# 副翼偏转角对大展弦比机翼颤振特性的影响研究

胡志勇\*,党云卿,陈海

中航工业第一飞机设计研究院,陕西西安710089

**摘 要**:以某飞机大展弦比机翼颤振风洞试验模型为例,对副翼偏转角变化导致的颤振问题进行了研究,给出了考虑舵面 偏转效应的颤振分析方法,并通过试验加以验证。这些分析结论以及试验结果表明,副翼偏转角的变化在一定程度上会对 大展弦比机翼的颤振特性产生重要影响,应当在飞机设计过程中予以考虑。

关键词:副翼偏转角;颤振;大展弦比机翼

# 中图分类号: V215.3 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2016) 09-0012-05

在某大展弦比机翼的低速风洞颤振试验过程中,出现 了明显的舵面偏转现象,尤其在临近颤振点位置,舵面偏转 幅度达到了极值。而传统的颤振模型设计以及计算分析均 不考虑舵面偏转带来的影响,以致长久以来,鲜有文献提及 这方面内容<sup>[1,2]</sup>。但是,舵面偏转是飞行器高速飞行过程中 不可回避的动作<sup>[3]</sup>。因此,有必要研究舵面偏转对飞行器颤 振特性的影响,以确保飞行器的飞行安全。

以某飞机大展弦比机翼颤振风洞试验模型为例,给出 了考虑副翼偏转角参数的颤振分析方法和计算结果,并通过 风洞试验加以验证。

# 1 计算模型

以某飞机大展弦比机翼颤振风洞试验模型作为基本 翼,在此基础上通过改变副翼的偏转角度来分析舵面偏转对 机翼颤振特性的影响规律。图1为某飞机机翼有限元分析 模型,图2为机翼翼面气动分区。

## 2分析流程

考虑舵面偏转影响的颤振分析是建立在产生舵面偏转 变形的结构上的,因此,需要在新的变形位置求解结构的振 动模态,然后修正气动力计算模型,使其与舵面偏转变形带 来的气动力变化匹配,最后使用考虑舵面偏转变形后的结



图 1 大展弦比机翼有限元分析模型 Fig.1 Finite element model of the high-aspect -ratio wing



图 2 机翼模型翼面气动分区 Fig.2 Aerodynamic grids of the wing model

构动力分析模型和气动力计算模型进行颤振特性分析。主要的分析流程如图 3 所示。

对于后缘舵面而言,随着舵面偏转角的增大,舵面上下表面的气动压力会产生明显变化,但是这种变化的速度明显滞后于舵面偏转角的变化,从而导致舵面偏转至同一位置时,压力

收稿日期:2016-05-11; 退修日期:2016-07-13; 录用日期:2016-07-21 \* 通讯作者 . Tel.: 029-86832313 E-mail: hzy780221@sina.com

引用格式: HU Zhiyong, DANG Yunqing, CHEN Hai. Influence of aileron deflection on the flutter of high-aspect-ratio wings [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (09): 12–16. 胡志勇,党云卿,陈海. 副翼偏转角对大展弦比机翼颤振特性 的影响研究 [J]. 航空科学技术, 2016, 27 (09): 12–16.



图 3 考虑舵面偏转影响的颤振分析流程

Fig.3 Flow chart of the flutter solution algorithm considering the effects of aileron deflection

分布系数并不相同。另外,由于舵面的偏转,翼面与舵面之间 翼型的不连续性会加剧,导致翼面与舵面之间的缝隙增加,翼 型下表面的高压气流会沿缝隙流向上表面,造成上下表面的压 力差降低<sup>(4)</sup>。现有的数值仿真计算很难准确模拟这种流场的 变化。为此,需要对舵面偏转过程中的有效气动面进行估算。

经过多轮次的计算分析与试验,并结合理论分析结果 与试验结论,得出了适合工程应用的舵面有效气动面估算方 法。即取舵面偏转角的余弦值的平方作为舵面气动平面弦 向有效长度的估算系数,舵面气动平面展向有效长度保持不 变,如图4所示。



图 4 舵面气动面弦向有效长度估算

Fig.4 The estimate of usable chordwise length of aerodynamic grids of the aileron model

# 3 **计算分析**

给定舵面偏转角度 α,依据前文提到的考虑舵面偏转影响 的颤振分析流程,依次建立考虑舵面偏转角的结构动力分析模 型和考虑舵面偏转角的翼面气动分区,如图 5 所示 (图中副翼 部分的气动分区只给出了有效气动面),并进行振动模态分析 和颤振分析。对应的振动模态频率计算结果如表 1 所示,颤振 特性计算结果如表 2 所示,对应的颤振计算结果 V<sub>g</sub>-V<sub>f</sub>曲线如 图 6 所示。图 6 中的 20 条曲线分别表示机翼模型的前 20 阶 固有模态,其中,第 1 阶为机翼一弯模态,第 4 阶为外发侧平模 态,第 10 阶为机翼三弯模态,第 11 阶为机翼扭转模态,第 13 阶为外翼扭转模态,第 16 阶为副翼旋转模态。

从振动计算结果可以看出,主要模态的频率值变化不

大。从颤振计算结果可以看出,随着舵面偏转角度的增大, 以机翼一扭模态为主的弯扭耦合颤振的临界颤振速度有逐 步降低的趋势,临界颤振频率有逐步增大的趋势,特别是当 副翼偏角超过 20°以后,颤振模态增加了一支以高阶副翼旋 转模态为主的弯扭耦合颤振,并且其临界颤振速度明显低于 以机翼一扭模态为主的弯扭耦合颤振,这与不考虑副翼偏转 角影响的颤振分析结果明显不同,会直接危及飞行安全。因 此,在对大展弦比飞机进行气动弹性分析时有必要研究舵面 偏转带来的影响,以确保飞行器的飞行安全。



### 图 5 考虑副翼偏转角的翼面气动分区

Fig.5 Aerodynamic grids of the wing model considering the aileron deflection

Table 1 Main mode frequencies of the wing model with different aileron deflection

模态名称 -	模态频率 /Hz					
	<i>α</i> =0°	α=10°	α=20°	α=30°	α=40°	
机翼一弯	1.93	1.926	1.918	1.912	1.905	
面内一弯	5.60	5.61	5.58	5.60	5.59	
机翼二弯	6.30	6.26	6.25	6.24	6.23	
机翼一扭	12.41	12.48	12.53	12.61	12.69	
机翼三弯	13.71	13.68	13.65	13.63	13.59	
副翼偏转	17.98	18.01	18.03	18.04	18.06	

### 表 2 不同副翼偏转角下,模型的颤振特性

Table 2 Flutter characteristics of the wing model with different aileron deflection

副翼偏转 角 α/ (°)	颤振速度 / (m/s)	频率 /Hz	颤振机理
0	49.262	10.268	机翼一扭为主的弯扭耦合颤振
10	49.197	10.282	机翼一扭为主的弯扭耦合颤振
20	48.956	10.324	机翼一扭为主的弯扭耦合颤振
25	48.724	10.354	机翼一扭为主的弯扭耦合颤振
	45.047	28.979	高阶副翼旋转为主的弯扭耦合颤振
30	48.359	10.394	机翼一扭为主的弯扭耦合颤振
	41.011	29.137	高阶副翼旋转为主的弯扭耦合颤振
35	47.799	10.446	机翼一扭为主的弯扭耦合颤振
	39.005	29.188	高阶副翼旋转为主的弯扭耦合颤振
40	47.046	10.492	机翼一扭为主的弯扭耦合颤振
	40.618	29.021	高阶副翼旋转为主的弯扭耦合颤振
45	46.009	10.533	机翼一扭为主的弯扭耦合颤振
	46.937	21.121	高阶副翼旋转为主的弯扭耦合颤振







F(Hz









(d) 副翼偏角α=40°状态

图 6 模型颤振计算结果 V<sub>g</sub>-V<sub>f</sub> 曲线 Fig.6 The  $V_g$ - $V_f$  curve of the flutter calculating results of the wing model

# 4 试验研究

为了便于进行考虑副翼偏转角的试验,将试验模型的副 翼操纵系统设计成图7形式,同时设计一系列刚度相同、长度 不同的拉压弹簧,通过更换弹簧来调整副翼的偏转角度。



图 7 副翼操纵机构结构设计示意图 Fig.7 The design sketch of operating mechanism of the aileron model

吹风前,需要依据颤振计算结果,对副翼的预先偏转角 度进行估算,并将副翼预偏到该角度站位上,如图8所示。 在具体的试验过程中,预先估算的偏转角度需要进行多次修 正。图9给出了临近颤振点时副翼的偏转情况,其偏转角度 通过三维激光测位仪来测量。



图 8 吹风前,副翼预先偏转一定角度 Fig.8 Initial aileron deflection before the wind tunnel test



图 9 临近颤振点时,副翼偏转情况 Fig.9 Aileron deflection in the vicinity of flutter

具体试验结果如表3所示。从表3中的数据可以看 出,随着副翼偏转角度的增大,机翼的临界颤振速度有逐步 减小的趋势,当副翼偏转角α=25°时,吹出了以高阶副翼旋 转模态为主的弯扭耦合颤振,其临界颤振速度和频率与理论 计算结果基本一致,充分验证了理论计算结果与试验结果的 一致性。

表 3 变副翼偏转角,风洞试验结果

Table 3 The wind tunnel testing data with different aileron deflection

副翼偏 转角 α/(°)	颤振 速度 / (m/s)	颤振 频率 /Hz	颤振机理
0	51.2	10.2	机翼一扭为主的弯扭耦合颤振
10	49.8	10.0	机翼一扭为主的弯扭耦合颤振
15	48.6	9.96	机翼一扭为主的弯扭耦合颤振
25	46.8	28.31	高阶副翼旋转为主的弯扭耦合颤振

# 5 结束语

以某飞机大展弦比机翼颤振风洞试验模型为例,基于 考虑舵面偏转角的颤振分析方法,研究了副翼偏转角变化对 机翼颤振特性的影响规律,并通过试验加以验证,可以得到 以下结论:

(1)提出了考虑舵面偏转角影响的颤振分析方法,并给 出了舵面有效气动面的估算方法。

(2)随着副翼偏转角度的增大,机翼临界颤振速度有明显降低趋势,当偏转角度大到一定程度时,机翼的颤振机理 会发生显著变化。

(3) 对大展弦比飞机进行气动弹性分析时有必要研究 舵面偏转角的影响,以确保飞机的飞行安全。

# 参考文献

[1] 管德.飞机气动弹性力学手册[M].北京:航空工业出版社, 1994.

GUAN De. Aeroelasticity manual [M]. Beijing: Aeronautical Industry Press, 1994. (in Chinese)

[2] 柏楠,张辉,庞连俊,等.在低速风洞中研究舵面偏转对颤振特 性的影响[C]//第十四届全国气动弹性交流会论文集,2015: 154-154.

BAI Nan, ZHANG Hui, PANG Lianjun, et al. Study on the flutter characteristics which effected by rudder reflection in low speed wind tunnel[C]// The Paper Collection of 14th National Academic Conference on Aeroelasticity, 2015: 154-154. (in Chinese)

[3] 中国民用航空总局. CCAR-25-R3,中国民用航空规章(第25部)运输类飞机适航标准[S].北京:中国民用航空总局,2001.
 CAAC. CCAR-25-R3, Civil aviation regulations of China (25th)

transport category aircraft airworthiness criteria[S].Beijing: 作者简介 General Administration of Civil Aviation of China, 2001. (in 胡志勇 ( Chinese). 飞机设计

[4] 贾忠湖,董海波,柳文林,等. 翼型舵面偏转非定常流动数值模 拟[J]. 航空计算技术, 2014, 44 (3): 58-62.
JIA Zhonghu, DONG Haibo, LIU Wenlin, et al. Numerical simulation of unsteady flow of an airfoil with rudder reflection [J]. Aeronautical Computing Technique, 2014, 44 (3): 58-62. (in Chinese) 胡志勇(1978-) 男,硕士,高级工程师。主要研究方向: 飞机设计研究。

Tel: 029-86832313

E-mail: hzy780221@sina.com

党云卿(1984-) 女,硕士,工程师。主要研究方向:飞机 设计研究。

陈海(1982-) 男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机设 计研究。

# Influence of Aileron Deflection on the Flutter of High-aspect-ratio Wings

HU Zhiyong<sup>\*</sup>, DANG Yunqing, CHEN Hai AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

**Abstract:** This paper gave a study on the question of the flutter of the high-aspect-ratio wings which were affected by

aileron deflection by using a flutter model, and presented the flutter solving algorithm which accounts for the effects of rudder deflection, and performed an experimental verification as well. These analysis results and testing data indicated that the change of aileron deflection is very important for the flutter characteristics of high-aspect-ratio wings and should be considered in the aircraft design progress.

Key Words: aileron deflection; flutter; high-aspect-ratio wings