

民用飞机控制律对俯仰机动平尾 载荷影响分析

阮文斌* 闫中午 符梁栋

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: 针对中国民用航空规章第 25 部 25.331(c) 条规定的两种俯仰机动情况(非校验机动和校验机动), 本文首先对两种俯仰机动条款进行理解, 然后对比分析了中国民用航空规章第 25 部与欧洲的适航认证规范对校验机动情况存在的差异, 最后对两种俯仰机动考虑控制律前后分别进行机动仿真计算, 进而对飞机响应及平尾载荷计算结果进行对比分析。计算分析结果表明: 1) 考虑控制律后, 飞机舵面偏度变化较大, 进而导致整个机动过程中飞机响应姿态以及最后的机动载荷变化较大; 2) 对于急剧移动操作器件的非校验机动, 考虑控制律后飞机的响应姿态有所缓减, 最后导致平尾载荷有所降低; 3) 对于相对缓慢移动操作器件的校验机动, 考虑控制律后飞机的响应更为剧烈, 最后导致平尾载荷有所增加。

关键词: 俯仰机动; 控制律; 平尾载荷; 机动仿真

中图分类号: V249.1

文献标识码: A

OSID:



0 引言

在中国民用航空局 2011 年发布的《中国民用航空规章第 25 部: 运输类飞机适航标准》(Chinese Civil Aviation Regulation Part 25, 简称 CCAR-25)^[1] 中, 第 25.331(c) 条俯仰机动情况仅概括给出了俯仰机动的座舱纵向操纵器件移动规律和飞机响应需达到的目标状态, 并没有明确量化的给出操作器件位移-时间曲线, 这给目前国内外主流的机动仿真分析法的使用带来了一定的困扰。

首先, 本文对 CCAR-25 部 25.331(c) 条规定的两种俯仰机动情况进行分析, 并针对 CCAR-25 部 25.331(c) 条与欧洲的适航认证规范(Certification Specification 25, 简称 CS-25) 条款^[2] 存在的差异进行对比分析。

其次, 国内大多数飞机载荷设计专业在计算机动载荷时, 将条款要求的座舱操纵器件输入规律当作操纵面运动规律使用, 忽略和回避了控制律的响

应特性。近年来, 随着控制律在现代飞机上的大量应用, 并且复杂程度也逐步增加, 导致飞机控制律特性在机动载荷计算中起到至关重要的作用。由于飞机的机动运动取决于操纵面的运动激励, 而操纵面的运动又由驾驶员的动作和控制律特性共同确定。因此, 在计算机动载荷时, 如果忽略控制律的作用, 用座舱操纵时间历程代替操纵面偏转时间历程, 对于带有不同控制律系统的飞机来说, 视操纵规律的不同, 所计算出的机动载荷或保守或根本不对^[3-6]。

针对上述情况, 本文首先对 CCAR-25 部 25.331(c) 条规定的两种俯仰机动情况进行条款对比理解, 然后结合纵向运动动力学方程, 对两种俯仰机动考虑控制律前后分别进行机动仿真计算, 并对飞机响应及平尾载荷计算结果进行分析比较, 进而表明飞机控制律对飞行机动载荷的重要影响。

1 运动动力学方程

俯仰机动是由 CCAR-25 部^[1] 第 25.331(c) 条

* 通信作者. E-mail: ruanwenbin@comac.cc

引用格式: 阮文斌, 闫中午, 符梁栋. 民用飞机控制律对俯仰机动平尾载荷影响分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2020(3): 12-16. RUAN W B, YAN Z W, FU L D. Influence of civil aircraft control law on pitching maneuvering tail load[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2020(3): 12-16 (in Chinese).

规定的一种机动情况,具体包括非校验机动和校验机动两种情况。按规范定义考虑俯仰机动时,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^[7]:

$$\left. \begin{aligned} (C_{L0to} + C_{Lato} \cdot a) \cdot q \cdot S + F_{hl}(a) &= m \cdot g \\ (C_{m0to} + C_{mato} \cdot a) \cdot q \cdot S \cdot C_{AW} - F_{hl}(a) [L_{ha} + \Delta x_{CG}] \\ - (C_{L0to} + C_{Lato} \cdot a) \cdot q \cdot S \cdot \Delta x_{CG} + M_{EN} + M_{DR} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中, C_{Lato} 为无尾飞机升力系数对迎角的导数; C_{L0to} 为无尾飞机在 $a=0$ 时的升力系数; C_{mato} 为无尾飞机俯仰力矩系数对迎角的导数; C_{m0to} 为无尾飞机在 $a=0$ 时的俯仰力矩系数; a 为迎角; g 为重力加速度; q 为速压; S 为机翼面积; m 为全机重量; L_{ha} 为平尾尾力臂; $\Delta x_{CG}=0.25 \cdot C_{AW} - x_{CG}$ 为飞机重心与气动焦点的距离; C_{AW} 为机翼平均气动弦长; M_{EN} 、 M_{DR} 分别为发动机推力和飞机阻力产生的俯仰力矩。

由上述方程可求出初始平衡状态时的迎角和平尾微动角。再由机动响应可得如下增量微分方程组^[7]:

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

初始条件: $t=0$ 时, $\gamma=\theta=\omega_z=0$ 。式中, ΔF 表示由于机动响应带来的法向气动力增量; ΔM 表示由于机动响应带来的俯仰力矩增量; γ 为爬升角; θ 为俯仰角; ω_z 为俯仰角速度; V_∞ 为无穷远处来流速度; I_z 为俯仰转动惯量。

根据升降舵偏转速率及俯仰操纵器件操纵规律,按方程求出整个俯仰机动过程中飞机响应时间历程,进而可得平尾载荷^[7-8]。

根据CCAR-25部第25.331条规定的俯仰机动要求是飞行员移动俯仰操纵器件,在不考虑控制律的情况下,升降舵舵面根据座舱俯仰操纵输入规律在规定的时间内线性增加到限制偏度,而考虑了控制律后,升降舵舵面根据飞机响应状态和杆位移反馈计算得到升降舵舵偏,然后进行运动动力学方程仿真求解,得到整个飞机机动响应时间历程。本文中对俯仰机动考虑控制律前后分别进行仿真计算,并对飞机响应及平尾载荷计算结果进行分析比较。

2 控制律对非校验机动影响分析

非校验机动是CCAR-25部第25.331(c)(1)条规定的一种俯仰机动情况。该俯仰机动初始速度为 V_A ,过载为1.0,突然移动俯仰操纵器件来获得极大的抬头俯仰加速度。在俯仰机动过程中水平尾翼载荷变化很大,非校验机动是平尾、升降舵及后机身的临界载荷情况。

在不考虑控制律非校验机动仿真计算时,升降舵舵面根据座舱纵向操纵输入规律在极短时间内线性增加到限制偏度,而考虑了控制律的非校验机动计算是在极短时间内纵向操纵器件达到最大位移。控制律根据飞机响应状态、纵向操纵器件位移反馈计算得到升降舵舵偏,然后进行飞行运动动力学方程仿真求解,得到整个飞机机动响应时间历程。

采用运动动力学方程,以某型民用飞机原始数据为基础,对是否考虑控制律的非校验机动分别进行了机动仿真计算,得到的飞行姿态及平尾载荷对比曲线如图1~图5所示:

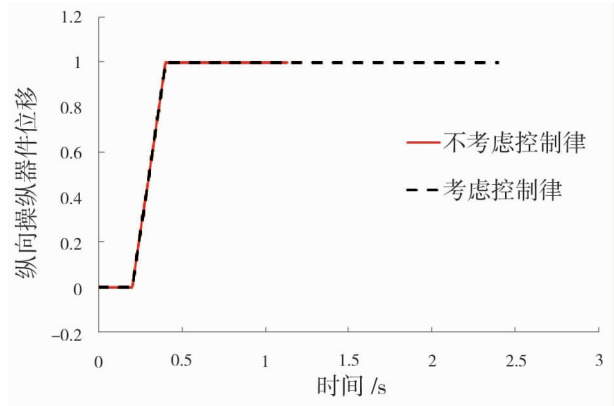


图1 非校验机动俯仰操纵器件位移对比曲线

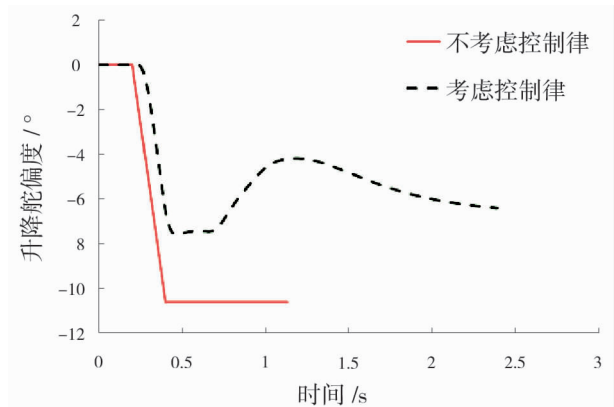


图2 非校验机动升降舵偏角对比曲线

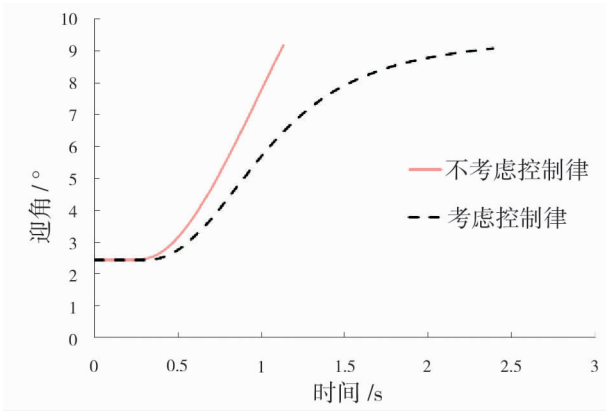


图 3 非校验机动迎角对比曲线

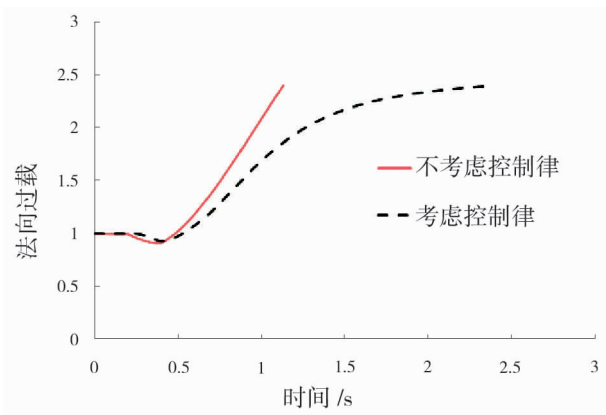


图 4 非校验机动过载对比曲线

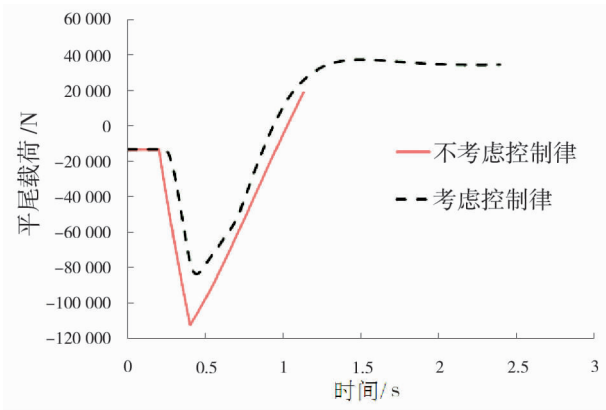


图 5 非校验机动平尾载荷对比曲线

从图 1 ~ 图 5 中可以看出,考虑控制律后,纵向操纵器件位移不再与升降舵偏度一一对应,而是对应法向过载系数,控制律通过比较当前的纵向操纵器件位移法向过载指令和真实的法向过载系数响应后计算得到所需的升降舵偏度。在纵向操纵器件位移急剧移动到满偏时,由于系统的延迟及控制律反馈的影响,飞机的响应及平尾载荷与不考虑控制律

计算的结果相比要缓和得多。

3 控制律对校验机动影响分析

校验机动是 CCAR-25 部第 25.331(c)(2) 条规定的一种俯仰机动情况。与非校验机动区别有三点:1) 校验机动初始速度为 25.333(b) 条中机动包线上 A 到 I 中的所有设计空速,包括 V_A 、 V_C 和 V_D ; 2) 校验机动是指飞机在俯仰运动中,先移动座舱纵向操纵器件使得飞机抬头或低头,然后反向移动纵向操纵器件来校验俯仰机动,机动过程中增加了一个回舵的过程;3) 相对于非校验机动规定的急剧移动俯仰操纵器件,校验机动是一种规定的操纵器件移动,移动俯仰操纵器件相对比较缓慢。

此外,国内的 CCAR-25 部和欧洲的适航认证规范^[2](Certification Specification and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes 25,简称 CS-25)对于校验机动有着不同的要求。CCAR25.331(c)(2) 规定校验机动在达到规定的过载系数的同时,飞机的正负俯仰角加速度也必须达到一定的要求,对纵向操纵器件的输入没有具体规定^[9]。而根据 CS25.331(c)(2) 条款的要求,规定了座舱纵向操纵器件的输入形态(正弦)和过载系数要求,而对俯仰角加速度没有要求^[2],典型输入形态如图 6 所示。

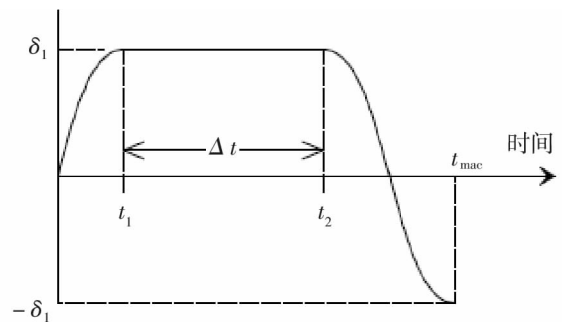


图 6 CS25.331(c)(2) 条款规定的校验机动座舱纵向操纵曲线

经过调查发现,CCAR25.331(c)(2) 规定的俯仰角加速要求更加适用于一些较小的、机动性能较好的飞机,这类飞机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(如大型民用客机)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^[10]。因此,针对大型民用飞机,目前国内外的趋势都是采用欧洲

的CS25.331(c)(2)条款作为校验机动的设计依据。

与非校验机动类似,结合运动动力学方程,依据CS25.331(c)(2)条款对校验机动规定的要求,以某型民用飞机原始数据为基础,对是否考虑控制律的校验机动分别进行了机动仿真计算,得到的飞行响应及平尾载荷对比曲线如图7~图11所示:

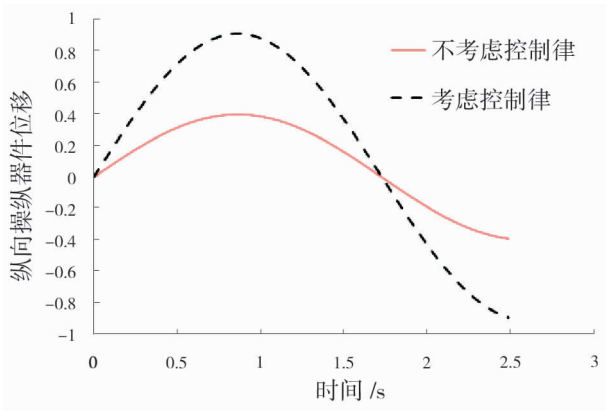


图7 校验机动俯仰操纵器件位移对比曲线

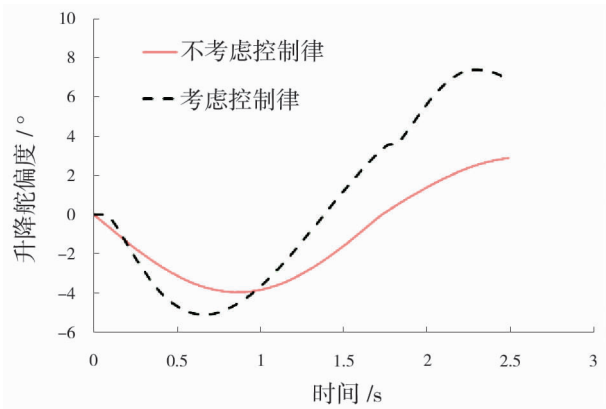


图8 校验机动升降舵偏度对比曲线

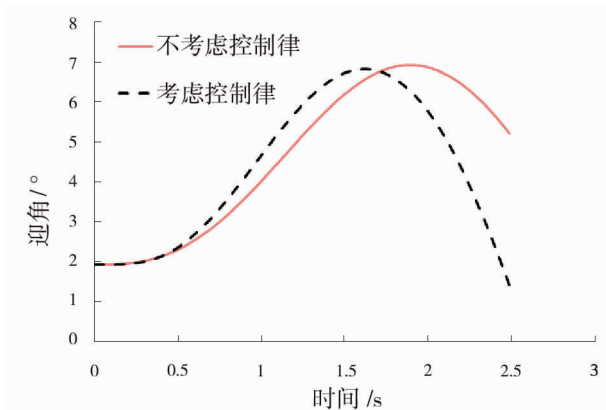


图9 校验机动迎角对比曲线

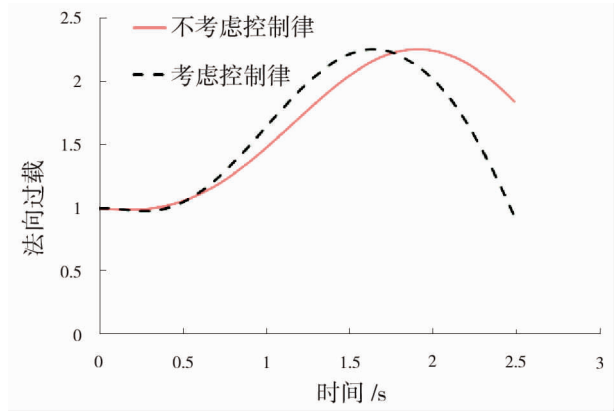


图10 校验机动过载对比曲线

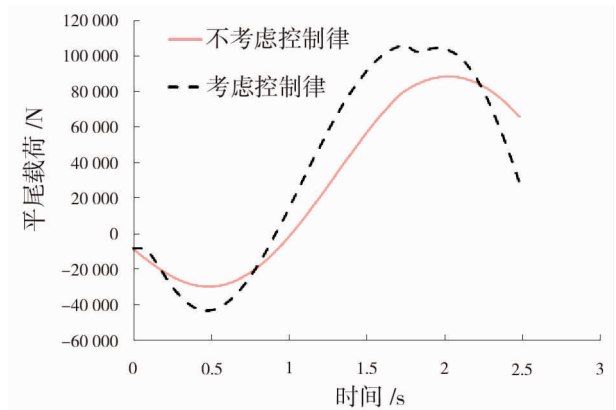


图11 校验机动平尾载荷对比曲线

从上图中可以看出,校验机动与非校验机动区别在于:校验机动移动俯仰操纵器件相对比较缓慢且机动过程中增加了一个回舵的过程。由于俯仰操纵器件移动相对比较缓慢,控制律为满足飞行品质的要求及CS25.331(c)(2)条款规定的正限制过载系数要求,考虑控制律后升降舵舵面偏转速率有所增加;其次由于控制律设计中有舵面超调的现象,导致最大升降舵舵偏偏度也有所增加,最后导致飞机响应及平尾载荷有所增加。

4 结论

- 1)考虑控制律后,飞机舵面偏度变化较大,进而导致整个机动过程中飞机响应以及最后的机动载荷变化较大;
- 2)对于急剧移动操作器件的非校验机动,考虑控制律后飞机的响应有所缓减,最后导致机动载荷有所降低;
- 3)对于相对缓慢移动操作器件的校验机动,考

虑控制律后飞机的响应更为剧烈,最后导致机动载荷有所增加。

参考文献:

- [1] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准:CCAR-25-R4[S]. 北京:中国民用航空局,2011.
- [2] European Aviation Safety Agency. Certification Specification and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes 25:CS-25[S]. European Aviation Safety Agency, 2013.
- [3] 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.
- [4] 陈惠亮. 主动控制技术对民用飞机飞行载荷的影响[J]. 民用飞机设计与研究, 1997(3): 17-22.
- [5] 王庆林, 董善荣. 飞机操纵系统动态特性在对称机动飞行载荷计算中的应用[J]. 飞行力学, 1984(2): 49-58.
- [6] 李志, 崔冬敏. 带主动控制技术飞机平尾机动载荷

计算研究[J]. 飞机设计, 2005(2): 15-19.

- [7] 《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.
- [8] 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.
- [9] 党亚斌, 钱光平, 孙一峰. 民用飞机校验机动操纵剖面图研究[J]. 空气动力学学报, 2014(2): 209-213.
- [10] 刘毅. 民用飞机校验机动仿真研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2017(3): 54-57.

作者简介

阮文斌 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞行载荷设计。E-mail: ruanwenbin@comac.cc

闫中午 男, 学士, 高级工程师。主要研究方向: 飞行载荷设计。E-mail: yanzhongwu@comac.cc

符梁栋 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞行载荷设计。E-mail: fuliangdong@comac.cc

Influence of civil aircraft control law on pitching maneuvering tail load

RUAN Wenbin * YAN Zhongwu FU Liangdong

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

Abstract: Based on two kinds of pitching maneuvers (Uncheck Maneuver and Check Maneuver) specified in article 25.331(c) of CCAR-25, this paper firstly makes an understanding of article 25.331(c), and then compares and analyzes the differences between CCAR-25 and CS-25. Finally, maneuver simulation calculation for two pitching maneuver situations with/without the consideration of control law was carried out respectively, and then the results of the aircraft response and the tail load calculation were compared and analyzed. The results show that: 1) when the control law is considered, the rudder deflection of the aircraft changes greatly, which leads to the large change of the aircraft's response attitude and the final maneuvering load during the whole maneuver process; 2) for the unchecked maneuver with the rapidly moving operating device, the response attitude of the aircraft is reduced after considering the control law, and the horizontal-tail load is finally reduced; 3) for the checked maneuver with relatively slow moving operating device, the response of the aircraft is more drastic after considering the control law, which finally leads to an increase in the horizontal-tail load.

Keywords: pitching maneuver; control law; horizontal-tail load; maneuver simulation

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