

民用飞机平尾载荷的不确定性 及全局灵敏度分析

阮文斌*

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

摘 要:

针对飞行载荷计算输入数据的随机不确定性会导致载荷计算结果波动的现象,采用 Monte Carlo 模拟方法和基于方差的全局灵敏度分析方法对民用飞机急剧俯仰机动随机平尾载荷进行不确定性及全局灵敏度分析。具体分析了飞机气动特性和重心的不确定性对迎角贡献平尾载荷、升降舵偏度贡献平尾载荷及平尾总载荷的影响,进一步通过全局灵敏度分析找出影响平尾载荷计算结果的主要因素。不确定性分析结果表明:气动特性和重心的不确定性导致迎角贡献平尾载荷的波动程度很大。灵敏度分析结果表明:1)升降舵偏度贡献平尾载荷只受升降舵效率的影响;2)迎角贡献平尾载荷主要受无尾飞机零迎角俯仰力矩系数和重心的影响;3)平尾总载荷受升降舵效率的影响最大,受无尾飞机零迎角俯仰力矩系数及重心的影响次之。此外也验证了方法的有效性,对提高飞行载荷的计算精度有一定的指导意义。

关键词: 全局灵敏度;随机不确定性;平尾载荷;蒙特卡洛模拟(Monte Carlo);俯仰机动

中图分类号: V212

文献标识码: A

OSID:



0 引言

载荷是用以评定飞机在使用寿命期间结构完整性的原始数据,将其设计的合理、精确,不仅能减小飞机结构重量,满足可靠性和安全性要求,还能提高经济性^[1]。因此,开展如何将载荷设计合理精确的研究具有重要的意义和工程价值。国内外关于上述相关工作的研究有很多,目前主要着重于研究载荷设计方法^[2-6]以提高载荷设计结果的合理性、精确性,很少考虑载荷计算输入数据存在不确定性对载荷计算结果的影响。

实际上在飞机设计过程中,气动特性数据由于风洞试验^[7-8]、工程估算、线性化理论等误差^[9],重心由于工程估算^[10]误差都存在一定的随机不确定性,这些不确定性因素可能对载荷计算结果产生较大的影响。因此,为了提高载荷计算精度,有必要进

行载荷计算结果的不确定性分析。目前,随机不确定性分析方法主要来源于结构可靠性分析及设计^[11],有基于 Monte Carlo 模拟(Monte Carlo Simulation,以下简称 MCS)的方法^[11]、基于随机多项式展开的方法^[12]及随机配置法^[13]等。MCS 方法计算直接,一般作为不确定性定量分析的首选,故本文将利用 MCS 方法分析输入数据不确定性对载荷计算结果的影响。

近年来,国内外相关研究者发展了一种全局灵敏度分析方法^[14-16],即重要性测度,该方法在不确定性分析的基础上,进而求出每个不确定因素对输出响应量的影响程度。其中,基于方差的全局灵敏度分析方法^[14]由于能够直接反映随机输入变量对输出的影响程度并且容易计算;加上该方法不仅可以求出单个输入的影响程度还可以求出各变量的交叉影响,因此该方法在众多领域已得到了广泛应

* 通信作者. E-mail: ruanwenbin@comac.cc

引用格式: 阮文斌. 民用飞机平尾载荷的不确定性及其全局灵敏度分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2019(4): 75-80. RUAN W B. Uncertainty quantification and global sensitivity analysis of horizontal-tail load for civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2019(4): 75-80 (in Chinese).

用^[17-19],并验证了其有效性,但目前该方法在载荷设计中的应用很少。

为此,本文将结合飞机俯仰机动动力学模型,以气动特性数据和重心视为随机输入变量,平尾载荷视为输出响应量,对民用飞机平尾载荷进行不确定性及全局灵敏度分析。通过对某型飞机算例计算,采用 MCS 方法分析气动特性数据和重心随机不确定性对平尾载荷的影响,并通过基于方差的全局灵敏度分析方法找出平尾载荷计算结果波动的主要因素。

1 俯仰机动平尾载荷的求解

急剧俯仰机动是由中国民用航空规章第 25 部 (Chinese Civil Aviation Regulation Part 25,以下简称 CCAR-25)^[20]条款 § 25.331(c)(1)规定的一种俯仰机动情况。该俯仰机动在初始平衡状态下突然移动俯仰操纵器件来获得极大的抬头俯仰加速度,机动中水平尾翼载荷的大小和分布变化很大,该情况是舵面、平尾及后机身的临界载荷情况。

按规范定义考虑急剧俯仰机动时,首先求微动平尾配平的初始平衡状态的载荷,根据纵向力与力矩平衡可得如下运动方程^[21]:

$$\left. \begin{aligned} (C_{L0\alpha} + C_{L\alpha} \cdot a) \cdot q \cdot S + F_{hl}(a) &= m \cdot g \\ (C_{m0\alpha} + C_{m\alpha} \cdot a) \cdot q \cdot S \cdot C_{AW} - F_{hl}(a) [L_{ha} + \Delta x_{CG}] \\ - (C_{L0\alpha} + C_{L\alpha} \cdot a) \cdot q \cdot S \cdot \Delta x_{CG} + M_{EN} + M_{DR} &= 0 \end{aligned} \right\} (1)$$

由式(1)求解出迎角 a 及平尾载荷 $\Delta F_{hl}(a)$ 。至此,可求出 $n=1$ 初始平衡状态时的载荷。再由机动响应可得如下增量微分方程组^[21]:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\gamma}{dt} &= \frac{\Delta F + m \cdot g(1 - \cos\gamma)}{m \cdot V_\infty} \\ \frac{d\omega_z}{dt} &= \frac{\Delta M}{I_z} \\ \frac{d\theta}{dt} &= \omega_z \end{aligned} \right\} (2)$$

初始条件: $t=0$ 时, $\gamma=\theta=\omega_z=0$ 。式(2)中,

$$\Delta F = (C_{L\alpha} \cdot \Delta a + C_{L\delta e} \cdot \delta e) \cdot q \cdot S + \Delta F_h(a) \quad (3)$$

$$\Delta F_h(a) = C_{Lah} \left[(1 - \varepsilon_a) \cdot \Delta a + (\omega_z + \varepsilon_a \cdot a) \frac{L_{ha} + \Delta x_{CG}}{V_\infty} \right] \cdot q \cdot S \quad (4)$$

$$C_{L\delta e} \cdot \delta e \cdot q \cdot S \cdot [L_{\delta e} + \Delta x_{CG}] - \Delta F_h(a) \cdot [L_{ha} + \Delta x_{CG}] \quad (5)$$

$$\Delta a = \theta - \gamma \quad (6)$$

$$\alpha = \omega_z - \gamma \quad (7)$$

$$\Delta x_{CG} = 0.25 \cdot C_{AW} - x_{CG} \quad (8)$$

其中, Δ 表示增量; t 为时间; a 为迎角; γ 为爬升角; θ 为俯仰角; ω_z 为俯仰角速度; g 为重力加速度; q 为速压; S 为机翼面积; m 为全机重量; V_∞ 为无穷远处来流速度; L_{ha} 为平尾尾力臂; $L_{h\delta e}$ 为对应于升降舵偏转的平尾尾力臂; x_{CG} 为飞机重心; C_{AW} 为机翼平均气动弦长; I_z 为俯仰转动惯量; δ_e 为升降舵偏度; $C_{L\alpha}$ 为无尾飞机升力系数对迎角的导数; $C_{L0\alpha}$ 为无尾飞机在 $a=0$ 时的升力系数; $C_{m\alpha}$ 为无尾飞机俯仰力矩系数对迎角的导数; $C_{m0\alpha}$ 为无尾飞机在 $a=0$ 时的俯仰力矩系数; C_{Lah} 为平尾效率; $C_{L\delta e}$ 为升降舵效率; ε_a 为平尾下洗角对迎角的导数; M_{EN} 、 M_{DR} 分别为发动机推力和飞机阻力产生的俯仰力矩。

根据 CCAR-25 条款 § 25.331 规定的俯仰机动升降舵偏转速率及 δ_e-t 操纵规律,按方程、求出整个俯仰机动过程时间历程,则可得平尾总载荷 F_h :

$$F_{ha} = F_{hl}(a) + \Delta F_h(a) = C_{Lah} \cdot ah \cdot q \cdot S \quad (9)$$

$$F_{h\delta e} = C_{L\delta e} \cdot \delta e \cdot q \cdot S \quad (10)$$

$$F_h = F_{ha} + F_{h\delta e} \quad (11)$$

其中, ah 为平尾当地迎角; F_{ha} 为迎角贡献的平尾载荷; $F_{h\delta e}$ 为升降舵偏度贡献的平尾载荷。

本文中选取飞机俯仰机动响应过程中平尾总载荷 F_h 最大之瞬时为设计点,以气动导数 $C_{L\alpha}$ 、 $C_{L0\alpha}$ 、 $C_{m\alpha}$ 、 $C_{m0\alpha}$ 、 C_{Lah} 、 $C_{L\delta e}$ 、 ε_a 及飞机重心 x_{CG} 为随机输入变量, F_{ha} 、 $F_{h\delta e}$ 、 F_h 为输出响应量,分析各输入变量的随机不确定性对该设计点处平尾载荷的影响,并通过利用基于方差的全局灵敏度分析找出平尾载荷波动的主要因素。

2 不确定性及全局灵敏度分析

2.1 基于 Monte Carlo 的随机不确定性分析

Monte Carlo 模拟 (Monte Carlo Simulation, 以下简称 MCS) 方法^[10,22]亦称为随机模拟方法,是一种以概率和统计理论方法为基础的计算方法。MCS 方法使用非常方便且与随机变量维数无关,故作为系统分析和设计的有力工具已广泛应用于自然科学、工程技术中^[22]。目前该方法已发展比较成熟, MATLAB 可以直接调用强大的随机数产生函数,这简化了 MCS 的过程,因此在本文中对这些方法不再具体说明。

本文利用 MCS 方法进行平尾载荷不确定性分

析的步骤为:

(1)根据随机输入变量的统计特性,产生随机数序列,作为载荷计算的输入;

(2)运用 Matlab 软件求解式和得到一系列对应的平尾载荷响应量值;

(3)对平尾载荷结果进行处理,得到其变异系数,进而得到随机输入变量不确定性对平尾载荷的影响。

2.2 基于方差的全局灵敏度分析

设响应量模型为 $Y = g(X)$, 其中 $X = (X_1, X_2, \dots, X_n)$ 假设为 n 维相互独立的输入变量。Sobol 等人基于函数的高维模型将输出的无条件方差分解为^[15]:

$$V = \sum_{i=1}^n V_i + \sum_{i_1=1}^n \sum_{i_2=i_1+1}^n V_{i_1 i_2} + \dots + V_{1,2,\dots,n} \quad (12)$$

其中,

$$\begin{aligned} V &= \text{Var}(Y) \\ V_i &= \text{Var}[E(Y|X_i)] \\ V_{i_1 i_2} &= \text{Var}[E(Y|X_{i_1}, X_{i_2})] - V_{i_1} - V_{i_2} \\ &\dots \end{aligned} \quad (13)$$

式中, $\text{Var}(g)$ 为方差算子; $E(g)$ 为期望算子; i_1 和 i_2 表示两个不同的输入变量。对式中的各项用无条件方差 V 进行正则化, 则得到 Sobol 等人相应的基于方差的灵敏度指标:

$$S_i = V_i/V, S_{i_1 i_2} = V_{i_1 i_2}/V, \dots \quad (14)$$

目前, 应用比较广泛的方差灵敏度指标为主灵敏度指标^[15]:

$$S_i = \frac{\text{Var}[E(Y|X_i)]}{\text{Var}(Y)} \quad (15)$$

主灵敏度指标 S_i 表示输入变量 X_i 独自变化对输出响应方差的贡献, 由式可知, $0 \leq S_i \leq 1$, 其值越大表明该输入变量对输出响应量的影响越大。

3 随机输入变量对俯仰机动平尾载荷的影响

本节采用第一节定义的俯仰机动力学模型, 以某型飞机原始数据为基础, 研究载荷计算输入变量(气动特性数据、重心)的随机不确定性对平尾载荷的影响。假定气动特性数据、重心都服从正态分布, 变异系数均为 0.06, 均不相关。基于 MCS 方法进行平尾载荷的不确定性分析, 进而应用基于方差

的全局灵敏度分析方法分析找出平尾载荷波动的主要因素。

3.1 俯仰机动平尾载荷的不确定性分析

根据输入变量的分布参数, 由 Matlab 软件随机数产生的函数产生一组随机输入样本(样本量 N 为 10 000); 然后利用俯仰机动平尾载荷计算方法求得相应的平尾载荷输出值, 进而求得平尾载荷的均值和变异系数, 计算结果见表 1。

表 1 平尾载荷不确定性分析结果

平尾载荷	均值/ N	方差/ $-$	变异系数/ $-$
F_{ha}	8 089.5	3 568.03	0.441
$F_{h\delta_e}$	-68 649.4	4 075.37	0.059
F_h	-60 559.9	5 042.24	0.083

从表 1 可看出: 升降舵贡献平尾载荷 $F_{h\delta_e}$ 的变异系数为 0.059, 迎角贡献平尾载荷 F_{ha} 的变异系数达到 0.441, 平尾总载荷 F_h 的变异系数为 0.083。可见, 俯仰机动平尾载荷计算过程中, 输入变量的不确定性引起平尾载荷计算结果的波动都较大, 其中 F_{ha} 的波动最为剧烈。

通过进一步分析可知:

(1) 式中定义的载荷 $F_{h\delta_e}$ 计算公式仅有 $C_{L\delta_e}$ 随机变量, 这表明 $F_{h\delta_e}$ 的波动完全是由 $C_{L\delta_e}$ 的不确定性引起, 故 $F_{h\delta_e}$ 不确定性计算结果与 $C_{L\delta_e}$ 基本一致;

(2) 由式可知, 载荷 F_{ha} 不确定性与平尾效率 C_{Lah} 和平尾当地迎角 ah 有关, 而 C_{Lah} 的变异系数只有 0.06, 这表明 F_{ha} 的剧烈波动主要由 ah 的不确定性引起。

由式(11)可知, 平尾总载荷 F_h 是由 $F_{h\delta_e}$ 和 F_{ha} 两部分组成, 两者波动导致 F_h 也产生了相应的波动。进一步从 $F_{h\delta_e}$ 和 F_{ha} 两者的均值可看出, 载荷 F_h 主要由 $F_{h\delta_e}$ 提供, 故波动程度与 $F_{h\delta_e}$ 的值相当。

3.2 俯仰机动平尾载荷的全局灵敏度分析

从上节分析可知, 输入变量随机不确定性对平尾载荷的影响都很大, 为了提高载荷计算精度, 需要对随机输入变量进行控制, 减少其不确定性。然而考虑到输入变量较多, 若逐一减小各变量的不确定性来提高载荷计算精度, 将费时费力。故需对平尾载荷进行全局灵敏度分析, 对引起平尾载荷波动的输入变量进行重要性排序, 进而优先重点减小重要

性程度高的变量不确定性来达到提高载荷计算精度的目的。

根据上节 MCS 产生的随机输入样本及对应的载荷计算结果,运用基于方差的全局灵敏度分析方法求解得到平尾载荷对输入变量的全局灵敏度指标值。图 1~图 3 中给出了平尾载荷的全局灵敏度分析结果。

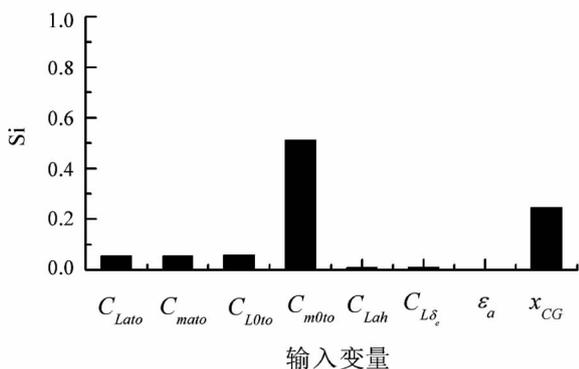


图 1 迎角贡献平尾载荷对输入变量的灵敏度指标值

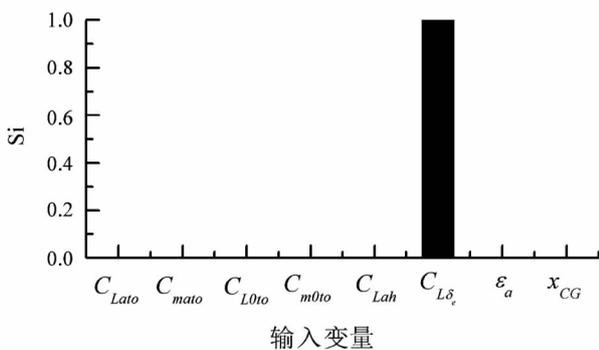


图 2 升降舵贡献平尾载荷对输入变量的灵敏度指标值

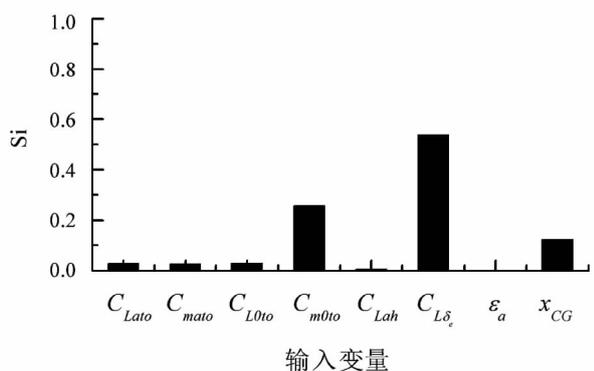


图 3 平尾总载荷对输入变量的灵敏度指标值

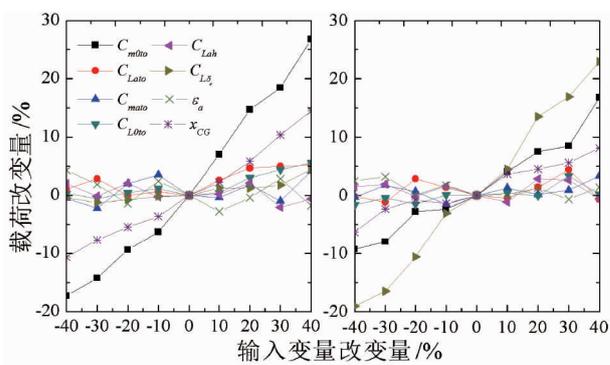
分析其结果可知:

(1)由图 1 可知,迎角贡献平尾载荷 F_{ha} 对 C_{m0to} 的灵敏度指标高达 0.513,对重心 x_{CG} 的灵敏度指标为 0.247,而对其它输入变量的灵敏度指标值都很小,这表明 F_{ha} 的剧烈波动主要由 C_{m0to} 和 x_{CG} 的随机不确定性造成。当要减缓 F_{ha} 的波动程度,提高其计算精度时,应优先着重考虑 C_{m0to} ,尽量提高该气动导数的精度要求,减小它的随机不确定性(即减小变异系数),其次考虑减小 x_{CG} 的随机不确定性。

(2)由图 2 可知,升降舵贡献平尾载荷 $F_{h\delta_e}$ 对 $C_{L\delta_e}$ 的灵敏度指标高达 1.0,这说明 $F_{h\delta_e}$ 的波动完全是由 $C_{L\delta_e}$ 不确定性引起,这与上节 $F_{h\delta_e}$ 不确定性分析结论是一致的。故当要提高 $F_{h\delta_e}$ 的计算精度时,只能减小 $C_{L\delta_e}$ 的不确定性。

(3)由图 3 可知,平尾总载荷 F_h 对 $C_{L\delta_e}$ 、 C_{m0to} 和 x_{CG} 的灵敏度指标分别为 0.539、0.265、0.124,而对其它输入变量的灵敏度指标值都几乎为 0,这表明 F_h 的波动程度对 $C_{L\delta_e}$ 的不确定性最为敏感, C_{m0to} 和 x_{CG} 次之。故当要提高 F_h 的计算精度时,减小 $C_{L\delta_e}$ 不确定性的效率最高, C_{m0to} 和 x_{CG} 次之,而减小其它随机输入变量的不确定性是无效的。

另外,为了进一步验证上述所得结论的正确性和有效性,本文考察了随机输入变量的变异系数变化时,平尾载荷波动程度的变化情况。图 4(a)显示了 F_{ha} 的变异系数随输入变量变化的情况。由图 4(a)可见, F_{ha} 的变异系数随 C_{m0to} 的变异系数改变而变化的程度最为明显, x_{CG} 次之。当 C_{m0to} 的不确定度减小 40% 时, F_{ha} 的波动程度能够减缓 17% 左右;其次,当 x_{CG} 的不确定度降低 40% 时, F_{ha} 的波动程度也有所减缓。除此之外,改变其它输入变量的不确定度时,发现 F_{ha} 的波动程度变化不明显,这证实了上



(a) 迎角贡献平尾载荷 (b) 平尾总载荷

图 4 平尾载荷不确定度随输入变量的变化

述分析结果(1)是正确的。

类似的,由图4(b)可见, F_h 的波动程度随 C_{m0to} 、 x_{CG} 和 $C_{L\delta_e}$ 的不确定度改变而变化的程度都比较显著。通过计算验证发现,单独减小 C_{m0to} 、 x_{CG} 和 $C_{L\delta_e}$ 的不确定度40%时, F_h 的波动程度分别减少了9.32%、6.32%、19.05%。除此之外,改变其它输入变量的不确定度时,发现 F_h 的波动程度几乎没有变化,这证实了上述分析结果(3)是正确的。

4 结论

本文首先采用MCS方法对俯仰机动平尾载荷进行不确定性分析,然后利用基于方差的全局灵敏度分析方法对平尾载荷进行灵敏度分析,得到结论如下:

1) MCS方法和基于方差的全局灵敏度分析方法可适用于民用飞机平尾载荷不确定性及灵敏度分析工作,分析结果是正确有效的。

2) 通过对平尾载荷不确定性分析,发现随机输入变量不确定性导致 F_{ha} 的波动程度最大; $C_{L\delta_e}$ 不确定性造成 $F_{h\delta_e}$ 的波动较大; F_{ha} 和 $F_{h\delta_e}$ 的波动导致 F_h 波动也较大。

3) 从平尾载荷灵敏度分析结果看出, $F_{h\delta_e}$ 的波动程度只受 $C_{L\delta_e}$ 的影响; C_{m0to} 对 F_{ha} 的波动程度影响占主导, x_{CG} 的作用也不能忽略; $C_{L\delta_e}$ 对 F_h 的波动程度影响最大, C_{m0to} 、 x_{CG} 次之。

参考文献:

[1] 瞿进. 民用飞机失配平状态飞行载荷计算研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2010, 1: 5-9.

[2] 邓立东, 李天. 柔性飞机的非线性飞行载荷计算研究[J]. 飞行力学, 2004, 22(4): 85-88.

[3] 张辉, 李杰. 弹性飞机跨声速机动载荷计算方法[J]. 航空学报, 2016, 37(11): 3236-3248.

[4] 秦航远, 吴志刚, 杨超, 等. 滚转机动载荷减缓风洞试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9): 2008-2016.

[5] 王仲燕. 飞机操纵系统特性对机动载荷的影响[J]. 航空学报, 1994, 15(1): 27-31.

[6] 王俊, 招启军, 肖宇. 基于CFD/CSD耦合方法的新颖桨尖旋翼气动弹性载荷计算[J]. 航空学报, 2014, 35(9): 2426-2437.

[7] 高福安, 杨振虎, 高晓宁. 飞机风洞实验数据不确定性估计方法[J]. 飞机设计, 2004(4): 7-10.

[8] 李建, 张平, 王义庆. 风洞数据不确定性分析方法

[J]. 空气动力学学报, 2000, 18(3): 300-306.

[9] 谭林林, 王正平, 刘军. 飞翼布局横航向气动导数的总体估算方法研究[J]. 飞行力学, 2009, 27(2): 16-19.

[10] 罗明强, 魏城龙, 刘虎, 等. 基于三维参数化模型构建的飞机重量重心快速估算方法[J]. 航空学报, 2013, 34(3): 566-573.

[11] 吕震宙, 宋述芳, 李洪双, 等. 结构机构可靠性及可靠性灵敏度分析[M]. 北京: 科学出版社, 2009.

[12] NAJM H N. Uncertainty quantification and polynomial chaos techniques in computation fluid dynamics [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2009, 41(1), 35-52.

[13] ELDRED M S. Recent advances in non-intrusive polynomial chaos and stochastic collocation methods for uncertainty analysis and design, AIAA-2009-2274 [R]. Reston: AIAA, 2009.

[14] SALTELLI A, Marivoet J. Non-parametric statistics in sensitivity analysis for model output: a comparison of selected techniques[J]. Reliability Engineering & System Safety, 1990, 28(1), 229-253.

[15] SOBOL I M. Sensitivity estimates for nonlinear mathematical models[J]. Mathematical Modeling & Computational Experiment, 1993, 1(4): 407-414.

[16] BORGONOVO E. A new uncertainty importance measure [J]. Reliability Engineering & System Safety, 2007, 92(1): 771-784.

[17] 阮文斌, 刘洋, 熊磊. 基于全局灵敏度分析的侧向气动导数不确定性对侧向飞行载荷的影响研究[J]. 航空学报, 2016, 37(6): 1827-1832.

[18] 邬晓敬, 张伟伟, 宋述芳, 等. 翼型跨声速气动特性的不确定性及其全局灵敏度分析. 力学学报, 2015, 47(4): 587-595.

[19] RUAN W B, Lu Z Z and Wei P F. Estimation of conditional moment by moving least squares and its application for importance analysis[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part O: J Risk and Reliability, 2013, 227(6): 641-650.

[20] CCAR-25-R4. 中国民用航空规章第25部: 运输类飞机适航标准[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.

[21] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第9册: 载荷、强度和刚度[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 20-25.

[22] 匡群, 黄一敏. 基于蒙特卡罗方法的控制律鲁棒性验证[J]. 系统仿真学报, 2009, 20: 351-354.

作者简介

飞行载荷设计。E-mail: ruanwenbin@comac.cc

阮文斌 男, 硕士研究生, 工程师。主要研究方向: 民用飞机

Uncertainty quantification and global sensitivity analysis of horizontal-tail load for civil aircraft

RUAN Wenbin *

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: Considering the randomness of input variable used in flight load calculation, the Monte Carlo simulation and the variance-based global sensitivity analysis method were employed to analyze the uncertainty and the corresponding global sensitivity indexes of horizontal-tail load for acute pitch maneuver. In the paper, the influence of aerodynamics and center of gravity (CG) uncertainty, as well as global sensitivity analysis on the horizontal-tail load were presented. The results of uncertainty analysis show that the horizontal-tail load due to angle of attack (AOA) is sensitive to the input uncertainties. From the results of global sensitivity analysis: 1) the horizontal-tail load due to elevator is only influenced by the elevator control effectiveness; 2) the tail-off pitching moment coefficient with zero AOA and the CG have mainly influence on the horizontal-tail load due to AOA; 3) the elevator control effectiveness has the most influence on the total horizontal-tail load, and the tail-off pitching moment coefficient with zero AOA and CG has the second. The validity of the proposed method has been validated, which are useful for promoting the calculation precision of flight load in aircraft design.

Keywords: global sensitivity analysis; random uncertainty; horizontal-tail load; monte carlo; pitch maneuver

* Corresponding author. E-mail: ruanwenbin@comac.cc