来流迎角对T尾颤振影响试验研究

张 伟*

中国特种飞行器研究所,湖北 荆门 448035

摘 要: 「型尾翼在结构和气动布局方面比较特殊,这种结构布局通常使得垂尾的弯曲频率和扭转频率非常接近,从而导致 颤振速度过低使得颤振特性恶化。目前,颤振数值计算通常采用MSC.NASTRAN和ZAERO商用软件,但这些软件未考虑由于气动 耦合等因素所带来的附加非定常气动力,本文以某型水陆两栖飞机「型尾翼为例,以模型风洞试验方式研究了其颤振特性和 来流迎角对颤振的影响,试验得出不同来流迎角对「尾颤振速度影响的趋势曲线,为理论设计、数值分析和适航审查提供借 鉴和指导。

关键词: 「尾, 颤振, 来流迎角, 风洞试验, 模型

中图分类号: V216.2+4 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2016) 03-0064-05

T型尾翼在结构和气动布局方面比较特殊,水平尾翼安 置在垂尾的顶部,这种布局能够有效地避开机翼尾流,其气 动效率相对常规尾翼较高。在结构功能方面有利于在机身尾 部设置大开口,方便货物的装卸等,如俄罗斯图-154伊尔-76、 英国的"三叉戟"(Trident)3B客机、美国的C-17军用运输机、 中国某大型运输机等都采用这种布局。国内某大型灭火/水 上救援水陆两栖飞机也采用T尾布局,除具备结构和气动效 率的优点外,可以有效地减少水面起降时的波浪喷溅和海水 对尾翼结构的腐蚀。

T型尾翼结构和气动布局方面的特殊性,也使得其颤振 特性不同于常规布局。结构方面,水平尾翼安置在垂尾的顶 部,增加了垂尾在扭转方向上的转动惯量,通常使得垂尾的 扭转频率和弯曲频率接近,从而导致颤振速度过低。气动方 面,垂尾和平尾之间存在气动干扰,尾翼的横向与侧向运动 的气动耦合严重,也是导致颤振速度降低的因素^[1-3]。

目前,对于普通构型的飞机进行气动弹性工程分析通 常采用MSC.NASTRAN和ZAERO商用软件,但这些软件无 法计算T型尾翼由于气动耦合等所带来的附加非定常气动 力,且没有考虑平尾面内位移所带来的不可忽略的非定常气 动力。本文针对T型尾翼颤振的复杂特性,以某型水陆两栖 飞机为例,以试验方式研究了其颤振特性和来流迎角对颤振 的影响,为理论设计,数值分析和适航审查提供了指导。

1 试验模型

低速颤振模型采用动力学相似原理,根据风洞试验段截 面尺寸和风速范围选取合适的长度、速度比例尺,如表1所示。 模型采用经典的金属梁+木质维形框条+棉纸+铅块配重结构 方式,同时满足气动外形、刚度分布和质量特性分布相似^[4-5]。

	Table T	would scale	
名称		状态描述	
长度比		k _L =1/8	
速度比		$k_{\nu} = 1/8$	
密度比		$k_{\rho}=1$	

模型垂平尾安定面和舵面刚度采用7075铝合金梁模拟,为 "十"字型变截面梁。安定面梁上安装刚度足够大的过渡梁向后支 持舵面,接头内嵌关节轴承使舵面可灵活绕转轴转动,舵面摇臂 安装有拉伸弹簧来模拟操纵刚度。刚度模拟零部件如图1所示。



Fig.1 Parts of stiffness simulation

收稿日期: 2015-11-06; 退修日期: 2015-12-28; 录用日期: 2016-02-03 *通讯作者. Tel.: 0724-2328455 E-mail: 249297177@qq.com

引用格式: ZHANG Wei. Experimental study of influence of attack angle on T-tail flutter [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016,27(03):64-68.张伟. 来流迎角对T尾颤振影响试验研究[J]. 航空科学技术, 2016,27(03):64-68.

维形木质肋段按翼面结构分段,肋外形以翼面实际外 形按确定的长度比例尺进行缩比。为防止维形结构产生附加 刚度,每段中间加强肋与金属梁环氧树脂单点胶结,同时肋 段之间保留5mm间隙,保证能够相互自由运动。每段的加强 肋安装铅块,以满足质量、重心和转动惯量的模拟要求。

背鳍部分由于与垂尾并非刚性连接,在此不考虑背鳍 的刚度、质量特性,模型中仅起整流作用。

试验以来流迎角0°为基准状态,迎角变化范围为-6°~6°,如表2所示。

	表2 试验状态 Table 2 Test status
状态序号	状态描述
1	基准状态,来流迎角0°
2	来流迎角-6°
3	来流迎角-4°
4	来流迎角-2°
5	来流迎角2°
6	来流迎角4°
7	来流迎角6°

2 模型安装

风洞试验在FD-09低速风洞进行,该风洞属于闭口回流 式风洞,试验段横截面尺寸3m×3m,呈四角圆化正方形,试 验段优质流场品质的风速范围为10~100m/s。

风洞试验时,垂尾大梁根部安装在刚性支架上,模型与 刚架之间安装有反射板以防止底部乱流影响试验,刚架通过 16个M12mm钢质螺栓与风洞地板连接。刚架设计有角度调 节机构,试验时根据试验状态对对应的来流迎角进行调节。 模型风洞安装图如图2所示。



图2 模型风洞安装图 Fig.2 Model in wind tunnel

3 测量系统

为测量到高质量模型振动响应信号,在模型振动敏感 部位安装应变片或加速度计。模型垂尾、左右平尾梁根部振 动时应变值相对高,在该处粘贴可测量梁弯曲和扭转变形的 应变片,如图3所示;方向舵、升降舵靠近后缘处和平尾翼尖 安装加速度计以测量振动信号。应变片和加速度计经仪器放 大、滤波后与信号采集系统相连,测试框图如图4所示。

数据采集系统采用的是美国国家仪器公司(National Instrument,NI)的并行数据采集模块PXI-4472,最高采样率为102.4k/s,试验时采样率设置为1k/s,系统测量误差不大于0.5mV。



图3 应变片粘贴位置 Fig.3 Location of strain gage



Fig.4 Measurement system diagram

4 模型保护

试验过程中,模型一旦发生颤振很容易损坏,而且威胁 到风洞试验设施的安全,因此,试验中采取一些必要保护措施:

(1)在垂尾靠近翼尖处安装有防护绳,防护绳末端使用 "三角宝塔"式编结,可以同时约束垂尾弯曲和扭转运动,当 试验时目测到响应幅值太大,参试人员立刻拉紧防护绳并紧 急停车。 (2) 计算机信号采集系统中预设某通道(如垂尾扭转通道)电压阀值,当信号连续N个波形的幅值超过该阀值后,计算机发出停车命令到风机控制系统使其停车。

5 **数据处理**

为防止颤振时振幅发散造成模型损坏,试验采用亚临 界预测法,利用气流对模型的激励获得亚临界响应后外推临 界速度^[6-8]。本文根据接近颤振临界点阻尼逐渐减小原理采 用阻尼外推法。阻尼识别采用基于Fourier级数的移动矩形窗 法(FSMB)对响应时域信号进行阻尼识别^[9]。

设响应衰减函数为:

$$\kappa(t) = A e^{-\xi \omega_n t} \sin(\omega_d t + \phi)$$
(3)

式中:A为响应的幅值, ω_n 为系统固有频率, $\omega_a = \omega_n \sqrt{1-\xi^2}$, ξ 为等效阻尼比, σ 为初始相位。

令式(3)表示的响应在 t_k 时刻的瞬时幅值Fourier级数为:

$$\begin{cases} A_1(t_k) = \frac{\omega_d}{\pi N_c} \int_{t_k}^{t_k + \frac{2\pi N_c}{\omega_d}} x(t) \cos(\omega_d t) dt \\ B_1(t_k) = \frac{\omega_d}{\pi N_c} \int_{t_k}^{t_k + \frac{2\pi N_c}{\omega_d}} x(t) \sin(\omega_d t) dt \end{cases}$$
(4)

则tk时刻的瞬时响应幅值为:

$$a(t_k) = \sqrt{A_1(t_k)^2 + B_1(t_k)^2}$$
(5)

连接各时刻的瞬时响应幅值得到信号的包络线,运用 最小二乘法对包络线求对数后线性拟合,拟合后的直线斜率 即为系统阻尼。

阻尼外推法是对各风速及对应的阻尼拟合二次或线性 表达式,根据表达式求解出阻尼为0的点的风速即为颤振临 界风速。图5给出了基准状态风速-阻尼二次曲线拟合,各试 验状态外推得到的颤振临界速度如表3所示。



Table 3	Results of flutter test
状态序号	颤振速度(m/s)
1	26.28
2	32.56
3	30.05
4	28.30
5	24.70
6	23.65
7	22.85

表3 试验结果

为验证阻尼外推法的有效性,在所有状态试验完成后, 对状态1直接吹风到颤振点方式重新吹风测试,目测到响应 幅值或采集信号明显发散时立刻紧急停车并拉紧防护绳。图 6、图7为风速26.5m/s时垂尾扭转应变时域信号和频谱图,*U* 为电压(单位mV)。从图中可以看出,扭转应变信号在35s时







开始发散,幅值逐渐增大,到63s时达到最大值1098mV。扭转 应变信号在近30s内仅放大了约8倍,因此,该模型颤振属于 缓和性,验证了模型数值分析结果,同时该风速与试验外推 颤振速度26.28m/s相差仅0.22m/s,表明所采用的阻尼外推法 是有效的。

6 试验结果分析

通过分析风洞试验结果,T尾颤振速度随着来流迎角的 变化曲线如图8所示。根据变化曲线可知,随着T尾迎角的逐 步增大,颤振速度逐步下降。

在一般的机翼颤振分析中,机身刚度相对较大,机翼沿 展向和弦向位移变化引起的非定常气动力一般忽略不计。但 对于T尾这种特殊结构形式,垂尾的弯曲和扭转运动会引起 平尾沿其展向和弦向较大的位移,进而使平尾和垂尾之间的 气动干扰发生变化,所以由此产生的非定常气动力不可忽略。

随着迎角的增大,作用在平尾的定常气动力随着增大, 并且垂尾发生弯曲和扭转时,左右平尾在垂向和航向出现反 对称位移,使左右平尾不同上反角时并在平尾上产生不对称 侧向力,这种侧向力对垂尾产生弯曲力矩,加大垂尾的弯曲, 从而影响垂尾的弯曲和扭转的耦合。

根据试验结果分析和对照模型GVT试验结果,迎角变 化后颤振形态仍是垂尾一阶弯曲和一阶扭转的耦合。



7 结论

通过模型风洞试验研究了该T型尾翼不同来流迎角的 颤振特,分析了来流迎角对颤振的影响,主要结论为:

(1)T型尾翼颤振速度随来流迎角改变发生变化,来流 迎角由负变正逐步增加过程中,颤振速度逐步下降,应在设 计和飞行中考虑飞行姿态对颤振的影响。

(2)对于该型飞机的T型尾翼,来流迎角每增加1°,颤振 速度降低约2.86%。

(3)来流迎角变化后,颤振形态未发生改变,仍为垂尾一阶弯曲和一阶扭转耦合。

(4)经对状态1直接吹风出现颤振现象表明,试验采用的 亚临界法及阻尼外推法是合理、有效的。 **(AST**)

参考文献

 陈桂彬,皱从青,杨超.气动弹性设计基础[M].北京:北京航空航 天大学出版社, 2004:106-108.

CHEN Guibin, ZHOU Congqing, YANG Chao. Elements of aeroelastic dynamics [M]. Beijing: Beihang University Press, 2004:106-108. (in Chinese)

[2] 赵永辉.气动弹性力学与控制[M].北京:科学出版社, 2007:278-289.

ZHAO Yonghui. Aeroelastic dynamics and control[M]. Beijing: Science Press, 2007:278-289. (in Chinese)

[3] 吕斌,吴志刚,杨超. T型尾翼颤振特性分析方法[J].工程力 学,2008,25(2):230-234.

LV Bin,WU Zhigang, YANG Chao. Analysis of T-tail Flutter[J]. Engineering Mechanics,2008,25(2):230-234. (in Chinese)

[4] 管德.飞机气动弹性力学手册[M]. 北京:航空工业出版社, 1993:218-231.

GUAN De. Aircraft aeroelastic dynamic handbook[J]. Beijing: Aviation Industry Press, 1993:218-231. (in Chinese)

- [5] 刘成玉,王利京.T尾低速颤振模型设计[C]//第九届(2005年)全国 空气弹性学术交流会.成都, 2005:298-330.
 LIU Chengyu,WANG Lijing.Low speed flutter model design of T-tail[C]//The Ninth National Conference on Aeroelasticity. Chengdu, 2005:298-330. (in Chinese)
- [6] 郭洪涛,路波,余立,等. 某战斗机高速全模颤振风洞试验研究[J]. 航空学报,2012, 33(10):1765-1770.
 GUO Hongtao,LU Bo,YU Li, et al. Investigation on full-model flutter of a certain fighter plane in high-speed wind tunnel test[J].
 Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2012, 33(10):1765-1770. (in Chinese)
- [7] 郭洪涛,路波,杨兴华.颤振试验数据处理方法研究[C]//第九届 (2005年)全国空气弹性学术交流会.成都,2005:321-326.
 GUO Hongtao,LU Bo,YANG Xinghua. Research on data processing method of flutter test[C]// The Ninth National Conference on

aeroelasticity.Chengdu, 2005:321-326. (in Chinese)

[8] 张伟伟,钟华寿,肖华,等.颤振飞行试验的边界预测方法回顾与展望[J].航空学报,2015, 36(5):1367-1384.
ZHANG Weiwei,ZHONG Huashou,XIAO Hua, et al. Review and prospect of flutter boundary prediction methods for flight flutter testing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2015, 36(5): 1367-1384. (in Chinese)

 [9] 杨卫东,马杰,张呈林.带粘弹减摆器旋翼系统气弹稳定性试验 与阻尼识别[J].振动工程学报,2007, 20(1):101-106.
 YANG Weidong,MA Jie,ZHANG Chenglin. Model experiment and damping identification for aeroelastic stability of helicopter rotor with elastomeric lag damper[J]. Journal of Vibration Engineering,2007, 20(1):101-106. (in Chinese)

作者简介

张伟(1984—) 男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机气动 弹性力学。 Tel:0724-2328455 E-mail:249297177@qq.com

Experimental Study of Influence of Attack Angle on T-tail Flutter

ZHANG Wei*

China Special Vehicle Research Institute, Jingmen 448035, China

Abstract: Due to special structure and aerodynamic configuration of a T-tail, the Vertical tail's bending frequency close to its torsional frequency, which may result in lower flutter critical speed. MSC.NASTRAN and ZAERO are usually used in the numerical calculation of flutter, but these software not include the additional unsteady aerodynamic force caused by the aerodynamic coupling in flutter analysis. In this paper, took a certain type of amphibious aircraft T-tail as an example, studied on the effect of the attack angle on the flutter speed with low speed wind tunnel test, in order to obtained the relationship between flutter velocity and the change of attack angle, which provide reference and guidance to theory design, numerical analysis and airworthiness examination.

Key Words: T-tail; flutter; attack angle; wind tunnel test; model