

文章编号: 1000-6893(2005)05-0647-05

飞控系统最坏情况分析研究方法研究

陈云霞¹, 段朝阳²

(1. 北京航空航天大学 可靠性工程研究所, 北京 100083)

(2. 中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471009)

Study on Worst Case Analysis Method for Flight Control System

CHEN Yun-xia¹, DUAN Chao-yang²

(1. Reliability Engineering Institute, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

(2. China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

摘要: 提出了飞控系统在其主要影响因素(自然风、推力偏心、控制参数偏差、结构误差等)的作用下进行最坏情况分析的方法。给出了飞控系统最坏情况法整体分析流程,建立了自然风、发动机推力偏心、控制参数偏差和几类主要结构误差的扰动模型。提出了利用直接代入法和正交试验相结合的方法辅助最坏情况进行分析,并给出了详细算法流程。最后以某飞控系统为案例验证了该方法的正确性和可行性。

关键词: 最坏情况分析; 风; 推力偏心; 控制参数偏差; 结构误差; 可靠性仿真; 飞控系统

中图分类号: TB1143.3; TP391.9 **文献标识码:** A

Abstract: This paper puts forward the technique of worst case analysis for flight control system under the influence of some important factors. The integrated process of worst case analysis is given. The disturbance models of wind, thrust deviation, control parameters error and structure errors are established. Then the method of combining the direct substituting with orthogonal test for worst case analysis is presented, and the detailed algorithm process is represented. Then the method is verified by using a flight control system as an example.

Key words: worst case analysis; wind; thrust deviation; control parameters error; structure error; reliability simulation; flight control system

最坏情况法是一种按照不常发生的最坏使用条件的组合为基础,进行确保系统可靠性要求的设计方法^[1]。它是一种非概率统计方法,用来分析影响系统性能的设计参数和各种内、外影响因素处于最坏情况或最坏组合情况下的系统性能参数偏差。对于复杂系统,它是用来分析各类参数处于最坏情况下系统的性能是否还满足指标要求,找出导致系统性能参数处于最坏情况下的设计参数和影响因素的组合规律的方法。

最坏情况法在飞控系统中是用于分析其主要影响因素(自然风、推力偏心、控制参数、结构误差)取最坏或最坏组合情况下判定系统输出的性能参数是否满足指标要求。它可以定量的给出系统处于失效状态下的最坏参数水平组合;也可以定性给出哪些参数对系统的影响较大,排出影响因素的主次顺序;能够检验控制参数的(裕度)设计;还能够制定相关结构装置的公差范围和推力偏心的公差带。

1 文中所用符号

W : 惯性坐标系内的风速

W_m : 突风强度

t : 时间

t_m : 突风尺度

P : 推力矢量

L : 飞行器质心到喷喉端面的距离

δ : 推力偏角

φ : 推力偏心方位角

ΔM_p : 推力偏心矩

$\Delta M_{p_{x1}}, \Delta M_{p_{y1}}, \Delta M_{p_{z1}}, \Delta M_p$: 在机体坐标系各轴上的分量

Δh : 质量偏心

λ, μ : 二个动不平衡角

$\varphi_{\Delta h}$: 质量偏心的方位角

ΔM_{x1} : 扰动滚转力矩

ΔM_{y1} : 扰动偏航力矩

ΔM_{z1} : 扰动俯仰力矩

$\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$: 机体坐标系的旋转角速度

收稿日期: 2005-05-09; 修订日期: 2005-07-25

- J_x, J_y, J_z : 飞行器的转动惯量, 并假定 $J_y = J_z = J$
- $\Delta\alpha$: 附加攻角
- $\Delta\beta$: 附加侧滑角
- ΔF_{y1} : 附加升力
- ΔF_{z1} : 附加侧向力
- $c_{y,\alpha}$: 升力系数对攻角的偏导数
- $c_{z,\beta}$: 侧向力系数对侧滑角的偏导数
- $m_{z,\alpha}$: 俯仰力矩系数对攻角的偏导数
- $m_{y,\beta}$: 偏航力矩系数对侧滑角的偏导数
- q, s, L : 分别为飞行器的动压、特征面积、特征长度
- $\Delta\phi_y$: 水平翼面安装角误差
- $\Delta\phi_z$: 垂直翼面安装角误差
- u : 理想舵偏电压;
- Δu : 舵偏控制电压的增量
- u' : 实际舵偏电压
- n : 舵面的个数
- k : 控制参数的个数

2 飞控系统最坏情况法整体分析流程

进行最坏情况分析时, 若对单因素进行分析

时, 一般采取直接代入法进行分析, 它是将影响因素的偏差值按照最坏情况直接代入系统的性能仿真模型里, 通过仿真分析判定系统的状态。若待分析的参数个数较多并且要对各参数进行组合分析时, 由于最坏情况分析法要对每个参数上、下极限值进行全面组合, 则需要进行大量仿真试验, 因此本论文采取正交表辅助最坏情况仿真试验设计。

飞控系统最坏情况法整体分析流程见图 1 所示。

3 影响因素扰动模型^[2]

3.1 风的扰动模型

在飞控系统最坏情况分析时, 所考虑的风的模型为离散突风。离散突风又称阵风(Gust), 表现为确定性风速变化。在飞行控制系统设计中, 广泛使用“1-cosine”型离散突风模型。20 世纪 80 年代前, 较多采用的是全波长“1-cosine”离散突风模型; 20 世纪 80 年代后, 更多使用的是半波长“1-cosine”型离散突风模型。

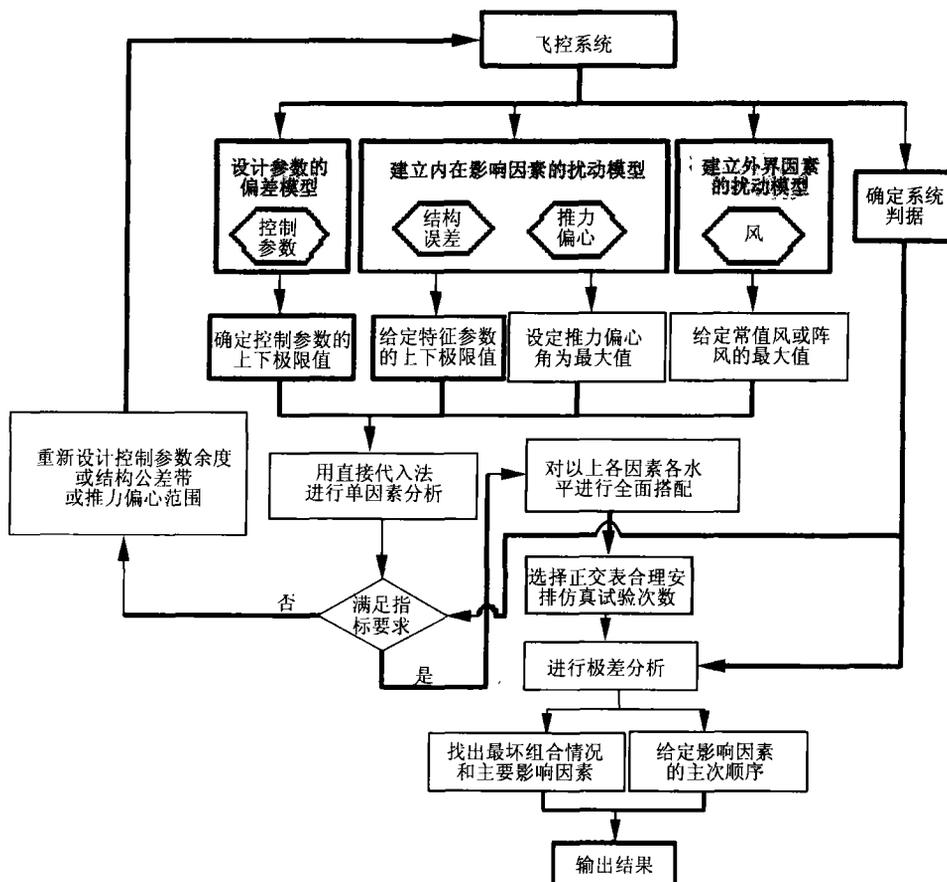


图 1 最坏情况法整体分析流程

Fig. 1 The integrated analysis process for worst case analysis

全波长“1-cosine”离散突风模型为

$$\left. \begin{cases} W = 0 & t < 0 \\ W = \frac{W_m}{2}(1 - \cos \frac{\pi t}{t_m}) & 0 \leq t \leq 2t_m \\ W = 0 & t > 2t_m \end{cases} \right\} (1)$$

半波长“1-cosine”离散突风模型为

$$\left. \begin{cases} W = 0 & t < 0 \\ W = \frac{W_m}{2}(1 - \cos \frac{\pi t}{t_m}) & 0 \leq t \leq 2t_m \\ W = W_m & t > 2t_m \end{cases} \right\} (2)$$

上述离散突风模型可用来表征任一方向离散突风分量。与全波长“1-cosine”离散突风模型相比,半波长“1-cosine”离散突风模型使用较为方便灵活,例如,用多个半波长“1-cosine”离散突风模型顺序连接可构成新的突风模型。

风速和地速决定空速,在有风条件下,与气流相关的气动系数、气动力等是由空速决定的,只有惯性力是由地速决定的^[3]。

3.2 推力偏心的扰动模型

一般情况下,推力偏心引起的扰动力要比它对飞行器质心形成的扰动力矩对飞行性能影响小得多,通常不予考虑。下面将给出推力偏心引起的扰动力矩模型。

$$\begin{bmatrix} \Delta M_{Px1} \\ \Delta M_{Py1} \\ \Delta M_{Pz1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ Pd \sin \varphi \\ -Pd \cos \varphi \end{bmatrix} \doteq (PL\delta/57.3) \begin{bmatrix} 0 \\ \sin \varphi \\ -\cos \varphi \end{bmatrix} \quad (3)$$

3.3 结构误差的扰动模型

(1) 静不平衡扰动模型 它是通过建立扰动力矩方法来实现,扰动力矩模型为

$$\begin{bmatrix} \Delta M_{Px1} \\ \Delta M_{Py1} \\ \Delta M_{Pz1} \end{bmatrix} = P\Delta h \begin{bmatrix} 0 \\ \sin \varphi \Delta h \\ -\cos \varphi \Delta h \end{bmatrix} \quad (4)$$

(2) 动不平衡扰动模型 动不平衡是由飞行器质量分布不均匀引起的,它只有在飞行器作旋转运动时才表现出来。扰动模型为

$$\begin{bmatrix} \Delta M_{x1} \\ \Delta M_{y1} \\ \Delta M_{z1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(J - J_x)\lambda \frac{d\omega_{y1}}{dx} + (J - J_x)\mu \frac{d\omega_{z1}}{dt} \\ -(J - J_x)\lambda \frac{d\omega_{x1}}{dt} \\ (J - J_x)\mu \frac{d\omega_{x1}}{dt} \end{bmatrix} \quad (5)$$

(3) 不同轴度的扰动模型 飞行器不同轴度引起的扰动模型:一方面将 $\Delta\alpha$ 当作推力偏心角,求解因推力偏心引起的扰动力矩,如式(6);另一方面由附加攻角和侧滑角求得扰动力和扰动力矩,如式(7)、式(8)。

$$\begin{bmatrix} \Delta M_{Px1} \\ \Delta M_{Py1} \\ \Delta M_{Pz1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ Pd \sin \varphi \\ -Pd \cos \varphi \end{bmatrix} \doteq (PL\Delta\alpha/57.3) \begin{bmatrix} 0 \\ \sin \varphi \\ -\cos \varphi \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\Delta F_{y1} = c_{y,\alpha} \Delta\alpha qs \quad (7)$$

$$\Delta M_{z1} = m_{z,\alpha} \Delta\alpha qsL$$

$$\Delta F_{z1} = c_{z,\beta} \Delta\beta qs \quad (8)$$

$$\Delta M_{y1} = m_{y,\beta} \Delta\beta qsL$$

(4) 翼面安装误差的扰动模型 翼面安装误差是指实际飞行器的翼面相对几何纵轴的安装角与理论设计安装角有差异。由于安装角和攻角有着同样的作用,由此在飞行器上产生干扰力和干扰力矩。

$$\Delta F_{y1} = c_{y,\alpha} \Delta\phi_y qs \quad (9)$$

$$\Delta M_{z1} = m_{z,\alpha} \Delta\phi_y qsL$$

$$\Delta F_{z1} = c_{z,\beta} \Delta\phi_x qs \quad (10)$$

$$\Delta M_{y1} = m_{y,\beta} \Delta\phi_x qsL$$

(5) 舵面机械零位误差的扰动模型 舵面机械零位误差是指当舵控制电压为零时,舵偏角不能“回零”的状态。其扰动模型的建立可通过修改舵偏控制电压来实现,即对每个舵通道的控制电压通过增加或减小一定的量值来实现。扰动模型可用下式表示

$$u'_{(n)} = u_{(n)} \pm \Delta u_{(n)} \quad (11)$$

3.4 控制参数偏差的扰动模型

控制参数偏差是指实际产品的控制参数值与理论设计要求的参数值存在有一定偏差。控制参数偏差建模的一般形式如图 2 所示。

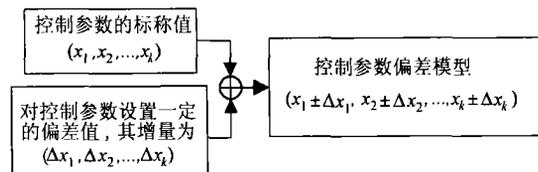


图 2 控制参数偏差建模示意图

Fig. 2 Sketch of modeling control parameters error

4 最坏情况算法流程

在进行最坏情况分析时,一般是先利用直接

代入法分析,即进行单因素分析,针对单因素分析完毕后再进行正交试验法分析。若对单因素进行最坏情况分析就能造成系统异常状态,那么得首先找出造成系统异常的参数及其水平,进行参数

的优化设计,再对剩下的参数进行全面搭配,然后利用正交表来安排试验,通过仿真和极差分析找出最坏参数组合情况。飞控系统最坏情况详细算法流程如图 3 所示。

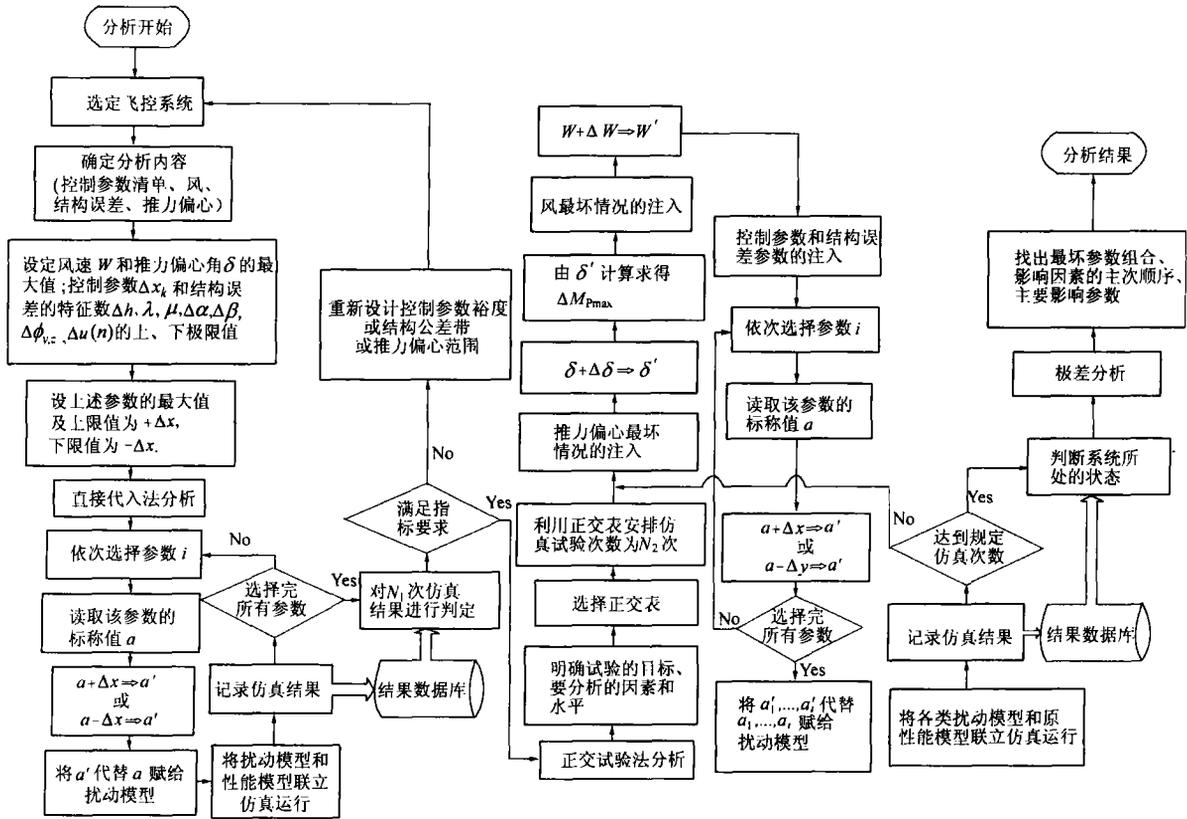


图 3 飞控系统最坏情况法算法流程

Fig. 3 Algorithm process of worst case analysis for a flight control system

5 案例分析

以某型导弹飞控系统为案例进行最坏情况仿真试验。通常情况下,飞控系统具有功能完好到完全故障之间的不同功能状态^[4~6],假若该系统有“稳定性好”、“能工作”和“失效”3 种功能状态,并用 S_r, S_w 和 S_g 表示,即用: S_g 表示“系统稳定性好”; S_w 表示“系统能正常工作”; S_r 表示“系统失效”。

仿真试验内容包括:控制参数偏差、发动机推力偏心、结构误差、离散突风等。假若该系统控制参数共有 8 个,其它影响因素的特征参数参见前面扰动模型。下面将给出最坏情况分析试验结果。

(1) 单因素最坏情况分析试验 利用直接代入法分别将参数的最大值、上偏量或下偏量代入相应的扰动模型,再将扰动模型通过接口和性能模型进行联立,通过仿真试验检验各参数在最坏

情况下系统是否可靠,对于造成系统失效的参数要进行优化设计,再作试验,直至试验结果满足要求。各类因素的试验条件和试验结果见表 1 所示。

(2) 综合因素最坏情况分析试验 在一次仿真中依次注入各参数的最大值、上偏量或下偏量,以检验各参数在最坏组合情况下系统是否可靠,同时利用正交试验分析法找出系统处于最坏状态下的不同参数水平组合、确定主要影响因素和影响因素的主次顺序。

各因素的最坏条件设定同表 1 的试验条件,并且由表 1 可知,水平数为“1”的参数有 3 个,水平数为“2”的参数有 18 个,若采取排列组合的方式需要进行 2^{18} 次仿真试验;而利用正交表 $L_{32}(2^{31})$ 安排仿真试验次数,只需进行 32 次仿真试验。

由此可见,利用正交表辅助最坏情况分析可以大大减少试验次数,分析方法简单,它通过代表

性很强的少数实验比较全面的反应各参数各水平对系统的影响情况。试验部分结果见表 2。

由表 1 和表 2 可以看出,单因素最坏情况对系统的影响较小,而多种因素综合起来对系统的影响较大。其中,对系统性能影响较大的因素在设计时应该引起高度重视。

表 1 最坏情况试验条件和单因素仿真结果

Table 1 Test condition for worst case and simulation result for single factor

影响因素种类	特征参数	试验条件	系统状态
控制参数偏差 (共有 8 个)	偏差增量	上限值和下限值	S_g
发动机推力偏心	推力偏心角 δ	为设计人员给定的最大值	S_g
静不平衡	质量偏心 Δh	为设计人员给定的最大值	S_g
动不平衡	角参数 λ	上限值和下限值	S_g
	角参数 μ	上限值和下限值	S_g
弹体不同 轴度	附加攻角 $\Delta\alpha$	上限值和下限值	S_g
	附加侧滑角 $\Delta\beta$	上限值和下限值	S_g
弹翼安装 角误差	水平弹翼 安装角误差 $\Delta\varphi_y$	上限值和下限值	S_g
	垂直弹翼 安装角误差 $\Delta\varphi_z$	上限值和下限值	S_g
舵面机械 零位误差	舵面零位误差 $\Delta\mu_1$	上限值和下限值	S_g
	舵面零位误差 $\Delta\mu_2$	上限值和下限值	S_g
	舵面零位误差 $\Delta\mu_3$	上限值和下限值	S_g
	舵面零位误差 $\Delta\mu_4$	上限值和下限值	S_g
	阵风 $W(t)$	在最坏条件下发生	S_w

表 2 综合因素最坏情况仿真试验结果

Table 2 Simulation result of worst case analysis for multiple factors

总仿真 次数	处于 S_g 状态 的次数	处于 S_w 状态 的次数	处于 S_f 状态 的次数	主要影响 因素	影响因素的 主次顺序
32	24	4	4	发动机 推力偏心	发动机推力偏心、风、控制参数偏差、动不平衡、翼面安装角误差、舵面机械零位误差、静不平衡、弹体不同轴度。

6 结束语

提出了将最坏情况法用于飞控系统的可靠性分析,其中将正交试验法用于系统的最坏情况分析属于创新工作。

最坏情况法可用于系统的容差分析,求得系统性能参数偏差,找出系统处于最坏情况下参数组合规律,还可以确定主要影响因素和影响因素的主次顺序。本文所给出的两类最坏情况法适用于性能指标比较明确的所有系统的可靠性分析。

参 考 文 献

- [1] [日]坪内和夫. 可靠性设计[M]. 北京:机械工业出版社, 1983.
Pingnei H F. Reliability design[M]. Beijing: Mechanical Industry Press, 1983. (in Chinese)
- [2] 陈云霞. 性能与可靠性一体化建模和分析方法研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2004.
Chen Y X. Study on the method of integrated modeling and analysis for performance and reliability[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics. 2004. (in Chinese)
- [3] 肖业伦. 飞行器运动方程[M]. 北京:航空工业出版社, 1987.
Xiao Y L. Aircraft motion equation [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1987. (in Chinese)
- [4] Wu S M, Chan L Y. Performance utility-analysis of multi-state systems[A]. In: Reliability, IEEE Transactions[C]. 2003. 14-21.
- [5] Trewn J S. Functional reliability design and evaluation methodology: a systems approach[D]. Wayne State University, 1999.
- [6] Brunelle R D, Kapur K C. Continuous-state system-reliability: an interpolation approach[A]. In: Reliability, IEEE Transactions[C]. 1998. 181-187.

作者简介:



陈云霞(1977-) 女,安徽怀宁人,北京航空航天大学可靠性工程研究所讲师、博士。研究方向为可靠性设计与分析、系统仿真。电话: 010-82316447. E-mail: chenyunxia@buaa.edu.cn, 通讯地址:北京航空航天大学 14 系元器件室, 邮编:100083

段朝阳(1964-) 女,河南洛阳人,中国空空导弹研究院研究员。研究方向为导弹制导与控制仿真。电话: 0379-3386641. E-mail: duanchaoyang@vip.sina.com, 通讯地址:河南洛阳市 030 信箱 5 分箱。