

文章编号: 1672-9897(2006)03-0029-05

边条翼布局双垂尾抖振表面脉动压力风洞实验研究

李劲杰¹, 杨青¹, 杨永年¹, 牟让科², 齐丕骞², 张积亭²

(1. 西北工业大学翼型、叶栅空气动力学国防科技重点实验室, 陕西 西安 710072; 2. 中国飞机强度研究所, 陕西 西安 710065)

摘要: 对边条翼布局双垂尾发生抖振时的表面脉动压力进行了风洞实验研究。实验在西北工业大学 NF-3 风洞进行。实验迎角范围: $10^\circ \sim 40^\circ$, 风速: 50m/s 。实验测量了垂尾内外侧表面各 9 处的脉动压力, 并将脉动压力沿表面积分近似得到垂尾的根部弯矩响应。实验同时测量了垂尾根部应变、翼尖前缘及后缘的加速度响应。实验结果表明, 通过不同测量方法得出的垂尾抖振响应规律一致, 得到的垂尾抖振起始迎角相同, 这表明垂尾的抖振响应是由边条涡破裂流作用在垂尾表面的脉动载荷引起的; 随迎角增大, 边条涡破裂流的能量不断增加, 且越来越集中于低频范围, 但当迎角过大时, 边条涡的破裂点远离垂尾, 破裂涡的能量耗散很大, 从而作用在垂尾表面的脉动载荷减弱。

关键词: 双垂尾; 抖振; 边条涡; 起始迎角; 根部弯矩

中图分类号: V211.4 **文献标识码:** A

Wind-tunnel unsteady pressure measurements of twin-vertical tail during buffet of strake-wing configuration

LI Jin-jie¹, YANG Qing¹, YANG Yong-nian¹, MOU Rang-ke², QI Pi-qian², ZHANG Ji-ting²

(1. National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: An intensive wind-tunnel investigation of twin-vertical tail buffeting of strake-wing configuration was conducted in the NF-3 wind tunnel at Northwestern Polytechnical University. The test angles-of-attack were about 10° to 40° , and test wind speed was 50m/s . Unsteady pressures at 9 positions on both sides of the vertical tail were recorded, and these unsteady pressures were integrated along the surface to yield the root bending moment of the vertical tail. The root mean square (RMS) value of the unsteady pressures and root bending moment were discussed, along with the power spectra density (PSD) distribution of root bending moment. The RMS value of root bending strain and the tip accelerations at both leading edge and trailing edge were also discussed. Results show that: The trend of the RMS pressures, RMS root bending moment and RMS acceleration are consistent with each other. The unsteady load of vortex breakdown flow impinging on the vertical tail is the primary contributor of the vertical tail buffet. As the angle of attack increases, the energy of vortex breakdown flow enhances, and the peak on the PSD shifts toward the lower frequency. When the vortex breakdown point moves toward upstream and far away from the vertical tail, the energy of breakdown flow is dispersed and the unsteady loads on the vertical tail decrease.

Key words: twin-vertical tail; buffet; LEX vortex; onset angle; root bending moment

• 收稿日期: 2005-12-07; 修订日期: 2006-03-10

作者简介: 李劲杰(1981-), 男, 四川盐亭人, 西北工业大学硕士研究生。主要从事计算流体力学及飞行器设计空气动力学研究。E-mail: harleejie@sina.com

0 引言

现代高机动性战斗机的设计为强调大迎角和高载荷下的飞行性能和操纵性而广泛采用了边条翼双垂尾气动布局形式。在较大迎角下,机翼前缘边条产生强度很大的脱体涡,并越过机翼上表面向后流动,从而延迟了机翼上表面的气流分离并增加非线性升力;同时,边条涡也加速了垂尾表面的气流,使得飞机保持稳定。但迎角过大时,边条涡会在垂尾前方发生破裂使得垂尾浸没在湍流度很大的旋涡流中,导致双垂尾抖振。双垂尾抖振可能引起垂尾的结构疲劳寿命大大缩短,飞机操纵困难,甚至引起结构破坏,造成飞机失事。

F/A-18“大黄蜂”就是典型的大后掠边条翼双垂尾布局,并曾在飞行过程中经历严重的双垂尾抖振。国外对 F/A-18 飞机模型的双垂尾抖振作了大量风洞实验研究^[1~6],其结果表明:当迎角达到 25°时,边条涡在垂尾前方破裂,引发双垂尾抖振,其响应主要发生在第一弯曲模态,且随来流动压增加而增强。本文对边条翼布局双垂尾发生抖振时的表面脉动压力进行了风洞实验研究,同时测量了垂尾的根部弯矩应变响应和翼尖加速度响应以研究不同测量方法得出的抖振特性的相关性。

1 实验模型

实验采用简化边条翼双垂尾布局半模,图 1 给出了模型简图。边条、主机翼、垂尾连接板、垂尾分别加工制作,然后用两段 T型连接支架将各部件组装在一起固定在地板上构成实验模型,这种装配方式可以避免边条和主翼的振动通过结构耦合传递给垂尾。其中,边条材料为 45 钢,前缘后掠角 78°,展长 165mm,厚 8mm,前缘削尖;主翼材料为硬铝,前缘后掠角 26°,根弦长 525mm,展弦比 2.8,厚 8mm,边缘削尖;垂尾连接板材料为 45 钢,宽 75mm,长 110mm,厚 10mm;垂尾材料为硬铝,前缘后掠角 42°,根弦长 394.5mm,展长 347.8mm,厚 20mm,边缘削尖。垂尾加工时先铣出一个边框,将内部掏空,然后封上垂尾盖板,这样便于垂尾表面上的压力传感器布置及内部出线,安装时垂尾垂直于机翼上表面。

2 风洞及实验设备

实验在西北工业大学 NF-3 风洞进行。实验迎角范围为 10°~40°,无侧滑角,实验风速为 50m/s。

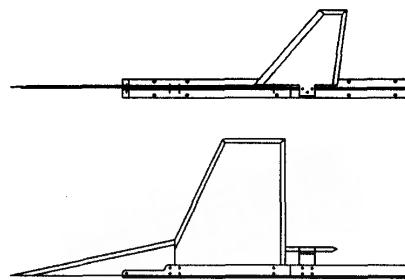


图 1 模型简图
Fig.1 Sketch of the model geometry



图 2 模型在风洞中的安装
Fig.2 The model mounted in wind tunnel

模型在风洞中的安装见图 2,垂尾上测试元件的安装示意如图 3 所示。垂尾根部 63% 弦长处粘贴电阻应变片以测量根部弯矩;90% 翼展,36% 弦长和 82% 弦长处分别安装加速度传感器测量翼尖前缘和翼尖后缘的加速度响应,感应轴垂直于垂尾平面;为了测量垂尾表面上的脉动压力,在内外侧表面分别布置了 9 个脉动压力传感器,各传感器的位置及编号如图 3 所示,其中括号外的编号表示垂尾外侧表面的压力传感器,括号内表示内侧表面的压力传感器,同时将垂尾表面划分成如图中所示的 9 个离散区域用于压力积分计算垂尾根部弯矩。

测试连接框图如图 4 所示。实验中加速度传感器选用美国 PCB 公司的 ICP 型加速度传感器 PCB333B32,灵敏度系数:0.102V/g;信号调理模块用 PCB483B07,1 倍增益。动态应变仪选用奥地利 DEWETRON 公司的 DAQP-BRIDGE-A 模块。应变片用 BRIDGE-COMLPL-4,半桥连接,桥压 5V。脉动压力传感器采用美国 Kvlite 公司的 XCS093 动态压力传感器,量程 $\pm 14\text{kPa}$,参考压力为大气压。数据采集模块选用 Agilent E1432 多通道数字化仪模块,采样精度为

16位AD,采样频率为1280Hz,采样点数为15360/通道。

对每个实验点都采集了12s的数据信号,然后将这些信号值送到计算机中贮存以进行后处理。

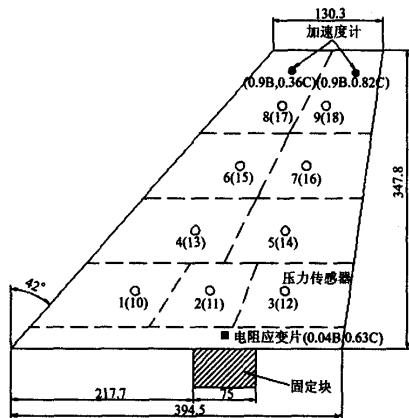


图3 垂尾平面形状及测试元件安装示意图

Fig.3 Vertical tail geometry and instrumentation

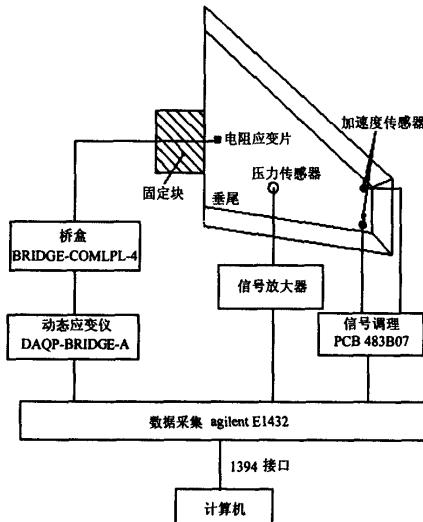


图4 测试连接框图

Fig.4 The sketch of test setup

3 结果与分析

图5和6分别给出了垂尾内外侧表面靠近前缘一列测压点和靠近后缘一列测压点的脉动压力均方根值随迎角的变化曲线。从图中可以看出:各压力点的脉动压力均方根在迎角小于20°之前都很小;迎角大于20°之后,各压力点的脉动压力均方根值急剧上升;在迎角30°左右达到最大值,之后脉动压力均方

根值开始逐渐下降。比较图中的内外侧表面压力响应曲线可以看出:垂尾内外侧表面各测压点的脉动压力响应起始迎角均差不多,但过了起始迎角之后,垂尾外侧表面的脉动压力响应增加速度比内侧表面的快,且除靠近垂尾前缘翼根的两处位置外,其余测压点的脉动压力峰值外侧表面均比内侧表面大,靠近垂尾后缘的内外测压点压力响应峰值差别更明显。这表明边条涡涡轴处于垂尾外侧,从而破裂涡大部分脉动载荷都作用在垂尾的外侧表面。

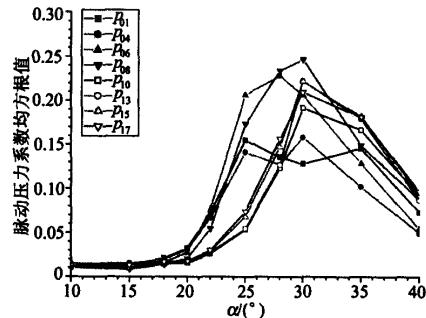


图5 靠垂尾前缘各点脉动压力均方根值曲线

Fig.5 RMS pressures near the leading edge

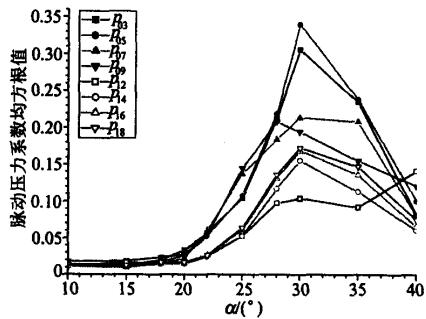


图6 靠垂尾后缘各点脉动压力均方根值曲线

Fig.6 RMS pressures near the trailing edge

将每一时刻各测压点的压力沿垂尾表面积分可以近似得到垂尾的根部弯矩,其公式为:

$$Bm(t) = \sum_{j=1}^9 (P_{j+9}(t) - P_j(t)) \cdot S_j \cdot L_j$$

式中, $Bm(t)$ 为通过表面压力积分得到的瞬时垂尾根部弯矩,垂尾受力指向外侧时为正; $P_j(t)$ 为垂尾外侧表面上各离散点上的瞬时压力; $P_{j+9}(t)$ 为垂尾内侧表面与外侧表面相对应各离散点的瞬时压力; S_j 为垂尾表面各离散区面积; L_j 为各离散区形心到垂尾根部的距离。

图7给出了通过表面压力积分近似得到的垂尾根部弯矩系数随时间变化历程,从图中可以看出:各迎角下的垂尾根部弯矩响应是一个波动无规律的过程,迎角 18° 时垂尾根部弯矩系数的脉动量很小,且平均值为负;迎角 25° 时根部弯矩系数的脉动量很大,且平均值为正。

图8给出了表面压力积分所得的垂尾根部弯矩系数均方根值随迎角的变化曲线,同时给出了通过垂尾根部应变响应转换得到的垂尾根部弯矩系数均方根值曲线。两条曲线随迎角的变化规律是很一致的,在大部分迎角下其量值也符合得很好,只是两种曲线的峰值迎角略有差别,通过表面积分计算出的根部弯矩响应峰值迎角约为 30° ,而通过根部应变片测量出的根部弯矩响应峰值迎角约为 28° 。这是因为在峰值迎角附近,破裂涡作用在垂尾表面上的脉动载荷变化比较剧烈,而实验在垂尾表面分布的脉动压力传感器还较少,从而其积分所得的根部弯矩精度还不够。两条弯矩系数均方根值曲线随迎角变化规律与各测压点的脉动压力均方根值的变化规律也是比较一致的,

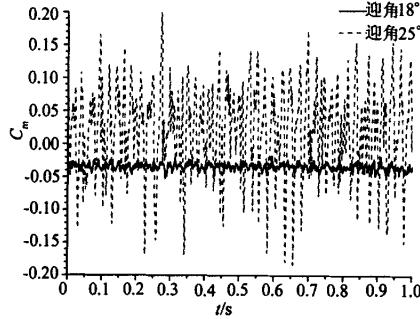


图7 表面压力积分所得垂尾根部弯矩系数时间历程

Fig. 7 The time history of root bending moment coefficient

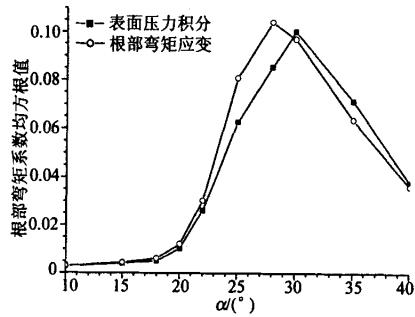


图8 垂尾根部弯矩系数均方根值曲线

Fig. 8 RMS root bending moment coefficient

抖振起始迎角均约为 20° 。这表明垂尾的抖振响应是由破裂涡作用在垂尾表面上的脉动载荷引起的。

图9给出了垂尾翼尖前后缘的加速度响应均方根值随迎角的变化曲线。从图中可以看出,垂尾翼尖前后缘的加速度响应均方根值随迎角变化曲线重合得较好,响应均在 20° 之后急剧增加,在 28° 左右达到最大值,之后逐渐下降。

图10给出了压力积分所得根部弯矩响应在不同迎角下的功率谱密度分布曲线。从图中可以看出,在低迎角(10°)下,根部弯矩系数的功率谱密度在整个频率范围内分布比较均匀,没有明显的峰值,这表明垂尾主要受频带范围很大的气动噪声影响;随着迎角增加边条涡破裂时,气动载荷的频带逐渐变窄,功率谱密度曲线出现明显峰值,且随迎角增加,峰值对应的频率不断降低,这表明随迎角增加,边条破裂涡的能量逐渐集中到低频范围。迎角 40° 时,不同频率下的功率谱密度都比迎角 30° 时的小,这表明该迎角下破裂涡的能量耗散较大。

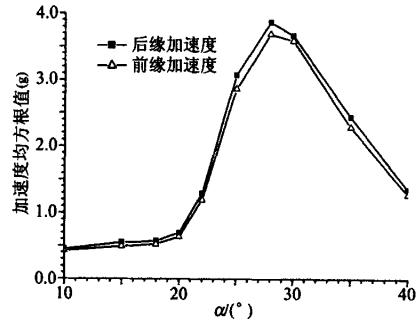


图9 垂尾翼尖加速度均方根值曲线

Fig. 9 RMS tip acceleration

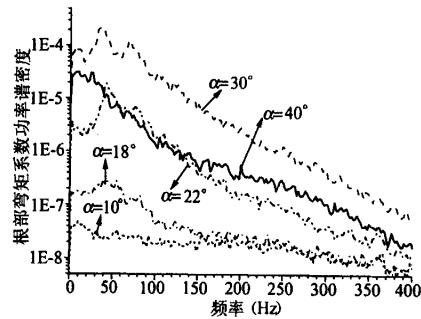


图10 垂尾根部弯矩系数功率谱密度曲线

Fig. 10 PSD of root bending moment coefficient

(下转第38页)

在机翼，机翼上翼面产生的“吸力”明显减弱，导致升力、阻力减小；

(3) 背支杆的干扰量也比尾支杆的干扰量大，并且背支杆在较小的迎角下就有较大的干扰量，升力系数的斜率发生了变化，这与预弯支杆和直尾支杆是不同的，预弯支杆在小迎角下干扰量较小，斜率几乎不变；背支杆对升力、阻力均出现很大的干扰，这是因为背支杆所处的位置干扰了机身涡的发展；

(4) 计算表明，通过背撑方式获得尾支杆的干扰在小迎角下是合适的，在大迎角下是不合适的，大迎角时支杆之间的二次干扰量较大，不能忽略。

参考文献：

- [1] 程厚梅.风洞试验干扰与修正[M].北京：国防工业出版社，2003.
- [2] TAYLOR G. An investigation of support interference in high angle of attack testing [R]. AIAA-2003-1105.
- [3] 王勋年.低速风洞试验[M].北京：国防工业出版社，2002.
- [4] 沈礼敏,沈志宏,黄勇.低速风洞大迎角弦线式支撑系统[J].流体力学实验与测量,1998,12(4):15~22.
- [5] 贺中等.尾支杆干扰非线性修正方法的初步研究[C].第十三届全国风洞试验会议论文集,1999.

~~~~~  
(上接第32页)

## 4 结论

从以上结果分析可知，通过垂尾表面脉动压力测量、根部弯矩应变测量和翼尖加速度测量三种方法得到的双垂尾抖振响应规律符合得很好，测得的抖振起始迎角均差不多。这也进一步证明了边条翼布局的双垂尾抖振主要是由于边条涡破裂流作用在垂尾表面上的脉动载荷引起的。随着迎角增大，边条破裂涡的能量会不断增加，且越来越集中于低频范围；但当迎角过大时，边条涡的破裂点远离垂尾，破裂涡的能量就会得到很大程度的耗散，从而使得作用在垂尾表面的脉动载荷减弱。另外，若要通过垂尾表面压力积分更精确地测量出垂尾的根部弯矩最大响应，还需在垂尾表面适当增加一些测压点。

#### 参考文献：

- [1] WENTZ W H JR. Vortex-fin interaction of a fighter aircraft [R]. AIAA-87-2474, 1987.
- [2] SELLERS W L III, MEYERS J F, HEPNER T E. LDV surveys over a fighter model at moderate to high angles of attack [R]. SAE-88-1448, 1988.
- [3] SHAH G H. Wind tunnel investigation of aerodynamic and tail buffet characteristics of leading-edge extension modifications to the F/A-18[R]. AIAA-91-2889, 1991.
- [4] MOSS S W, COLE S R, DOGGETT R V JR. Some subsonic and transonic buffet characteristics of the twin-vertical-tails of a fighter airplane configuration[R]. AIAA-91-1049, 1991.
- [5] PETTIT C L, BANFORD M, BROWN D, PENDLETON E. Full-scale wind-tunnel pressure measurements on an F/A-18 tail during buffet[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(6): 1148 ~ 1156.
- [6] HEALEY M D. F/A-18 E/F vertical tail buffet design, analysis and test[R]. AIAA-2003-1886, 2003.