

文章编号:1674-8190(2020)06-900-07

民用飞机控制律对偏航机动载荷影响分析

阮文斌, 张智

(中国商飞上海飞机设计研究院 飞机结构强度工程技术所, 上海 201210)

摘要: 飞机机动过程中方向舵快速大幅偏转会使得方向舵和垂尾上产生较大气动载荷并传递到后机身, 导致驾驶员来回往复蹬舵造成安全事故。针对 CCAR-25 部 25.351 条规定的偏航机动情况及 CS-25 部 25.353 规定的偏航机动新条款——方向舵往复偏转, 本文首先对两种偏航机动条款分别进行分析; 然后考虑控制律进行偏航机动情况机动仿真计算; 最后通过比较分析飞机响应运动参数及垂尾载荷计算结果, 并分析控制律对偏航机动载荷的影响。结果表明: 对于偏航机动, 考虑控制律后飞机的响应幅度有所缓减, 导致垂尾载荷有所降低; 对于偏航机动新条款, 由于方向舵反向偏转导致侧滑角贡献和方向舵偏度贡献垂尾载荷两者叠加, 从而导致垂尾载荷大幅增加; P-Beta 控制律有效降低了方向舵往复偏转的垂尾载荷。

关键词: 偏航机动; 方向舵往复偏转; 控制律; 垂尾载荷; 机动仿真

中图分类号: V215.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.06.019

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



The Influence of Control Law on Yaw Maneuver Load about Civil Aircraft

RUAN Wenbin, ZHANG Zhi

(Aircraft Structure and Stress Division, COMAC Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: The fast and sharp deflection of rudder in aircraft maneuvering process can produce large aerodynamic loading on rudder and vertical fin, and transmit them to the rear fuselage, even cause the safety accident of reciprocated rudder pedalling of pilot. Based on yaw maneuver situation stipulated in article 25.351 of CCAR-25 and rudder control reversal situation stipulated in article 25.353 of CS-25, the CCAR25.331 and CS25.353 are firstly analyzed; then the maneuver simulation calculation for two yaw maneuver situations with/without the consideration of control law respectively is carried out; and finally a comparative analysis of the aircraft response and the vertical-tail load is conducted, and the influence of control law on yaw maneuvering load is analyzed. The results show that, for the yaw maneuver situation, the response amplitude of the aircraft is reduced after considering the control law, and the vertical-tail load is reduced; after considering the rudder control reversal, the response amplitude of the aircraft and the angle of side slip are increased, and the vertical-tail load is finally increased; the vertical-tail load caused by the rudder control reversal can effectively be reduced after considering the P-Beta control law.

Key words: yaw maneuver; rudder control reversal; control law; vertical-tail load; maneuver simulation

收稿日期:2020-09-28; 修回日期:2020-12-04

通信作者:阮文斌, ruanwenbin@comac.cc

引用格式:阮文斌, 张智. 民用飞机控制律对偏航机动载荷影响分析[J]. 航空工程进展, 2020, 11(6): 900-906.

RUAN Wenbin, ZHANG Zhi. The influence of control law on yaw maneuver load about civil aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(6): 900-906. (in Chinese)

0 引言

偏航机动是 CCAR25.351^[1]、FAR25.351^[2]和 CS25.351^[3]规定的一种侧向机动情况,该条款要求方向舵操纵器件突然移动至方向舵舵偏限制偏度并保持,直到侧滑角达到稳态时再操纵方向舵操纵器件突然回到中立位置。机动过程中由于方向舵快速大幅偏转造成方向舵和垂尾上产生较大气动载荷并传递到后机身,进而导致方向舵、垂尾和后机身等部件成为载荷严重情况之一。

偏航机动是单向蹬舵过程,整个机动过程中不需考虑驾驶员来回往复蹬舵情况。服役经验和调查表明,不论在训练中还是在运营飞行中,驾驶员都可能实施一些错误或对飞行不利的方向舵输入措施,例如脚踏反向操作。事故和事件资料显示,一些飞机经历了方向舵往复偏转操作,导致机体结构承受了超过限制载荷甚至有时超过极限载荷的作用力。现有的规章无该方面的机动载荷情况考虑,进而导致了多起由于驾驶员来回往复蹬舵造成的安全事故,其中包括 2001 年美航 AA587 航班坠毁事故^[4]。因此,为保证飞机安全性,欧洲航空安全局(European Aviation Safety Agency,简称 EASA)在 2018 年发布了新条款 CS25.353,作为现行 CS25.351 偏航机动条款的补充。与偏航机动单向蹬舵不同,方向舵往复偏转包含了两次往复蹬舵过程。

CCAR25.351 偏航机动和 CS25.353 方向舵往复偏转条款中都规定了驾驶舱航向操纵位移时间曲线,对于采用机械操纵或助力操纵的飞机,在进行机动载荷计算时,可直接将条款要求的座舱方向舵操纵器件输入规律当作操纵面运动规律使用^[5-8]。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,操纵面的偏转规律由简单的驾驶员动作线性变化变为由驾驶员动作和控制律特性共同来确定,进而决定飞机的机动响应。国内,王仲燕^[9]从操纵面运动速率和规律两个方面研究了控制律对对称机动载荷的影响;王庆林等^[10]将飞机控制律特性用于对称机动载荷计算分析,研究了控制律对机动载荷的影响;李志等^[11]研究了采用主动控制技术时,飞机飞行参数对平尾机动载

荷的影响;陈惠亮^[12]研究了主动控制技术对民用飞机飞行载荷的影响,但并没有给出具体的计算和实践结果;阮文斌等^[13]研究了控制律对俯仰机动平尾载荷的影响。从上述研究可知,目前国内在控制律对机动载荷影响的研究工作主要集中在纵向俯仰机动情况,而对横航向机动载荷的影响鲜有报道。

针对上述问题,本文结合运动动力学方程,依据 CCAR25.351 条款偏航机动情况及 CS25.353 条款方向舵往复偏转情况的要求,对两种偏航机动情况考虑控制律分别进行机动仿真计算,并对飞机响应运动参数及垂尾载荷计算结果进行分析比较,分析飞机控制律对偏航机动载荷的影响。

1 运动动力学方程

飞机绕质心运动动力学方程主要由三部分组成:动力学方程组、运动学方程组以及其他补充方程组。

1.1 动力学方程组

飞机的动力学方程组由作用在飞机质心上的力及绕质心转动的矩组成,详见式(1)~式(2)。

$$\begin{cases} F_x = m(\dot{u} + qw - rv) \\ F_y = m(\dot{v} + ru - pw) \\ F_z = m(\dot{w} + pv - qu) \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} M_x = I_x \dot{p} + (I_z - I_y)qr - I_{xz}(pq + \dot{r}) \\ M_y = I_y \dot{q} + (I_x - I_z)rp + I_{xz}(p^2 - r^2) \\ M_z = I_z \dot{r} + (I_y - I_x)pq + I_{xz}(qr - \dot{p}) \end{cases} \quad (2)$$

式中: m 为飞机质量; \dot{u} 、 \dot{w} 、 \dot{v} 为飞机的加速度; u 、 w 、 v 为飞机的速度; p 、 q 、 r 为飞机的角速度; \dot{p} 、 \dot{q} 、 \dot{r} 为飞机的角加速度; F_x 、 F_y 、 F_z 为飞机的合外力; I_x 、 I_y 、 I_z 为飞机的转动惯量; I_{xz} 为飞机的惯性积; M_x 为飞机的滚转力矩; M_y 为飞机俯仰力矩; M_z 为飞机偏航力矩。

1.2 运动学方程组

飞机的运动学方程组给出了地面坐标轴系中飞机在空间的运动轨迹和姿态变化规律,详见式(3)~式(4)。

$$\begin{cases} \dot{x}_g = u \cos \theta \cos \psi + v(\sin \theta \sin \phi \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) + \\ w(\sin \theta \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \\ \dot{y}_g = u \cos \theta \sin \psi + v(\sin \theta \sin \phi \sin \psi + \cos \phi \cos \psi) + \\ w(\sin \theta \cos \phi \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \\ \dot{z}_g = -u \sin \theta + v \sin \phi \cos \theta + w \cos \phi \cos \theta \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \dot{\phi} = p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta} (q \sin \phi + r \cos \phi) \end{cases} \quad (4)$$

式中： \dot{x}_g 、 \dot{y}_g 、 \dot{z}_g 为飞机相对地面坐标轴系下三个方向的加速度； θ 为俯仰角； ϕ 为滚转角； ψ 为航迹偏航角。

1.3 补充方程组

除上述动力学方程和运动学方程外，为便于使用，增加了一些常用变量之间的相关转换关系，如式(5)~式(7)所示。

$$\begin{cases} V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \\ \tan \alpha = \frac{w}{u} \\ \sin \beta = \frac{v}{V} \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} u = V \cos \alpha \cos \beta \\ v = V \sin \beta \\ w = V \sin \alpha \cos \beta \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} p = \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ q = \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \\ r = \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi \end{cases} \quad (7)$$

式中： V 为飞机速度； α 为迎角； β 为侧滑角。

在进行偏航机动载荷仿真计算时，首先根据适航条款中规定的方向舵操纵器件操纵规律得到方向舵舵面的偏转规律，在不考虑控制律计算时，方向舵舵面根据脚踏操纵输入规律线性增加到限制偏度；而考虑控制律计算时，控制律根据方向舵操纵器件操纵位移和飞机响应运动参数反馈共同计算得到方向舵舵偏。然后通过求解上述的运动动力学方程，求出整个偏航机动过程中飞机响应运动参数时间历程，进而利用垂尾部件导数可以得到垂尾载荷，具体过程可详见参考文献[14]。

2 控制律对偏航机动影响分析

偏航机动是 CCAR25.351^[1]、FAR25.351^[2] 和 CS25.351^[3] 规定的一种侧向机动情况，方向舵操纵器件操纵位移要求如图 1 所示，具体要求详见 CCAR25.351^[1] 及参考文献[15]。

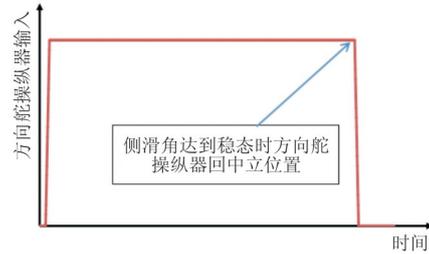


图 1 偏航机动方向舵操纵器件操纵示意图^[15]
Fig. 1 Control diagram of rudder control device for yaw maneuver^[15]

按照 CCAR25.351 偏航机动条款要求，机动载荷计算初始状态为法向过载系数 1 的定常飞行，此时突然偏转方向舵操纵器件到最大限制偏度并保持使飞机偏航至过漂侧滑角，飞机将达到过漂侧滑角并随后会达到静平衡状态，此时操纵方向舵操纵器使得方向舵突然回到中立位置，如图 2 所示。在此过程中需考虑飞机的刚体瞬时响应过程以及实际的控制律反馈。

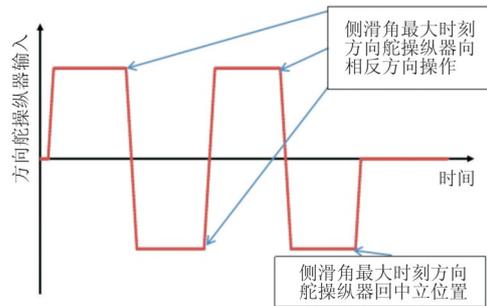


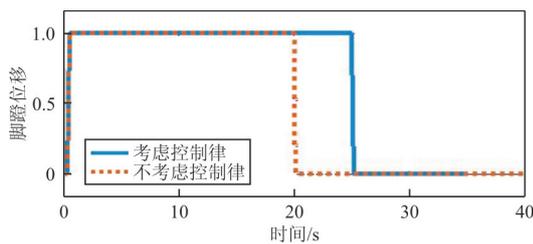
图 2 方向舵往复偏转方向舵操纵器件操纵示意图^[15]
Fig. 2 Control diagram of rudder control device for rudder control reversal^[15]

在不考虑控制律的偏航机动载荷计算时，直接将 CCAR25.351 偏航机动条款要求的座舱方向舵操纵器件输入规律当作方向舵舵面运动规律使用；而考虑了控制律的偏航机动载荷计算时，方向舵舵

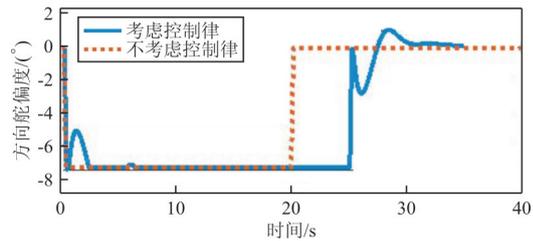
偏根据飞机响应运动参数、脚踏位移反馈计算得到,再进行飞行运动动力学方程仿真求解,得到整个飞机偏航机动响应时间历程。

根据上述偏航机动条款要求,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偏航机动分别进行仿真计算。

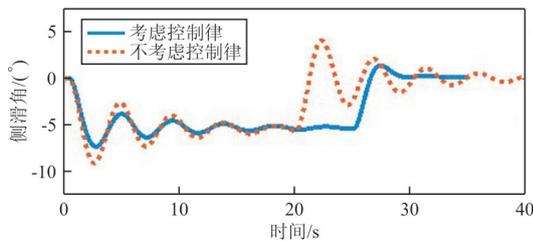
典型工况下是否考虑控制律进行偏航机动仿真得到的飞机响应运动参数及垂尾载荷对比曲线如图 3 所示。



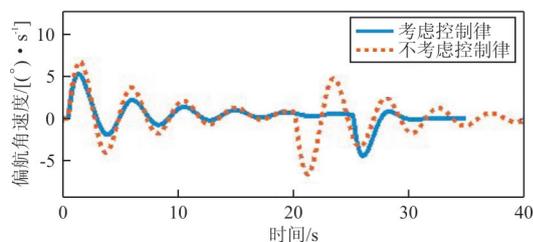
(a) 脚踏位移对比曲线



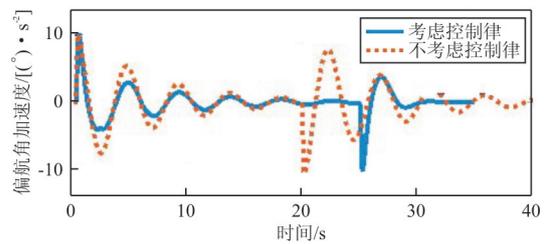
(b) 方向舵偏度对比曲线



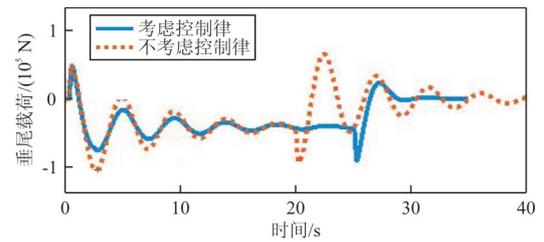
(c) 侧滑角对比曲线



(d) 偏航角速度对比曲线



(e) 偏航角加速度对比曲线



(f) 垂尾载荷对比曲线

图 3 偏航机动考虑控制律后飞机响应参数及垂尾载荷对比曲线

Fig. 3 The comparison curve of the response parameters of the aircraft and vertical-tail load after considering the control law for yaw maneuver

从图 3 可以看出:方向舵操纵器件位移相同的情况下,考虑控制律后由于偏航阻尼器的作用,在偏航角速度较大时,方向舵舵面偏度有所减小,导致飞机所能达到的最大过漂侧滑角也有所减小,进而导致垂尾载荷最大值有所下降。

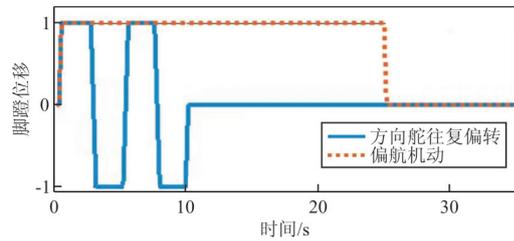
3 控制律对方向舵往复偏转影响分析

方向舵往复偏转是 CS25.353 规定的一种新的侧向机动情况,以作为 CS25.351 偏航机动条款的补充。方向舵操纵器件操纵位移要求如图 2 所示,具体要求可详见参考文献[3,15]。

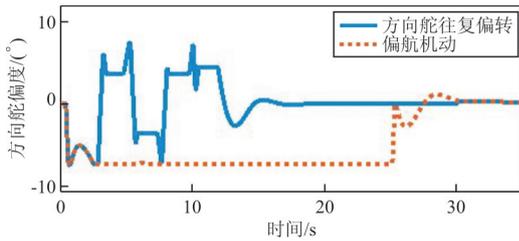
CS25.353 与 CS25.351 偏航机动条款区别有三点:①方向舵往复偏转产生的载荷情况视为极限载荷,无需采用额外的安全系数;②与偏航机动单向蹬舵不同,方向舵往复偏转包含了两次往复蹬舵过程;③方向舵往复偏转回舵时刻为最大过漂侧滑角时刻。

依据 CS25.353 条款对方向舵往复偏转规定的要求,以某型民用飞机原始数据为基础,对典型工况下考虑控制律的方向舵往复偏转进行仿真计算,并与偏航机动仿真结果^[15]进行对比。两种偏

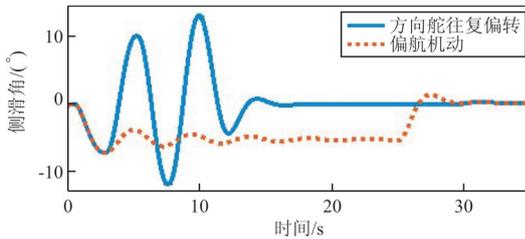
航机动仿真得到的飞机响应运动参数及垂尾载荷对比曲线如图 4 所示,可以看出:考虑方向舵往复偏转后,由于方向舵突然反向偏转至最大偏度时,侧滑角贡献的垂尾载荷与方向舵偏度贡献的垂尾载荷叠加,导致垂尾载荷急剧增加;由于往复蹬舵,侧滑角会发散增加,导致垂尾载荷也会发散增加。



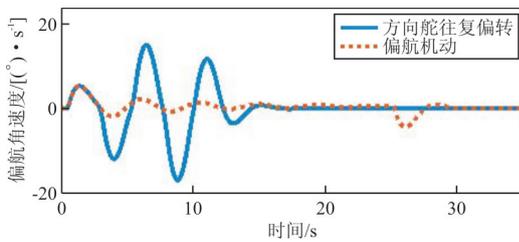
(a) 脚蹬位移对比曲线



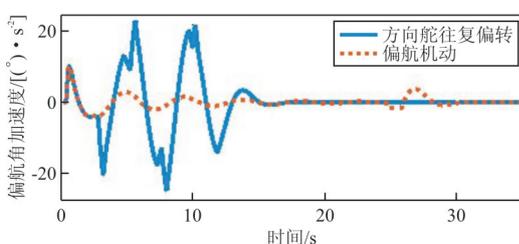
(b) 方向舵偏度对比曲线



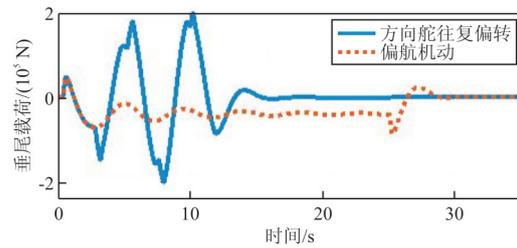
(c) 侧滑角对比曲线



(d) 偏航角速度对比曲线



(e) 偏航角加速度对比曲线



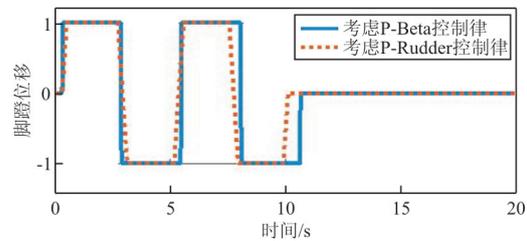
(f) 垂尾载荷对比曲线

图 4 偏航机动和方向舵往复偏转机动仿真对比曲线

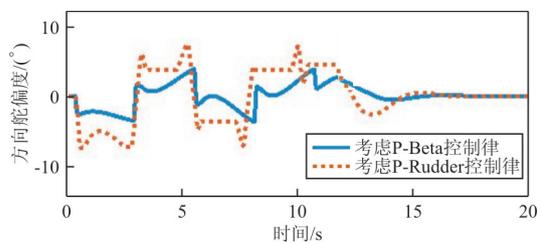
Fig. 4 The comparison curve of maneuver simulation for yaw maneuver and rudder control reversal

针对上述问题,采取控制律优化措施对方向舵往复偏转引起的垂尾载荷增加进行限制。本文采用国内流行的 P-Rudder 控制律,脚蹬位移对应一个固定的方向舵偏度,具有偏航阻尼功能,在偏航角速度较大时能有效降低飞机垂尾载荷。但从图 4 也可以看出:考虑控制律对于方向舵往复偏转垂尾载荷抑制并不是很有效。为此,对控制律架构进行调整,采用国际上新提出的 P-Beta 控制律,该控制律脚蹬位移不再对应一个固定的方向舵偏度,而是对应一个侧滑角,控制律通过比较当前的脚蹬侧滑角指令和真实的侧滑角响应后,计算所需的方向舵偏度。

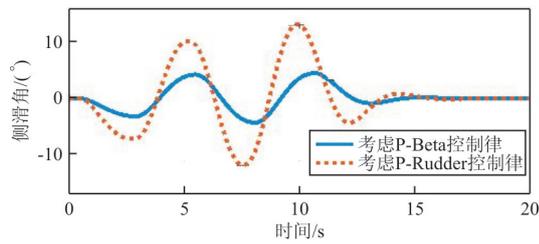
考虑两种控制律后,方向舵往复偏转机动仿真得到的飞机响应运动参数及垂尾载荷对比曲线如图 5 所示。



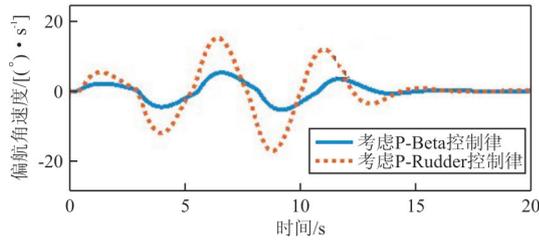
(a) 脚蹬位移对比曲线



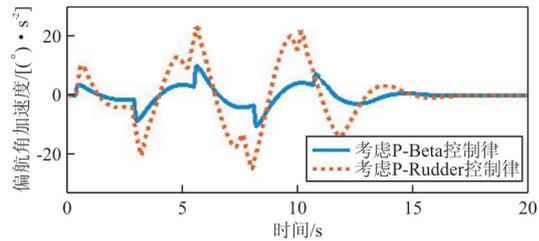
(b) 方向舵偏度对比曲线



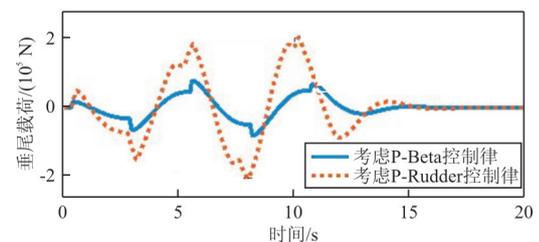
(c) 侧滑角对比曲线



(d) 偏航角速度对比曲线



(e) 偏航角加速度对比曲线



(f) 垂尾载荷对比曲线

图 5 方向舵往复偏转考虑 P-Rudder 和 P-Beta 控制律机动仿真对比曲线

Fig. 5 The comparison curve of maneuver simulation after considering the P-Rudder control law and the P-Beta control law for rudder control reversal

从图 5 可以看出:考虑 P-Beta 控制律后,由于脚踏位移直接对应侧滑角,过漂侧滑角有所减小,此外侧滑角并没有因为方向舵往复偏转而发散增加,进而有效降低了垂尾载荷。

4 结 论

(1) 对于急剧移动操作器件的偏航机动,考虑

控制律后,由于偏航阻尼作用到飞机的响应有所减缓,导致垂尾载荷有所降低。

(2) 对于 CS25.353 规定的方向舵往复偏转情况,由于侧滑角和方向舵偏度贡献的垂尾载荷叠加导致垂尾载荷大幅增加,传统 P-Rudder 控制律对于方向舵往复偏转垂尾载荷抑制并不是很有效,需采用 P-Beta 控制律降低方向舵往复偏转的垂尾载荷。

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.
Civil Aviation Administration of China. Airworthiness standards of transport category airplanes: CCAR-25-R4 [S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011. (in Chinese)
- [2] Federal Aviation Administration. Transport category airplanes: FAR-25 [S]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2013.
- [3] European Aviation Safety Agency. Certification specification and acceptable means of compliance for large aeroplanes 25[S]. North Rhine-Westphalia Koln: European Aviation Safety Agency, 2018.
- [4] National Transportation Safety Board. In-flight separation of vertical stabilizer, American Airlines Flight 587, Airbus Industrie A300-605R, N14053, Belle Harbor, New York, November 12 2001[R]. Washington DC: National Transportation Safety Board, 2004.
- [5] 彭小忠. 大型飞机飞行载荷计算方法[J]. 民用飞机设计与研究, 2004(3): 12-20.
PENG Xiaozhong. Calculation method about flight loads of large aircraft[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2004 (3): 12-20. (in Chinese)
- [6] 孙本华. 军用飞机飞行载荷计算方法研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(2): 238-242.
SUN Benhua. Calculation method of flight load for military aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(2): 238-242. (in Chinese)
- [7] 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.
LIU Yi. Research on the checked maneuver simulation of civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2017 (3): 54-57. (in Chinese)
- [8] 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.
ZHANG Hui, LI Jie. Maneuver load analysis for flexible aircraft in transonic flow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11): 3236-3248. (in Chinese)
- [9] 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.
- WANG Zhongyan. The influence of airplane control system properties on the maneuver loads[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1994, 15(1): 27-31. (in Chinese)
- [10] 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.
- WANG Qinglin, DONG Shanrong. Application of airplane control system dynamic properties in the calculation of symmetrical maneuver loads[J]. Flight Dynamics, 1984(2): 49-58. (in Chinese)
- [11] 李志, 崔冬梅. 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.
- LI Zhi, CUI Dongmei. Calculation of horizontal tail maneuver loads for aircraft using active control technology[J]. Aircraft Design, 2005(2): 15-19. (in Chinese)
- [12] 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.
- CHEN Huiliang. The influence of active control technology on the flight loads of civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design & Research, 1997(3): 17-22. (in Chinese)
- [13] 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 Wenbin, YAN Zhongwu, FU Liangdong. Impact analysis of horizontal-tail load about civil aircraft after considering control law[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2020(3): 12-16. (in Chinese)
- [14] 《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.
- General Editorial Board of *Aircraft Design Manual*. Aircraft design manual: Vol. 9—load, strength and stiffness [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 20-25. (in Chinese)
- [15] 阮文斌. 民用飞机方向舵往复偏转仿真研究[J]. 机械设计与制造工程, 2020, 48(8): 67-70.
- RUAN Wenbin. Simulation research on rudder control reversal of civil aircraft[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2020, 48(8): 67-70. (in Chinese)
- 作者简介:**
- 阮文斌(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行载荷设计。
- 张智(1978—),男,硕士,研究员。主要研究方向:飞行载荷设计。
- (编辑:丛艳娟)

(上接第 865 页)

- [16] 魏光辉, 崔耀中, 潘晓东. 电磁混响室仿真与优化设计[M]. 北京: 科学出版社, 2016.
- WEI Guanghui, CUI Yaozhong, PAN Xiaodong. Electromagnetic reverberation chambers simulation and optimization design[M]. Beijing: Science Press, 2016. (in Chinese)
- [17] 张成怀, 魏光辉, 王韶光. 电磁兼容测试中的混响室技术[C]// 中国物理学会第十三届静电学术年会. 石家庄: 中国物理学会, 2006: 297-302.
- ZHANG Chenghuai, WEI Guanghui, WANG Shaoguang. Technology of the reverberation chamber for EMC test [C]// The 13th Annual Conference of the Chinese Physical Society. Shijiazhuang: Chinese Physical Society, 2016: 297-302. (in Chinese)
- [18] 陈京平, 贾锐, 唐斌, 等. 混响室搅拌器搅拌速度及工作模式对测试结果的影响[J]. 科学技术与工程, 2014(6): 174-176, 180.
- CHEN Jingping, JIA Rui, TANG Bin, et al. The influence of stirrer velocity and working mode to test results in a reverberation chamber[J]. Science Technology and Engineering, 2014(6): 174-176, 180. (in Chinese)
- 作者简介:**
- 袁洪涛(1996—),男,硕士研究生。主要研究方向:电气设备电磁防护。
- 段泽民(1955—),男,硕士,教授、博导。主要研究方向:飞行器雷电电磁防护,飞行器强电磁环境效应及防护,脉冲功率技术等。
- 仇善良(1983—),男,博士,副研究员。主要研究方向:飞行器电磁环境效应及防护,电磁环境效应仿真等。
- 王建国(1990—),男,学士,工程师。主要研究方向:飞行器强电磁环境试验与防护。
- (编辑:马文静)