弹性飞机尾涡遭遇动响应分析方法

张红波*,马翔,杨佑绪

中航工业第一飞机设计研究院,陕西西安710089

摘 要:根据库塔-儒可夫斯基定理求解得到飞机产生的尾涡强度,并基于离散阵风非定常气动力计算思路,发展了尾涡 非定常气动力计算方法。通过频域求得弹性飞机动响应,再利用傅里叶反变换求得时域动响应。分析了某型飞机垂直穿越 尾涡时的机体动响应,尾涡引起的弹性过载最大可达到1.3,在该类飞机的设计过程中需要考虑尾涡引起的动载荷对机体 强度安全性的影响。

关键词:尾涡遭遇;动响应;气动弹性;非定常气动力

中图分类号: V215.3 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2016) 12-0008-05

尾涡遭遇是飞机在飞行中穿越自身或者其他飞机产生的尾涡场时发生的一种动力学现象。尾涡会直接影响飞机的操稳特性,并且会产生明显的动载荷,影响飞机的安全性^[1]。 2001年11月,一架空客A300飞机在纽约肯尼迪机场起飞时,由于处于一架两分钟内起飞的波音747飞机的尾涡中,造成265乘客和机组人员全部遇难。

在民用航空中,越来越多的机场在高峰时满负荷运转, 空管部门为了有效提高机场的吞吐量,希望缩小飞机起降时 间间隔,增加飞机空中飞行密度,这导致飞机在起降和飞行 中越来越靠近,势必增加飞机尾涡遭遇的概率和风险。同时 尾涡会在机场地面和空中发展扩散,从而影响其他飞机的离 港和到达。在军用领域,尾涡遭遇情况也经常遇到。如军用 飞机在侦察任务中会 360°转弯,导致其平垂尾穿越自身的 尾涡,军用战斗机在近距格斗时做缠斗机动使得后面飞机始 终位于前面飞机的尾涡中,空中加油时受油飞机位于加油机 的强尾涡场中等。

目前,关于尾涡遭遇的研究主要集中在穿越飞机的操 稳、飞行品质以及尾涡气动特性等方面^[2],但对弹性飞机尾 涡遭遇动响应分析研究较少。国内飞行器动响应分析,主 要是基于 NASTRAN 和 ZEARO 软件进行, NASTRAN 主 要采用频域求解, ZAERO 提供了时域和频域两种方法,但 这两种工程软件都主要考虑标准形式的离散阵风和连续阵 风^[3]。ZEARO 软件提供了任意输入的一维阵风的定义和动 响应分析能力,但默认为每个气动网格经历阵风速度时间历 程相同。因此,目前国内的阵风响应分析方法不具有直接分 析尾涡遭遇动响应的能力,也未见到国内有弹性飞机尾涡动 响应分析方面的文献发表。

本文基于国内在尾涡遭遇动响应分析方面的现状和军 民用飞机型号的研制需求,建立尾涡诱导速度场前处理方 法,发展了尾涡非定常气动力计算方法,研究弹性飞机尾涡 遭遇动响应求解方法及关键参数的影响规律,并将其应用到 某型飞机的尾涡遭遇动响应分析中。

1 尾涡强度计算

三维机翼在产生升力时,下翼面的压强高于上翼面,在 两个翼尖处的气流就会由下翼面绕过翼尖流到上翼面。在 无穷远处来流的作用下,翼尖涡一边反向旋转,一边向后运 动,在飞机后方形成一对反旋转的尾涡系。根据库塔-儒可 夫斯基定理和亥姆霍兹定理以及升力和重力平衡推导得到 尾涡强度^[4]为:

$$\Gamma = \frac{n_z mg}{\rho_\infty V_\infty b_0} \tag{1}$$

式中: Γ 为尾涡强度,即尾涡环量; m 为飞机质量; n_{z} 为飞机法向过载; b_{0} 为左右尾涡涡核的初始间距, b_{0} =sB, B 为翼 展, s 为翼型参数,与机翼形状有关,对于椭圆形机翼可取 $\frac{\pi}{4}$,

收稿日期: 2016-10-08; 退修日期: 2016-11-05; 录用日期: 2016-11-07 * 通讯作者. Tel.: 029-86832512 E-mail: zhb3516@126.com

引用格式: ZHANG Hongbo, MA Xiang, YANG Youxu. Elastic aircraft dynamic response analysis method to wake encounter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (12): 08-12. 张红波,马翔,杨佑绪. 弹性飞机尾涡遭遇动响应分析方法[J]. 航空科 学技术, 2016, 27 (12): 08-12.

对于后掠翼可取 0.75~0.80。

从(1)式可以看出,在飞机飞行时,翼尖尾涡的初始强 度与飞机质量、过载系数、大气密度、飞机真空速、翼展和机 翼平面形状有关。

基于尾涡强度 Γ ,通过 Biot-Savart 定律可以计算得到 空间任意位置的诱导速度。在本文中,主要得到穿越尾涡飞 机气动网格控制点处的诱导速度时间序列 $\frac{w_w(t)}{v}$ 。

2 尾涡遭遇非定常气动力计算

目前,阵风模型一般采用一维模型,即阵风速度沿弦向 变化,沿展向不变,不同位置的时间延迟是和相对于参考点 的距离相关的。离散阵风非定常气动力函数^[5]为:

$$\left\{ \mathbf{F}_{gust} \right\} = q \left\{ Q_{hG} \left(i\omega \right) \right\} \frac{w_G \left(i\omega \right)}{V} \tag{2}$$

$$\left\{ \mathcal{Q}_{hG}\left(i\omega\right) \right\} = \left[\phi_{kh}\right]^{\mathrm{T}} \left[SKJ\right] \left[A_{jj}\left(i\omega\right)\right] \left\{\phi_{jG}\left(i\omega\right) \right\}$$
(3)

$$\left\{\phi_{jG}\left(i\omega\right)\right\} = \left\{\begin{array}{c} \vdots\\ n_{z_{j}}e^{-i\omega\left(\frac{x_{j}-x_{0}}{V}\right)}\\ \vdots\end{array}\right\}$$
(4)

式中:q为飞行动压; ω 为圆频率; $i^2=-1$;[*SKJ*]为插值矩阵, 建立了结构节点模态矩阵和气动网格上某些点的模态矩阵 的关系;V为飞机飞行速度;[$A_j(i\omega)$]为气动力影响系数矩阵; $w_c(i\omega)$ 为正弦阵风的幅值;[f_{ki}]为气动网格上扰动点的模态 矩阵; n_{zj} 为阵风在第j个气动面元的法矢方向的分量; x_j 为第j个气动面元的控制点的x坐标, x_0 为参考点的x坐标。

直接将式(3)中的 { $f_{jG}(i\omega)$ } 用 $\frac{\{W_w(i\omega)\}}{V}$ 代替,式(2)中的 $\frac{W_o(i\omega)}{V}$ 用1代替, $\frac{\{W_w(i\omega)\}}{V}$ 由气动网格上的尾涡诱导速度时间序列 $\frac{W_w(t)}{V}$ 的傅里叶变换得到,尾涡非定常气动力计算公式如下:

$$\{\mathbf{F}_{W}\} = q \left[\phi_{kh} \right]^{\mathrm{T}} \left[SKJ \right] \left[A \left(i\omega \right) \right] \left\{ W_{W} \left(i\omega \right) \right\} / V \tag{5}$$

3 动响应分析

尾涡遭遇情况下弹性飞机开环动响应方程为:

$$\left(-\omega^{2}\left[M_{hh}\right]+i\omega\left[B_{hh}\right]+\left[K_{hh}\right]-q\left[Q_{hh}\left(i\omega\right)\right]\right)\left\{\xi\left(i\omega\right)\right\}=\left\{\mathbf{F}_{W}\right\}$$
(6)

式中: [*M_{hh}*]、[*B_{hh}*] 和 [*K_{hh}*] 分别为飞机结构质量、阻尼和刚度矩阵; [*Q_{hh}*(*iw*)] 为广义非定常气动力矩阵。通过频域求解并结合

傅里叶反变换得到机体时域动响应,通过载荷恢复得到飞机机 翼关键部位的动载荷响应历程,整个求解流程如图1所示。



图 1 弹性飞机尾涡遭遇动响应分析流程



4 算例

选取某型飞机作为尾涡产生和遭遇的研究对象,分析 尾涡对弹性飞机动响应的影响。

尾涡产生飞机参数:重量 27.6t,展长 27.932m,巡航速 度为 152.7m/s,尾涡遭遇飞机飞行速度为 100m/s,90°面内 穿越,其他参数与尾涡产生飞机一致。

在尾涡诱导速度场计算中,假设尾涡强度不随尾龄角 的增长而衰减,尾涡涡核半径始终不变,穿越飞机不影响尾 涡场强度。

图 2 是穿越尾涡飞机所有气动网格上下洗诱导速度时 域序列,其快速傅里叶变换结果如图 3 所示。

从图 2 可以看出,尾涡场和离散正弦阵风场类似,但速度 分布比其更复杂,诱导速度信号频率成分更丰富。随着飞机逐 渐穿越尾涡场,其气动表面的下洗速度开始为正,并在 B 点达 到最大,随后飞机进入两条尾涡间,诱导速度突变为负值,即诱 导速度向下,在 C 点达到最小,随后逐渐增大,在 D 点出现负 的最大值,随后过程和前半部分正好相反,整个穿越过程中,下 洗速度幅值最大为 4.52m/s。从图 3 可以看出,90°穿越使得机 翼所有气动网格经历的诱导速度信号频率成分较为一致,尾涡 下洗速度信号在 0~70Hz 频率范围都有明显分量。









图 4 是飞机穿越尾涡场时,机翼表面不同时刻的下洗 速度分量。0s 时,飞机处于两条涡线之外,整个机翼上的诱 导速度均为正,即向上;0.85s 时,机翼前缘已进入两条涡线 之间,但后缘仍处于涡线之外,因而其前缘部分诱导速度为 负,后缘部分诱导速度为正;1.1s 时,机翼整个处于两条尾 涡线间,全翼面诱导速度均为负;2.95s 时,飞机完全穿越尾 涡,其上诱导速度很小,接近于 0。

飞机遭遇尾涡的动响应分析结果如图 5~图 8 所示。

图 5 和图 6 分别是模态广义位移时域响应和模态广义 加速度时域响应。可以看出,前五阶模态的时域响应中,第 一阶和第四阶模态基本处于一个小值或者始终处于等幅振 荡状态,这两支模态受尾涡影响很小,经过确认,这两支模态 分别为发动机偏航和机翼面内一弯模态。





Fig.4 Downwash velocity contours of wake at different moments



图 5 广义位移时域响应 Fig.5 Time domain response of generalized displacement



图 6 广义加速度时域响应

Fig.6 Time domain response of generalized acceleration

图 7 和图 8 分别是位移时域响应和过载时域响应。从 图 7 中翼面气动网格上的物理位移动响应可以看出,尾涡引 起的机翼弹性位移不大,这主要是由于平直的该型飞机机翼 较为刚硬。



Fig.7 Time domain response of displacement



Fig.8 Time domain response of overload

从图 8 可以看出, 尾涡引起的弹性过载最大可达到 1.3, 可见尾涡在穿越它的弹性飞机上产生了明显弹性过载, 可能会影响飞机强度安全性, 在设计中需要考虑。

5 结束语

本文建立了一种弹性飞机尾涡遭遇动响应分析方法, 包括尾涡诱导速度场前处理方法、尾涡非定常气动力计算 方法、弹性飞机尾涡遭遇动响应求解方法等。分析了某型 飞机 90°穿越尾涡时的动响应,可以看出尾涡场和离散正 弦阵风场类似,但速度分布比其更为复杂,诱导速度信号 频率成分更丰富,尾涡在穿过它的飞机上产生了明显的弹 性过载,需要在飞机设计中考虑尾涡遭遇动载荷的影响 分析。

参考文献

- Karpel M, Shousterman A, Reyes M, et al. Dynamic response to wake encounter[R]. AIAA 2013-1921, 2013.
- [2] Client H, Lindenau O, Claverias S. Flight test validation of wake vortex encounter loads[R]. IFASD-2013-27B, 2013.
- [3] ZAERO. Software package[S]. Scottsdale: ZONA Technology Inc., 2008.
- [4] 魏志强.尾涡流场及安全间隔的建模与仿真计算研究 [D]. 天津:中国民航大学, 2008.

WEI Zhiqiang. The research on modeling and simulation of flow field and safety spacing for wake vortex[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2008.

[5] Rodden W P, Harder R I, Bellinger E D. Aeroelastic addition to NASTRAN[R]. NASA-CR-3094, 1979.
 作者简介
 马翔(1982-)男,硕士

 张红波(1976-)男,硕士,高级工程师。主要研究方向:动弹性设计与试验。
 动弹性设计与试验。

 气动弹性设计与试验。
 杨佑绪(1983-)男,样

 Tel: 029-86832512
 Email: zhb3516@126.com

马翔(1982-) 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:气动弹性设计与试验。 杨佑绪(1983-) 男,博士,高级工程师。主要研究方向: 气动弹性设计与试验。

Elastic Aircraft Dynamic Response Analysis Method to Wake Encounter

ZHANG Hongbo*, MA Xiang, YANG Youxu AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: The circulation of the vortices can be estimated through a simplified expression of the Kutta-Joukovsky formula. A wake unsteady aerodynamics computation method was developed based on the discrete gust unsteady aerodynamics computation method. The dynamic response of elastic aircrafts was obtained through frequency method and IFFT was adopted to resolve the time domain dynamic response. The method was used to analyze dynamic response of an aircraft to wake encounter. The maximum elastic overload reached 1.3 in the crossing process. The dynamic load to wake encounter should be considered in aircraft design practice.

Key Words: wake encounter; dynamic response; aeroelasticity; unsteady aerodynamics