

民用飞机阵风载荷及减缓技术的研究

Research on Gust Load and its Load Alleviation Technology of Civil Aircrafts

赵继伟 胡赞远/Zhao Jiwei Hu Zanyuan

(上海飞机设计研究院, 上海 200232)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200232, China)

摘要:

由于民用飞机机翼具有大展弦比的特点, 因此阵风载荷经常成为民用飞机飞行载荷的严重情况, 是各国适航标准重点考察的飞行情况。而且, 阵风干扰还会因飞机机体的自身弹性引起结构弹性振动, 使飞机结构刚度降低, 造成机体疲劳损伤, 甚至引起颤振。因此, 在民用飞机载荷设计过程中对阵风载荷及其减缓技术进行研究具有非常重要的意义。介绍了民用飞机阵风载荷的原理及相关技术, 以及阵风载荷减缓技术中用直接升力控制方法来实现机翼的阵风载荷减缓。

关键词: 民用飞机; 阵风载荷; 减缓技术; 直接升力控制

[Abstract] Due to the characteristic of large ratio wing of civil aircrafts, gust load often composes of the severe conditions of civil aircrafts. And it must be emphasized by all countries' airworthiness regulations. Moreover, owing to the elasticity of the aircraft structure, gust disturbance induces the elastic vibrations, reduces the structure stress, produces the fatigue damage, and even promote flutter. Thus it is of very importance and significance to investigate and research in gust load and gust load alleviation technologies in flight load design. This paper gives a brief introduction of gust load theories and the relevant technologies and also puts forward a type of gust load alleviation of method direct lift control to carry out gust load alleviation of the wing.

[Keywords] Civil Aircrafts; Gust Load; Alleviation Techniques; Direct Lift Control

0 引言

民用飞机在巡航和机动飞行过程中经常会不可避免地受到阵风的影响, 从而对飞机机身产生附加过载^[1-2], 致使飞机在飞行中产生振动、颠簸等现象。当因突遇阵风而产生的附加过载很大时, 将严重影响飞行员及乘客乘坐的舒适度。更严重的是, 由于民用飞机机翼具有大展弦比的特点, 机体的弹性较大, 阵风还会引起机体的结构弹性振动, 最严重的会引起飞机颤振。因此, 在民用飞机设计过程中, 减小阵风对民用飞机的影响, 即阵风载荷减缓(Gust Load Alleviation)^[3-6], 是急需解决的课题。

利用主动控制技术^[7-8]来进行阵风载荷减缓是目前成功且有效的方法, 其潜在优势是减小飞机结构、减轻乘员(飞行员及乘客)的疲劳感, 达到减轻飞机结构重量和提高乘坐舒适性的目的。同时, 对于轨迹控制要求较高的飞行阶段, 如起飞、复飞、进场着陆等阶段, 阵风载荷减缓将有助于提高飞行员控制飞机轨迹的精度^[9], 减小因阵风影响产生的人为操作失误, 从而提高飞机的操控性及安全性。

1 阵风载荷

当飞机在大气中飞行遇到阵风时, 飞机周围的流场会发生变化, 进而引起飞机的攻角变化, 从而导致飞机的配平条件发生改变, 这时需要通过飞行控制系统来进行重新配平^[1-2]。这些变化又会改变飞机的升力、阻力及侧向力的大小及分布。阵风载荷分析的目的是预测这些压力变化, 进而确定阵风对飞机结构强度、发动机、控制系统及飞行品质的影响^[1, 3]。阵风载荷引起飞机的垂直方向力变化可表示为:

$$\Delta L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \Delta \alpha \quad (1)$$

式中: ρ 为空气密度, V 为飞机来流速度, S 为飞机的有效面积, C_L 为升力线斜率, $\Delta \alpha$ 为攻角变化微量。

1.1 垂直离散阵风载荷

考虑飞机遭遇阵风时的俯仰机动, 进行二自由度离散阵风分析, 运动方程可以写为:

$$\begin{aligned} \ddot{z}(s) &= \frac{qS_W}{M} [C_{L,T0}^\alpha \alpha_e(s) + C_{L,T}^\alpha \alpha_t(s)] \\ \ddot{\theta}(s) &= \frac{qS_W C_W}{I_y} [C_{m,T0}^\alpha \alpha_e(s) + C_{m,T}^\alpha \alpha_t(s)] \end{aligned} \quad (2)$$

式中, $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ 为飞机动压, S_w 为机翼面积, M 为飞机重量, $C_{L,T0}^\alpha$ 为无尾飞机的升力系数随机身攻角变化率, $C_{L,T}^\alpha$ 为平尾的升力系数随机身攻角变化率, C_w 为机翼的平均气动弦长, I_y 为飞机的俯仰惯距, $C_{M,T0}^\alpha$ 为无尾飞机的俯仰力矩系数随机身攻角变化率, $C_{M,T}^\alpha$ 为平尾的俯仰力矩系数随机身攻角变化率。

由阵风和阻尼产生的有效攻角为:

$$\alpha_e(s) = (U_{de} / V_e) \alpha_g(s) + \alpha_c(s) \quad (3)$$

考虑平尾进入阵风, 引起的平尾攻角为:

$$\alpha_t(s) = (U_{de} / V_e) \alpha_g(s_t) + \alpha_c(s_t) \quad (4)$$

式中, U_{de} 为当量空速表示的设计速度, V_e 为飞机的当量飞行速度。

机翼进入阵风的距离和平尾进入阵风的距离关系为:

$$s_t = s - x_t / c_w \quad (5)$$

CCAR-25部规定的民用飞机阵风^[14]必须满足:

$$U = \frac{U_{ds}}{2} \times [1 - \cos(\pi s / H)] \quad (0 \leq s \leq 2H) \quad (6)$$

式中: s 为进入阵风区的距离, U_{ds} 为当量空速表示的设计阵风速度, H 为阵风梯度, 即阵风达到其峰值速度时与飞机飞行航迹的平行距离。

运用差分法求解运动微分方程可以得到无尾飞机重心处的阵风过载系数增量为:

$$\Delta n = \ddot{z} / g \quad (7)$$

阵风引起的机翼攻角增量为:

$$\Delta \alpha_w = \alpha_e(s) \quad (8)$$

阵风引起的平尾攻角增量为:

$$\Delta \alpha_t = \alpha_t(s_t) + l_t \dot{\theta} / V_t \quad (9)$$

1.2 连续阵风载荷

大气中普遍存在的阵风, 其风速剖面是连续的、不规则的, 实际上可以认为是一个波形与频率随时间连续变化的随机过程, 需要用到随机过程理论来建立大气的湍流模型。

对于民用飞机来说, 水平方向阵风及其引起的过载增量相对于垂直方向阵风引起的过载增量较小, 因此在设计阵风载荷减缓系统时只需考虑垂直阵风^[15]。

德莱顿谱 (Dryden), 其谱密度为:

$$\phi_w(\Omega) = \frac{\sigma_w^2 L}{\pi} \frac{1 + 3L^2 \Omega^2}{(1 + L^2 \Omega^2)^2} \quad (10)$$

冯卡门谱 (Von Karman), 其谱密度为:

$$\phi_w(\Omega) = \frac{\sigma_w^2 L}{\pi} \frac{1 + \frac{8}{3}(1.339L\Omega)^2}{[1 + (1.339L\Omega)^2]^{11/6}} \quad (11)$$

式中, L 为阵风的湍流尺度, Ω 为圆频率, σ_w 为湍流强度。

根据有理谱^[16]理论, 可以得到垂直阵风的线性化数学模型, 如式 (12) 所示。

$$\dot{z} = \begin{bmatrix} \dot{z}_1 \\ \dot{z}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\pi^2 / L^2 & -2\pi / L \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} w$$

$$w_g = \begin{bmatrix} \sigma_w (\pi / L)^{3/2} & \sigma_w (3\pi / L)^{1/2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} \quad (12)$$

垂直阵风 w_g 引起飞机的攻角增量 $\Delta \alpha_g$, 会直接作用于飞机表面, 从而影响飞机正常飞行。体现在运动方程中, 表现为对飞机攻角 α 的影响^[17]。

2 阵风载荷减缓 (GLA)

阵风载荷减缓控制一般有两种主要的方法: 一种是直接升力控制 (DLC)^[9, 19]; 另一种是间接升力控制。直接升力控制的目的是减小飞机的机动参数进入新的机动过程, 是通过传感器感测飞机的运动状态, 利用控制率操控襟翼、扰流片、外副翼等控制面的偏转, 进而产生直接的升力 (向上或向下) 去抵消或减弱阵风载荷。间接升力控制是通过操作机翼后缘副翼和升降舵来抵消或减弱阵风载荷, 因此无法减小飞机的机动参数^[18]。本文着重介绍直接升力控制方法。

2.1 直接升力控制 (Direct Lift Control) 减缓

阵风普遍存在于大气中, 其不可避免地会在飞机上产生附加载荷, 致使飞机在飞行中产生振动、颠簸等现象。为了减小这种附加载荷, 可以在阵风作用的地方 (面或点) 产生一个瞬时的与阵风载荷大小相等、方向相反的作用力去抵消阵风载荷, 特别是去抵消作用在机翼上的阵风载荷。

对于飞机弹性机翼, 可以建立如下的气动弹性方程^[15]:

$$M\ddot{r} + C\dot{r} + Kr = -M_\delta \ddot{\delta} + f \quad (13)$$

式中, r 为机翼的广义坐标, M 为广义质量矩阵, C 为广义阻尼矩阵, K 为广义刚度矩阵, δ 为控制面的偏转量向量, M_δ 为由 δ 引起的耦合惯性质量矩阵, f 为广义气动力矩阵。

根据飞机的运动方程并结合阵风的线性化数学模型方程 (12) 可以得到阵风作用时飞机的纵向运动方程:

$$\dot{x}_{zg} = A_{zg} x + B_{zg} u + G_{zg} \omega$$

$$y_{zg} = C_{zg} x + V \quad (14)$$

式中:

$$\begin{aligned} x &= [\dot{\alpha}, \dot{v}, \dot{\theta}, \dot{q}, z_1, z_2, \delta_f, \delta_e]^T \\ u &= [u_1, u_2]^T \\ y_{zg} &= [\dot{q}, \dot{\theta}, \dot{n}_y] \end{aligned} \quad (15)$$

式中, δ_f, δ_e 为襟翼、平尾升降舵所偏角度, \dot{n}_y 为飞机的法向过载微量; $\dot{\alpha}, \dot{v}, \dot{\theta}, \dot{q}$ 分别为飞机的攻角、航迹速度、俯仰角、俯仰角速率的微分, ω 为状态变量向量 x, u 的测量值的谱密度, V 为输出量的谱密度。

在实际的操作过程中, 确定飞机所受的瞬时阵风载荷(大小及方向)以及迅速准确地偏转上述附加控制面以产生大小相同方向相反的气动力, 来抵消瞬时产生的阵风载荷是研究的难点。现代科技中我们可以依靠灵敏度极高的加速度传感器探得飞机的瞬时过载加速度及增量。

2.2 线性二次高斯最优控制法 (Linear Quadratic Gaussian)

阵风载荷减缓需要应用现代控制理论及原理。应用控制理论采用闭环控制系统, 依靠加速度传感器信号, 偏转附加控制面来控制飞机的升力。为此, 可以利用线性二次高斯最优控制法(LQG)来设计控制系统, 原理如下。

飞机的复合状态模型及关联的控制方程^[20]为:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + \Gamma\omega(t) \quad (16)$$

式中, $x(t)$ 是状态向量, $u(t)$ 是控制向量, $\omega(t)$ 是密度矩阵为 ω 的零值平均高斯白噪声向量。

$u(t)$ 的确定是使二次耗散函数 J 最小, 即:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} [x^T(t)Qx(t) + u^T(t)Ru(t)] dt \quad (17)$$

最佳的线性控制率为:

$$u(t) = Gx(t) \quad (18)$$

式中, G 为增益矩阵:

$$G = -R^{-1}B^TK \quad (19)$$

式中, K 为Riccati矩阵方程的解, 即:

$$A^TK + KA + Q - KBR^{-1}B^TK = 0 \quad (20)$$

控制率方程(18)需要知道系统的所有状态, 这不太可能直接测量出来, 为此引入一个开尔曼滤波器, 其表述为:

$$y(t) = Cx(t) + Dv(t) \quad (21)$$

式中, $v(t)$ 是一个谱密度矩阵为 v 的零均值白噪声向

量。图1为一个阵风载荷控制系统工作原理图。

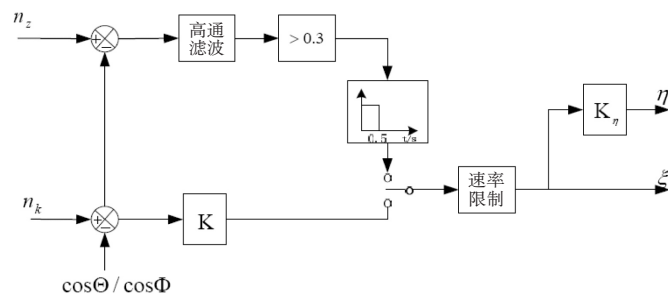


图1 某阵风载荷减缓系统工作原理图

通过对阵风载荷减缓控制方案的分析与研究, 并经计算机仿真结果验证表明阵风过载系数甚至可以降低 $\Delta n_g = 0.7$, 这个数量显然对飞机的机体结构是非常积极有效且意义重大。因此, 可以肯定采用附加控制面的直接升力控制可以有效地减小阵风引起的过载, 使飞机的航迹控制更加稳定、精确, 从而提高了飞机的机动性和安全性, 改善了机体结构疲劳及乘坐舒适性。

相似地, A320飞机上应用的阵风载荷减缓技术, 是为了降低在强紊流条件下机翼上所产生的载荷。因此, 要求一对副翼和外侧两对扰流板能对称快速偏转。当飞机重心处的过载大于许可限制时, 副翼和扰流板以一定的调节速度作卸载调节偏转(操纵面后缘向上), 然后以一定的速率减速收回。卸载调节偏度正比于纵向过载系数。副翼和扰流板偏转所引起的俯仰力矩由升降舵偏转来平衡。该功能的实现很大程度上依赖于较高的舵面偏转速率和时延较小的过载传感器, 而较高的舵面偏转速率需要由大带宽、大功率作动器来实现。

3 结论

由于民用飞机机翼具有大展弦比的特点, 阵风载荷经常成为民用飞机飞行载荷的严重情况, 是各国适航标准重点考察的飞行情况。本文对民用飞机的阵风载荷原理及描述方法进行了分析, 给出了阵风载荷包括离散阵风载荷和连续阵风载荷的数学方程, 介绍了阵风载荷减缓技术中的直接升力控制方法, 并运用线性二次高斯最优控制法进行控制系统的设计, 来实现机翼的阵风载荷减缓。阵风载荷减缓在空客A320飞机上得到了应用, 取得了良好的效果, 减小了因阵风影响产生的人为操作失误, 显著提高了飞机的操作性、安全性。然而, 在国内应用阵风载荷减缓技术的飞机型号较少, 对该技术还需要更深入地学习和探究。

参考文献:

[1] Wilson E.B., Hunsacker J.C., et al. Theory of an Aeroplane

Entering Gusts. NACA Report No. 1, Part1/ 2, 1915.
[2] Nissim E., et al. Application of the Aerodynamic Energy Concept to Flutter Suppression and Gust Alleviation by Use of Active Controls[R]. NASA TN D-8212, 1976.
[3] D.Gangsaas. Practical Gust Load Alleviation and Flutter Suppression Control Laws Based on a LQG Methodology[R]. AIAA-81-0021.
[4] Changho Nam, et al. Active Aeroelastic Wing Design for Gust Load Alleviation and Flutter Suppression[R]. AIAA-97-1265.
[5] Junkins J.L., Kim Y., et al. Introduction to Dynamics and Control of Flexible Structures[R]. AIAA, Washington, DC, 1993.
[6] S.Ricci, A.Scotti., et al. Gust Response Alleviation on Flexible Aircraft Using Multi-Surface Control[R]. AIAA, 2010-3117.
[7] Sohrab Haghghat, Hugh H.T. Liu, et al. Application of Model Predictive Control to Gust Load Alleviation Systems[R]. AIAA, 2009-5929.
[8] Amy M.Lucas, John Valaseky, et al. Gust Load Alleviation of an Aeroelastic System using Nonlinear Control[R]. AIAA 2009-2536.
[9] 费玉华. 阵风减缓直接升力控制方案的仿真研究[J]. 飞行力学, 2000(18).
[10] T.E.Disney, et al. The C5A Active Load Alleviation

System. Lockheed[J]. Georgia Company, Marietta, Georgia. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. AUGUST 4-7, 1975.
[11] Y.Matsuzaki, et al. Gust Load Alleviation of a Transport-Type Wing: Test and Analysis[J]. J. AIRCRAFT, VOL. 26, NO. 4.
[12] Hoblit F.M. Gust Loads on Aircraft: Concepts and Applications[R]. AIAA Education Series, 1988.
[13] V.A.Tischler, V.B.Venkayya. Structural Optimization for Gust Load Alleviation[R]. AIAA - 98-4778.
[14] 《中国民用航空规章第25部—运输类飞机适航标准》§25.301(b).
[15] 张军红. LQG控制理论在阵风载荷减缓系统中的应用[J]. 飞行力学, 2007(25).
[16] 文传源. 现代飞行控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2004.
[17] Zhang W G, Sun X, Wang W, et al. An improved gust alleviation method[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(1):23-25.
[18] Shao Ke, Wu Zhigang, et a. Theoretical and Experimental Study of Gust Response Alleviation Using Neuro-fuzzy Control Law for a Flexible Wing Model[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010 (23) : 290-297.
[19] D.Gangsaas, U. Ly and D.C Norman. Practical Gust Load Alleviation and Flutter Suppression Control Laws Based on a LQG Methodology[R]. AIAA-81-0021.

(上接第2页)

(3) 搭建项目RBS结构, 形成风险识别检查单框架。

在对技术风险、管理风险、环境风险等大的风险进行逐一分解归类后, 形成RBS结构, 根据RBS结构形成检查单框架。

(4) 形成检查单问题设置和辅助材料编写。

依据WBS及RBS, 形成风险识别矩阵, 对检查单问题进行设置, 完成问题用户化、二意性、适用性和有效性测试后, 形成检查单, 并编制辅助检查材料。

(5) 将检查单及辅助材料发至专家和相关工程/管理人员, 识别风险并作评估。

(6) 根据反馈问题情况, 完善风险检查单, 并开展步骤一工作, 形成工作循环。

2.3 民机风险识别体系的建设中需要注意的几个问题

以上提到的民机风险识别方法, 实际上是WBS-RBS、核查表法、专家调查法、德尔菲法等多种方法的有机整合, 该方法实现了各种方法的优势互补, 但同时仍要注意以下几个问题。

(1) 对工作分解结构的依赖性较强, 范围变更对风险辨识影响较大。主要是将工作分解成WBS (Work Breakdown Structure) 树, 项目风险分解成RBS (Risk Breakdown Structure) 树, 然后用工作分解树和风险分解树交叉构成WBS-RBS矩阵进行风险识别。对于国内民机项目, 由于范围管理意识薄弱、范围变更广泛, 存在随意性强、流程控制不规范的特点, 因此在本风险识别方法使用时, 务必基于已批准发布的WBS结构为蓝本, 对WBS单元的详细说明进行校对, 必要时添加部分单元, 以确保风险识别不会漏项。

(2) 国内风险管理经验积累不足, 体系建立周期长。本方法需要进行广泛的数据收集、分析和整理, 同时还要进行适用性和有效性检验, 花费周期长, 在体系建立后才能发挥出应有的效果, 因此需要投入必须的人力、

物力来建设体系。民机项目风险识别体系一旦建成, 将极大增强风险管控能力。

3 结论

本文对风险识别方法进行全面的探讨和剖析, 通过比较各种方法的优劣, 在结合这些方法的基础上建立一套适用的有效的风险识别体系, 并对体系实施途径做了探讨, 民机风险识别体系是一个需要不断积累的过程, 不能一蹴而就, 需要在民机型号研制过程中不断完善, 从而实现对项目研制全过程的风险进行有效管理。

参考文献:

[1] 张欣莉. 项目风险管理[M]. 北京:机械工业出版社, 2008:5-10.
[2] 刘晓红, 徐玖平. 项目风险管理[M]. 北京:经济管理出版社, 2008:1-15.
[3] 郭捷. 项目风险管理[M]. 北京:国防工业出版社, 2007:1-15.
[4] 符志民. 航天项目风险管理[M]. 北京:机械工业出版社, 2005:10-15.
[5] 项目管理协会著(美). 王勇, 张斌译, 项目管理知识体系指南[M]. 北京:电子工业出版社.
[6] 吴雷, 刘正高. NASA工程项目风险管理探析[J]. 质量与可靠性, 2009, (6):47.
[7] 郭丽强, 田延军. 基于WBS分解法的工程项目风险识别[J]. 中国高新技术企业, 2009, (14):132.
[8] 何哲. 大型飞机项目风险管理研究[D]. 上海:上海交通大学, 2009.
[9] 黄斌. ARJ民机项目风险管理研究[D]. 重庆:西南交通大学, 2009.