
	外翼旋转	7.10	6.64
	机翼一扭	11.69	11.01
60 度	机翼一弯	2.98	2.47
	外翼旋转	5.94	5.46
	机翼一扭	10.02	9.11

模态试验表明,模型各工况计算频率与试验频率相差不大,达到设计目标,可进行下一步试验。

2.2 颤振风洞试验

颤振风洞试验工况见表 3,表中所列为初步计划的试验状态,实际试验状态需根据试验现场情况调整。每一个外翼折叠角度,调整不同的间隙,组成不同的吹风状态。

表 3 风洞试验工况

初始风速/(m/s)	外翼折叠角度/°	外翼间隙角度/°	限位器间隙宽度/mm
50	0	0.00	0.00
		0.05	0.65
		0.10	1.29
		0.20	2.59
		0.50	6.47
55	30	0.00	0.00
		0.05	0.65
		0.10	1.29
		0.20	2.59
		0.50	6.47
60	60	0.00	0.00
		0.05	0.65
		0.10	1.29
		0.20	2.59
		0.50	6.47

外翼折叠角度的调整通过更换不同的转轴来实现,不同的转轴只是开孔位置不同,仅用于改变外翼折叠角度,转轴的材质和尺寸相同,保证试验的连续性和可对比性。颤振风洞试验时,首次试验初始风速 50 m/s,风速的最小步长取 0.5 m/s,直至模型吹至颤振亚临界或者临界为止,风洞试验如图 4 ~ 图 5 所示。模型根部粘贴应变片,在风洞试验过程中,监测模型振动信号,判断模型是否发生颤振。典型的监控信号如图 6 ~ 图 7 所示。模型的保护是通过外翼翼梢处连接保护钢丝绳索,吹风至亚临界时,收紧钢丝绳索,改变模型的动力特性,使其脱离颤振亚临界状态。

3 试验结果与分析

风洞试验中,当模型发生颤振时,翼面的响应迅速

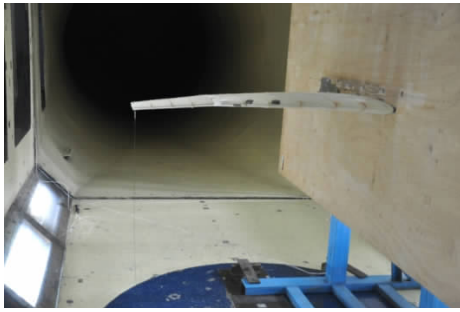


图 4 外翼折叠 0 度风洞试验示意图



图 5 外翼折叠 60 度风洞试验示意图

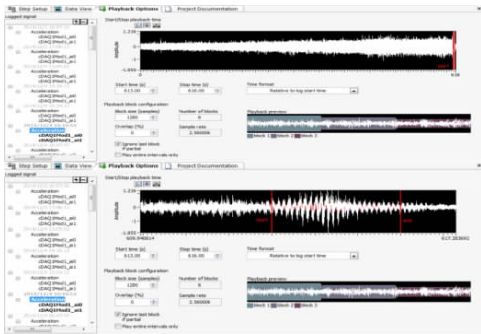


图 6 振动信号波形图

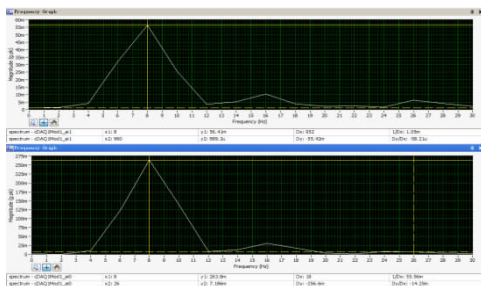


图 7 振动信号频谱图

增大,应变片的时域信号呈现发散趋势,振动信号在红线区域内逐步增大,参与颤振的主要模态分支逐渐靠近,最终变为单一颤振模态,模型频率出现稳定单峰状态,表明此时颤振发生。随后风洞关车,振动衰减。各工况模型试验结果如图 8 所示。

颤振风洞试验结果表明,随着外翼角度的增大,模

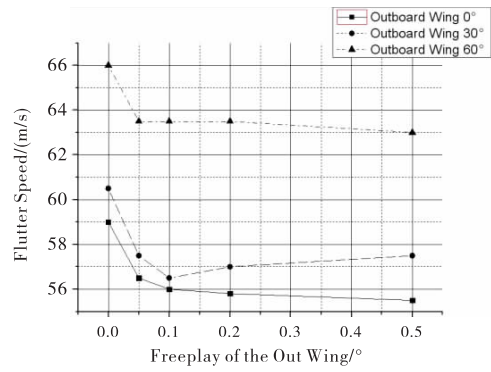


图 8 含间隙折叠翼颤振试验结果

型颤振速度升高,这是因为外翼角度增大,整个机翼的展弦比减小,因此颤振速度提高。

折叠机翼的间隙增大,颤振速度不一定降低,要结合机翼折叠角度分析,间隙和颤振速度之间不是简单的线性关系。

试验结果显示,无间隙情况下机翼的颤振速度高于有间隙情况下,随着间隙增大颤振速度迅速降低;折叠机翼的间隙,在国标要求间隙的 2 倍内,颤振速度维持在一定水平,变化很小;机翼有间隙时颤振速度比无间隙时降低约 4%。国标规定折叠翼间隙不大于 0.25°,小于 0.25°的间隙看作小间隙,大于 0.25°的作为大间隙,小间隙工况和大间隙工况下,颤振速度相差不大,相差不到 1%。

4 结论

本次试验通过设计含间隙折叠机翼低速颤振试验模型,国内首次通过风洞试验探索性地研究了含间隙折叠机翼的颤振特性,并得到以下几条结论:

- (1) 外翼折叠角度增大,颤振速度升高。
- (2) 折叠翼的间隙增大,颤振速度不一定降低,间隙和颤振速度之间不是简单的线性关系。
- (3) 无间隙情况下折叠翼的颤振速度高于有间隙情况,随着间隙增大,折叠翼的颤振速度迅速降低,然后在一定间隙范围内,维持在一定水平。
- (4) 折叠翼有间隙时颤振速度比无间隙时降低约 4%。
- (5) 小间隙工况和大间隙工况下,颤振速度相差不大,速度差距不到 1%,在折叠翼飞机设计制造过程中,不必为了刻意减小间隙,从而带来高昂的制造成本。

参考文献:

[1] 钟世宏,王占利.无人机折叠翼的相关设计与研究[J].无

- 人机,2012,92(1):45-46.
- [2] 钟世宏,孙巍,张崇耿.新型可折叠翼板展开机构的设计及动力学研究[J].航天制造技术,2013,10(5):17-20.
- [3] 吴俊全,孙海文,张晓旻.折叠翼展开试验与动力学仿真研究[J].弹箭与制导学报,2012,32(3):164-166.
- [4] 包晓翔,张云飞,杨晓树.新型折叠翼机构设计[J].北京航空航天大学学报,2014,40(8):1127-1133.
- [5] 董文俊,孙秦.折叠翼变体飞机的传动机构设计和驱动方式优化分析[J].航空工程进展,2011,2(1):84-88.
- [6] 李毅,杨智春.折叠翼飞行器机翼折叠过程的颤振仿真分析[J].系统仿真学报,2009,21(22):7069-7072.
- [7] 郭小良,裴锦华,杨忠清,等.无人机折叠机翼展开运动特性研究[J].南京航空航天大学学报,2006,38(4):438-441.
- [8] 袁明川,史志伟,程克明.折叠翼变体飞行器非定常气动特性实验研究[J].试验流体力学,2013,27(6):14-18.
- [9] TANG D M, DOWELL E H. Experimental aeroelastic response for a freeplay control surface in buffeting flow[J]. AIAA Journal, 2013, 51(12):2852-2861.
- [10] LI Y, YANG Z C. Uncertainty quantification in flutter analysis for an airfoil with perloaded free play[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(4):1454-1457.

Experimental Study of the Flutter Characteristics for Folding Wing with Rotating Freeplay

LEI Boqi¹, RAN Yuguo¹, LI Qiuyan¹, KONG Bin¹, ZHANG Zhaoming²

(1. Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu 610091, China; 2. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The folding wing aircraft is a new type vehicle which can change its aerodynamic shape in flight. The appearance of freeplay is not be avoid in its folding structure. The reasonable flutter folding wing model with rotating freeplay is designed, whose low-speed flutter characteristics will be tested on low-speed wind tunnel, and the effect of the rotating freeplay on the flutter characteristics of folding wing is obtained. The experimental results show that the larger folding angle of outboard wing provides higher flutter speed, and the flutter speed in the case with rotating freeplay is lower than that of the case without rotating freeplay, the flutter speed in the case with rotating freeplay is lower about 4% than that of the case without rotating freeplay.

Key words: folding wing; rotating freeplay; flutter characteristics