

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2017.03.010

民用飞机校验机动仿真研究

Research on the Checked Maneuver Simulation of Civil Aircraft

刘毅 / LIU Yi

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

摘要:

校验机动是民用飞机纵向俯仰机动中的一种,它是机翼、平尾等部件的载荷严重情况之一。对于校验机动的分析国内国际上的主流是采用机动仿真法。美国的 FAR 和欧洲的 CS 适航条款对校验机动有着不同的要求, FAR 指定了俯仰角加速的要求,没有指定俯仰操纵器件的输入;而 CS 则指定了俯仰操纵器件的输入,对俯仰角加速度没有要求。以往国内校验机动一直以 FAR 条款为设计基础,对于 CS 条款的研究和分析不多,以欧洲 CS 条款为基础,对校验机动的仿真分析进行了研究。

关键词: 民用飞机; 校验机动; 机动仿真

中图分类号: V211.8

文献标识码: A

[**Abstract**] Checked maneuver is one of the longitudinal pitch maneuvers of civil aircraft, which is the critical load condition of wing and horizontal tail. For checked maneuver analysis, maneuver simulation method is mainly used domestically and internationally. The FAR and CS regulations have different requirement for the checked maneuver, FAR specifies the requirement of the pitch acceleration rather than the pitch operation input, while CS specifies the pitch operation input rather than pitch acceleration. Domestically the checked maneuver is analyzed according to the FAR regulation, there is not much research and analysis on the CS regulation. This paper conducts maneuver simulation research on the checked maneuver according to the CS regulation.

[**Keywords**] civil aircraft; checked maneuver; maneuver simulation

0 引言

校验机动是民用飞机载荷设计中非常重要的一种机动情况,它是机翼、平尾等部件的载荷严重情况之一。校验机动是指飞机在俯仰运动中,先移动座舱俯仰操纵器件使得飞机抬头,然后反向移动俯仰操纵器件来“校验”俯仰机动,与非校验机动相比,校验机动要求在整个速度包线范围内进行分析,且在机动过程中增加了一个回舵的过程。对校验机动的分析国内和国际上存在很多做法,包括简单估算法、经验公式法、仿真分析法等。当前,由于计算机技术的发展,加上载荷设计精细化及适航符合性的要求,仿真分析法已成为校验机动分析的主流方法。

对于校验机动,美国的 FAR 和欧洲的 CS 适航条款有着不同的要求。在 FAR 条款中规定^[1]:校验机动在达到规定的正负过载系数的同时,飞机的抬头和低头俯仰角加速度也必须达到指定的数值;而 CS 条款中规定了俯仰操纵器件以正弦输入的形态为基准,这种正弦输入形态可以调整以尽可能地达到规范规定的过载系数,在达到了舵面的极限偏度或驾驶员的操纵能力限制,而这种正弦的输入形态仍然不能得到规定的过载系数时,可以使得操纵面在最大偏度的位置保持一段时间,以获得更大的过载,保持时间的长短由需达到的过载系数来决定。

对比 FAR 和 CS 条款的差别不难发现, FAR 指定了俯仰角加速的要求,对俯仰操纵器件的输入没有规定;而 CS 则指定了俯仰操纵器件的输入,对俯仰角加

速度没有要求。目前,国际上的趋势是采用欧洲的CS条款作为校验机动的设计依据,原因是FAR的条款提出时间比较早,随着航空工业的发展,各种不同尺寸、类型飞机的出现,条款的适应性逐步降低。FAR条款中规定的俯仰角加速要求通用于小到私人飞机大到喷气式客机的各种机型,对于一些较小的、机动性能较好的飞机而言,比较容易达到规范规定的角加速度和过载要求;但对于一些较大的、不追求机动能力的飞机如双通道宽体客机而言,有些情况下难以达到规范规定的角加速度和过载要求。

国内民航校验机动一直以FAR条款为设计依据,对于CS条款的研究和分析不多。本文以欧洲的CS条款为基础,对校验机动的仿真分析进行了研究。

1 运动动力学方程

机动仿真求解,首先需要对飞行机动过程进行数学描述,然后通过求解运动动力学方程来确定飞机相应的运动参数和姿态参数。

1.1 坐标系

一般采用体轴坐标系,坐标原点O位于重心处,X轴在飞机对称平面内沿机身向前,Y轴垂直于飞机对称平面沿翼展向右,Z轴由右手法则确定,如图1所示。

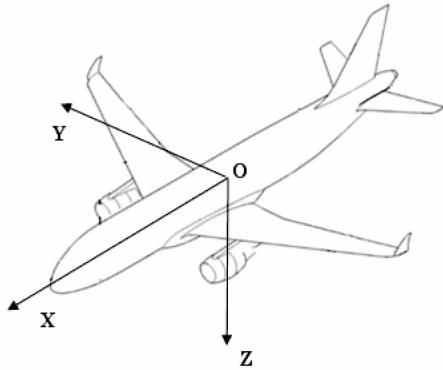


图1 飞机体轴坐标系

1.2 运动动力学方程

飞机的运动可采用以下两个方程来描述^[2]:

$$\left. \begin{aligned} m \left(\frac{dV_x}{dt} + w_y V_z - w_z V_y \right) &= \sum F_x \\ m \left(\frac{dV_y}{dt} + w_z V_x - w_x V_z \right) &= \sum F_y \\ m \left(\frac{dV_z}{dt} + w_x V_y - w_y V_x \right) &= \sum F_z \end{aligned} \right\} (1)$$

$$\left. \begin{aligned} J_x \frac{dw_x}{dt} + (J_z - J_y)w_y w_z - J_{xz} \left(\frac{dw_z}{dt} + w_x w_y \right) &= \sum M_x \\ J_y \frac{dw_y}{dt} + (J_x - J_z)w_x w_z + J_{xz} (w_x^2 - w_z^2) &= \sum M_y \\ J_z \frac{dw_z}{dt} + (J_y - J_x)w_x w_y - J_{xz} \left(\frac{dw_x}{dt} - w_y w_z \right) &= \sum M_z \end{aligned} \right\} (2)$$

式中: V_x, V_y, V_z 为速度在坐标系三个方向的投影分量; J_x, J_y, J_z 为飞机的惯矩在三个方向的分量; w_x, w_y, w_z 为角速度在三个方向的分量; F_x, F_y, F_z 为三个方向的气动力分量; M_x, M_y, M_z 为三个方向的力矩分量; m 为飞机的质量。

对称机动情况,令 $dV_y/dt=0, dw_x/dt=0, dw_z/dt=0$,则对称机动运动方程可简化为如下三自由度方程:

$$\left. \begin{aligned} m \left(\frac{dV_x}{dt} + w_y V_z - w_z V_y \right) &= \sum F_x \\ m \left(\frac{dV_z}{dt} + w_x V_y - w_y V_x \right) &= \sum F_z \\ J_y \frac{dw_y}{dt} + (J_x - J_z)w_x w_z + J_{xz} (w_x^2 - w_z^2) &= \sum M_y \end{aligned} \right\} (3)$$

考虑到飞机的气动力特性和发动机推力,令 $\beta=0, w_x=0$,则式(3)可改写为:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV_x}{dt} &= V_y w_z - V_z w_y + (P \cos \varphi_P - F_x \cos \alpha - F_z \sin \alpha) / m - g \sin \theta \\ \frac{dV_z}{dt} &= V_x w_y - V_y w_x - (P \sin \varphi_P + F_x \sin \alpha - F_z \cos \alpha) / m + g \cos \theta \cos \gamma \\ \frac{dV_y}{dt} &= \frac{J_z - J_x}{J_y} w_x w_z + \frac{J_{xz}}{J_y} (w_z^2 - w_x^2) + \frac{1}{J_y} \sum M_y \end{aligned} \right\} (4)$$

式中: α 为飞机迎角; β 为飞机侧滑角; γ 为飞机倾斜角; θ 为飞机俯仰角; φ_P 为发动机推力线在飞机对称面上的投影与飞机纵轴之间的夹角,当推力线向上方偏斜时为正; P 为发动机推力。

1.3 初始条件

初始条件是过载为1的平飞状态,此时升降舵不偏转,通过平尾的偏转来配平飞机, $w_{z0}=0$,由平衡方程可以得到初始状态的平尾微动角和迎角^[3]:

$$\left. \begin{aligned} \delta_{h0} &= \frac{C_{z0} m_y^\alpha - C_z^\alpha m_{y0} - mg m_y^\alpha / qS}{C_z^\alpha m_y^{\delta_h} - C_z^{\delta_h} m_y^\alpha} \\ \alpha_0 = \theta_0 &= \frac{(mg/qS - C_{z0} - C_z^{\delta_h} \delta_{h0})}{C_z^\alpha} \end{aligned} \right\} (5)$$

式中: δ_{h0} 为初始时刻的平尾偏度; C_{z0} 为 $\alpha=0$ 时的升力系数; C_z^α 为全机升力线斜率; $C_z^{\delta_h}$ 为平尾效率; $m_y^{\delta_h}$ 为俯仰力矩系数对平尾偏度的导数; m_{y0} 为全

机零升俯仰力矩系数; m_y^α 为俯仰力矩系数对迎角的导数; q 为飞机的速压; S 为飞机参考面积。

2 仿真输入条件

校验机动仿真求解的输入条件,主要包括重量重心、速度包线、计算高度、气动数据、操纵器件输入等。

2.1 重量数据

校验机动仿真计算用的设计重量必须包含从飞机最小重量到最大设计重量之间的所有可能导致结构严重超载的重量,包括最大起飞重量、最大着陆重量、最大零油重量、45分钟余油重量、最小飞行重量等特性重量。对于特定的飞机可能还规定一些其他重量,原则上对所有可能导致结构严重超载的重量状态都应考虑在内。

重心的范围必须覆盖从前重心到后重心所有可能导致结构严重超载的情况。一般来说,飞机重心位置主要由结构布局、有效装载的分布和耗油顺序决定,同时还应考虑飞行姿态、加速度和飞机弹性变形的影响,在实际飞行中,由于制造误差、使用条件的变化和其它一些预料不到的因素,飞机实际重心有可能前于最前位置和后于最后位置,该容差应取合理的数值。

2.2 速度包线

校验机动仿真需考虑从 V_A 到 V_D 之间的所有速度,如图2所示。

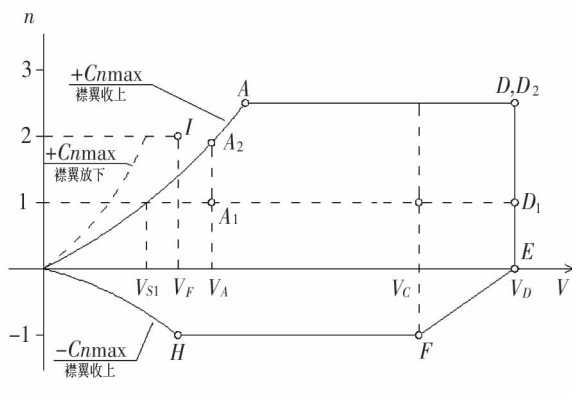


图2 速度包线图

2.3 计算高度

校验机动仿真计算中选择的高度必须包括海平面和一些特定高度(如马赫数限制高度),根据条款规定,必须在海平面至最大飞行高度之间选择足

够多的高度,包括以下特征高度:

- 1)海平面高度;
- 2)座舱压力高度;
- 3) V_C 受马赫数限制高度;
- 4) V_D 受马赫数限制高度;
- 5)初始巡航高度;
- 6)最大使用高度。

2.4 气动数据

校验机动仿真计算所需气动数据通常用下述几种途径获得:

- 1)理论计算及工程估算;
- 2)风洞试验;
- 3)采用同类飞机的经验数据分析后确定。

2.5 操纵器件输入

CS条款中规定的座舱操纵器件的移动由式(6)确定:

$$\delta(t) = \delta_1 \sin(\omega t) \quad 0 \leq t \leq t_{\max} \quad (6)$$

其中: δ_1 是初始方向的最大座舱操纵器件位移,受限于控制系统止动限制、控制面止动限制和驾驶员能力限制; $\delta(t)$ 是座舱操纵器件位移随时间的函数,在初始方向, $\delta(t)$ 受限于 δ_1 ,在相反的方向, $\delta(t)$ 受限于控制系统止动限制、控制面止动限制和驾驶员能力限制; $t_{\max} = 3\pi/2\omega$; ω 是控制偏转的周期频率,其值等于包含主动控制系统效应的飞机短周期刚体模态无衰减自然频率,其合理值应不小于 $\pi V/2V_A$ 弧度每秒,其中, V 是飞机进入机动时的速度, V_A 为飞机的设计机动速度;

对抬头校验机动座舱操纵器件的移动幅度应按比例缩放以保证规定的正过载系数不被超过;对低头校验机动座舱操纵器件的移动幅度应按比例缩放以保证重心处的过载系数不小于0。如果对于以上规定的座舱操纵器件的移动,飞机的响应无法达到规定的过载系数,则采用以下的座舱操纵器件输入:

$$\delta(t) = \delta_1 \sin(\omega t) \quad 0 \leq t \leq t_1 \quad (7)$$

$$\delta(t) = \delta_1 \quad t_1 \leq t \leq t_2 \quad (8)$$

$$\delta(t) = \delta_1 \sin(\omega[t + t_1 - t_2]) \quad t_2 \leq t \leq t_{\max} \quad (9)$$

其中, $t_1 = \pi/2\omega$, $t_2 = t_1 + \Delta t$, $t_{\max} = t_2 + \pi/\omega$; Δt 是在初始方向能达到规定的过载系数所需的最小时间间隔,但是 Δt 不需要超过5s,如图3所示。

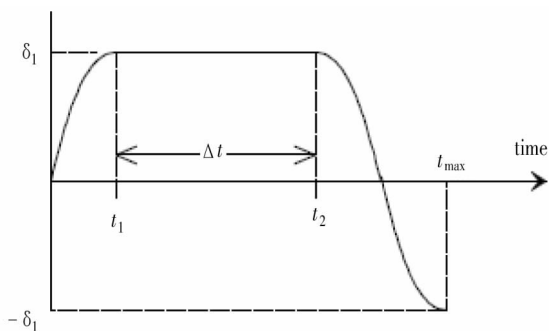


图3 校验机动座舱操纵器件输入曲线

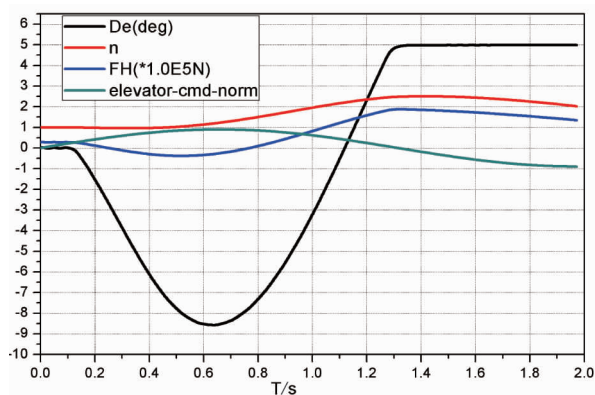


图5 正校验机动仿真曲线

3 仿真结果分析

通过建立运动动力学方程,采用机动仿真的方法,国内首次以欧洲的CS条款为基础对某民用飞机进行了校验机动仿真计算,仿真结果如图4和图5所示。从仿真结果可以看到,采用CS条款规定的操纵器件输入,飞机能够达到条款规定正负过载的要求,且由于没有强制的俯仰角角速度要求,飞机的机动历程更加靠近真实的飞行状态,载荷计算结果更加合理。

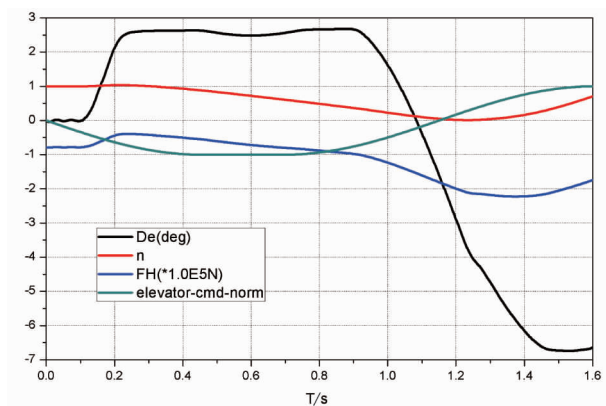


图4 负校验机动仿真曲线

4 结论

通过基于欧洲CS条款的校验机动仿真,得到以下结论:

1) FAR条款规定的校验机动对角加速度的要求,提出时间比较早,随着航空工业的发展及大型飞机的出现,条款的适应性逐步降低;

2) CS条款中规定了校验机动的操纵器件输入,更加符合当代飞机的设计特点,更加接近真实机动情况,已经成为国际上校验机动仿真设计的主流与趋势。

参考文献:

- [1] 中国民用航空总局. CCAR-25 中国民用航空规章第25部:运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空总局,2001.
- [2] 《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.
- [3] 刘毅. 民用飞机平尾气动载荷计算方法研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2013(1): 18-22.

作者简介:

刘毅 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行载荷。
Tel:021-20865575, E-mail: liuyi@comac.cc