文章编号:1674-8190(2025)06-035-06

一种飞行控制混合指令故障气动伺服弹性分析方法

丁路宁[1],杨飞[2],李鹏[1]
(1. 上海飞机设计研究院 飞机结构强度工程技术所,上海 201210)
(2. 上海飞机设计研究院 飞机设计支持工程技术所,上海 201210)

摘 要: 大型民用飞机电传飞行控制系统会出现正常模式和直接模式控制指令同时输出的故障情况,需要表明该故障下飞机气动伺服弹性的适航符合性方法,目前关于故障情况系统结构耦合适航符合性的研究都以验证思路为主,未给出针对具体故障的验证方法。提出一种飞行控制混合指令故障下的气动伺服弹性分析方法,给出正常模式和直接模式混合控制指令等效假设及等效方法,基于该等效假设给出混合指令下气动伺服弹性分析原理;设计铁鸟试验,对混合控制指令等效假设进行验证,开展故障状态的气动伺服弹性分析。结果表明:相比于正常模式,混合指令故障下飞机气动伺服弹性稳定性提高,满足设计要求,该分析方法可用于飞机故障状态的气动伺服弹性设计与验证工作。

关键词: 气动伺服弹性;飞行控制系统;故障;飞行控制模式;混合指令
中图分类号: V211.47 **文献标识码:** A
DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.06.04

Aeroservoelastic analysis method for mixed-command fault of flight control system

DING Luning[1], YANG Fei[2], LI Peng[1]
(1. Aircraft Structural Strength Engineering Technology Institute, Shanghai Aircraft Design & Research Institute, Shanghai 201210, China)
(2. Aircraft Design Support Engineering Technology Institute, Shanghai Aircraft Design & Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: Large civil aircraft fly-by-wire flight control systems may experience a fault condition where both normal mode and direct mode control commands are output simultaneously. It is necessary to propose a method to demonstrate the airworthiness compliance of the aircraft's aeroservoelasticity under this fault condition. Current research on the airworthiness compliance of system structural coupling under fault conditions primarily focuses on verification concepts and does not provide specific verification methods for particular faults. An aeroservoelastic analysis method for the mixed command fault in flight control systems is proposed. An equivalent assumption for the mixed control commands from the normal and direct modes is proposed, and an equivalent method is provided. Based on this assumption, the principle for aeroservoelastic analysis under mixed commands is presented. An iron bird test is designed to verify the equivalent assumption for the mixed control commands. An aeroservoelastic analysis of the fault state is conducted. The results show that, compared to the normal mode, the aeroservoelastic stability of the aircraft is improved under the mixed command fault, and can meet the design requirements. This analysis method can be used for the design and verification of aeroservoelasticity in aircraft fault states.

Key words: aeroservoelasticity; flight control system; fault; flight control mode; mixed command

收稿日期: 2025-02-24; **修回日期:** 2025-03-16
基金项目: 中国商飞公司科技创新专项(Y24GS29)
通信作者: 丁路宁(1987—),男,硕士,高级工程师。E-mail: dingln@126.com
引用格式: 丁路宁,杨飞,李鹏. 一种飞行控制混合指令故障气动伺服弹性分析方法[J]. 航空工程进展, 2025, 16(6): 35-40.
DING Luning, YANG Fei, LI Peng. Aeroservoelastic analysis method for mixed-command fault of flight control system[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(6): 35-40. (in Chinese)

0 引 言

现代先进飞机普遍采用电传飞行控制系统，其设计遵循多重冗余架构以保障飞行安全[1-5]，根据适航规章对操纵系统的要求[6]，主飞行控制系统通常设计有多种工作模式，例如按照工作能力划分为正常模式和直接模式。正常模式下，舵面控制指令由飞行控制计算机计算，提供完整的余度管理和传感器表决，姿态、速率、加速度、空速、迎角、襟缝翼位置等飞机传感器数据可用，并参与闭环控制律计算；直接模式下，舵面控制指令由作动器控制模块计算，没有系统级传感器表决，控制律根据缝翼位置和直接模式速率传感器数据进行增益调节。正常模式下飞机具有更好的操控品质，直接模式下操控品质降低[7-8]。由于飞行控制系统与结构存在耦合作用，因此需要考虑飞行控制正常和失效等情况下对结构的影响，适航审查时通过专用条件给出[9]。当前关于飞行控制系统故障的研究主要集中在控制系统本身[10]和对飞行安全的影响[11-12]，对控制系统和结构的相互作用研究较少，马立群等[13]、李泽等[14]给出了适航符合性验证思路，但未针对具体问题提供技术解决方法。在工程中，气动伺服弹性稳定性分析一般采用频域的方法，单输入单输出的系统通常采用Nyquist方法计算飞机的稳定性[15-16]，多输入多输出系统通常采用最小奇异值法[17-18]。近年来，气动伺服弹性分析方法得到发展，姜宇等[19]对数字飞行控制系统气动伺服弹性分析方法进行了研究；Liu Y 等[20]、Wuestenhagen 等[21]对大柔性飞行器的气动伺服弹性分析方法进行了研究。上述建模分析中均未考虑飞行控制系统故障的情况，因此工程上需要发展一种适用于飞行控制混合指令故障的气动伺服弹性建模分析方法。

本文针对飞行控制系统正常模式和直接模式指令同时输出的故障，提出合理的等效指令假设，建立相应的模型，并通过铁鸟试验进行验证，将问题转化为单输入单输出问题，利用频域方法开展故障状态的气动伺服弹性分析，形成一套行之有效的工程方法，以期用于飞机设计和验证工作。

1 问题说明

一种常见的电传飞行控制系统正常模式工作原理如图1所示，作动器控制模块接收驾驶舱和传感器的数据，经处理后发送到飞行控制计算机生成控制指令，生成的控制指令传回并经过作动器控制模块发送到作动器控制舵面运动。直接模式工作原理如图2所示，直接模式下，图中黑色线框内飞行控制计算机和航电网络等模块均不参与飞行控制，作动器控制模块接收驾驶舱和传感器数据，直接处理并生成控制指令，发送到作动器控制舵面运动。某飞行控制系统采用余度设计，有3个飞行控制计算机和4个作动器控制模块，每个作动器控制模块对应不同的作动器，飞行控制架构如图3所示，每个作动器控制模块分别对应副翼、升降舵和方向舵的一个作动器。

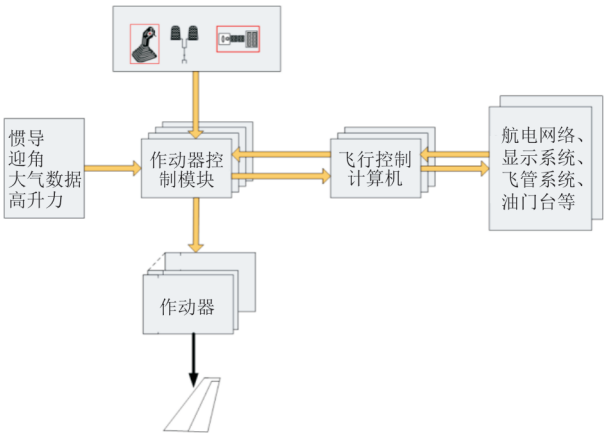

图1 飞行控制系统正常模式工作原理

Fig. 1 Flight control system normal mode working principle

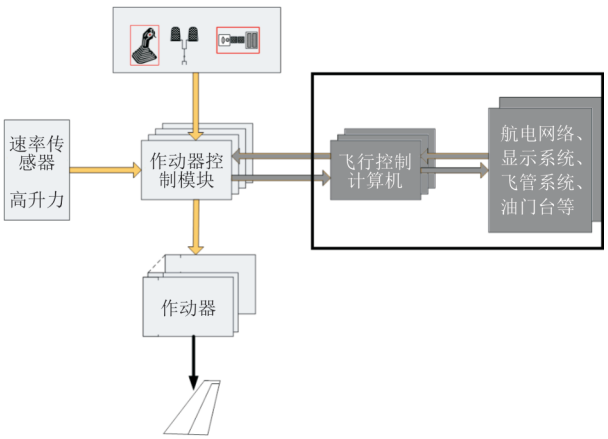

图2 飞行控制系统直接模式工作原理

Fig. 2 Flight control system direct mode working principle

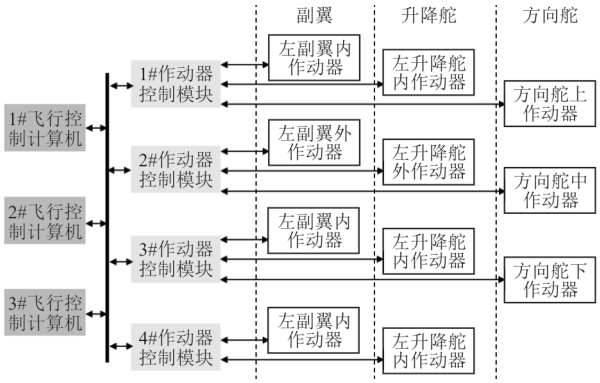

图 3　飞行控制系统架构

Fig. 3　Flight control system architecture

在本文所述故障情况下，有一个作动器控制模块进入直接模式，主飞行控制系统和其他作动器控制模块仍处于正常模式。由飞行控制系统架构可知，飞机会有一侧副翼、一侧升降舵、方向舵的单个作动器响应直接模式指令，其他作动器响应正常模式指令，由于直接模式和正常模式控制指令不同，因此舵面的实际位置是两个指令相互作用后的结果，难以预测，这就导致气动伺服弹性分析难以开展。

2　分析方法

2.1　分析假设

当飞行控制系统处于混合模式故障下，进行气动伺服弹性分析时，飞行控制指令与舵面运动之间无法建立对应关系，即缺少由指令到舵面环节的模型，因此分析的重点和难点是得到该环节的模型，为此，需要进行工程处理，提出如下两个假设。

1）舵面刚体假设。在混合模式下，由于作动器指令不同，舵面实际处于受力扭转状态，在气动伺服弹性分析时，考虑舵面在平衡位置的增稳指令运动，总体上属于小幅运动，可以不考虑由于此小幅运动引起的舵面变形，即仍然认为舵面作刚体运动。

2）等效指令假设。在舵面刚体假设前提下，舵面运动等效为一个指令的结果，即将正常模式指令和直接模式指令进行迭加效果的等效。

在上述假设下，混合模式下气动伺服弹性分析可以转换为单输入单输出系统问题。

2.2　机体频响计算

由于舵面刚体假设，在混合模式下并不影响机体传递函数的计算，弹性飞机气动弹性运动方程如公式(1)所示。

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{q}}+\boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{q}}+\boldsymbol{K}(1+ig)\boldsymbol{q}-\frac{1}{2}\rho V^2\boldsymbol{Q}(k)\boldsymbol{q}=\boldsymbol{M}_c\ddot{\boldsymbol{u}}-\frac{1}{2}\rho V^2\boldsymbol{Q}_c(k)\boldsymbol{u} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{M}$为关于结构模态的广义质量矩阵；$\boldsymbol{M}_c$为控制面耦合惯量矩阵；$\boldsymbol{C}$为广义阻尼矩阵；$\boldsymbol{K}$为广义刚度矩阵；$\boldsymbol{q}$为飞机机体广义模态坐标；$\boldsymbol{u}$为控制面刚体偏转模态坐标；$\boldsymbol{Q}$为关于模态的非定常气动力系数矩阵；$\boldsymbol{Q}_c$为关于控制面的非定常气动力系数矩阵。

公式(1)左边定义了基本的动力学特性，右边定义了系统输入特性。系统的输出利用模态振型计算对应传感器自由度，即$\boldsymbol{y}=\boldsymbol{\Phi}F\boldsymbol{q}$。输出为角速率和过载，其中$\boldsymbol{\Phi}$为模态振型，$F$为单位转换矩阵。通过公式(1)求解机体频率响应函数结果由公式(2)给出。

$$\frac{\boldsymbol{y}}{\boldsymbol{u}}=\boldsymbol{\Phi}F\left[-\boldsymbol{M}\omega^2+\boldsymbol{C}i\omega+\boldsymbol{K}(1+ig)-\frac{1}{2}\rho V^2\boldsymbol{Q}(k)\right]^{-1}\left[-\boldsymbol{M}_c\omega^2-\frac{1}{2}\rho V^2\boldsymbol{Q}_c(k)\right] \tag{2}$$

2.3　等效指令计算

飞行控制系统进入混合模式故障时，假设同一舵面各个作动器的指令仅大小不同，符号一致，令绝对值大的偏转指令（通常为正常模式指令）偏度为d_1，绝对值小的偏转指令（通常为直接模式指令）偏度为d_2，舵面等效偏转指令偏度为d，舵面等效偏转示意图如图 4 所示。

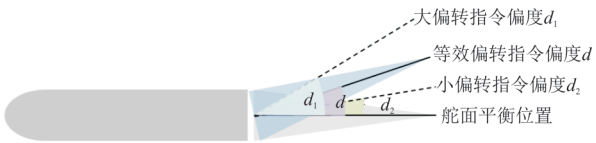

图 4　舵面等效偏转示意图

Fig. 4　Control surface equivalent deflection schematic diagram

在舵面偏转时，当作动器伸长时，执行大偏度指令的作动器受压，而执行小偏度指令的作动器受拉，当作动器收缩时则相反，不考虑外载荷（作动器载荷在作动器模型中考虑），舵面在各作动器的共同作用下保持平衡，假设作动器伸长时指令为正，收缩时为负，则平衡方程如式(3)所示。

$$\begin{cases} S_c(d_1-d)=S_t(d-d_2) & (d_1>0, d_2>0) \\ S_t(d-d_1)=S_c(d_2-d) & (d_1\leqslant 0, d_2\leqslant 0) \end{cases} \tag{3}$$

式中：S_c为作动器压缩刚度；S_t为作动器拉伸刚度。由式(3)可以得到等效指令d，如式(4)所示。

$$d=\begin{cases} (S_c d_1+S_t d_2)/(S_c+S_t) & (d_1>0, d_2>0) \\ (S_t d_1+S_c d_2)/(S_c+S_t) & (d_1\leqslant 0, d_2\leqslant 0) \end{cases} \tag{4}$$

2.4 气动伺服弹性分析方法

以俯仰回路为例，基于2.1节的分析假设，可以得到飞行控制混合指令模式下气动伺服弹性分析回路原理图，如图5所示。

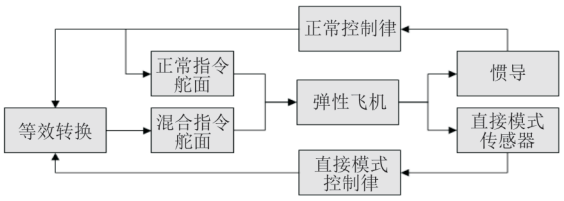

图5 混合模式气动伺服弹性分析原理

Fig. 5 Mixed mode aeroservoelastic analysis principle

弹性飞机、惯导、直接模式传感器、正常模式俯仰回路反馈控制律、直接模式俯仰回路反馈控制律、指令等效环节、正常指令舵面、混合指令舵面形成闭环，通过分析该闭环系统的开环传递特性，可判定飞行控制混合指令故障下俯仰回路气动伺服弹性稳定性。

3 等效指令试验验证

此类故障无法通过真实飞机设置实现，只能设计铁鸟试验对理论分析模型进行验证，由于铁鸟没有弹性机体，因此只能对故障情况下控制系统的运行情况进行验证，即对2.3节等效指令计算方法进行验证。铁鸟试验的基本方法为：将飞机设置到目标飞行状态，并设置单个作动器控制模块进入直接模式，然后通过飞行仿真系统同时向惯导和直接模式传感器注入相同扫频信号，采集飞行控制计算机、总线、飞行仿真系统和舵面偏度数据。

以俯仰角速率信号注入为例，铁鸟试验原理如图6所示，通过飞行仿真系统发送俯仰速率仿真信号给惯导、直接模式传感器，正常作动器控制模块接收惯导数据后经处理发送给飞行控制计算机，飞行控制计算机解算后发出控制指令，经正常作动器控制模块发送至对应作动器驱动舵面运动。直接模式作动器控制模块接收降级传感器数据，进行处理并生成直接模式指令，该指令经作动器控制模块直接发送到对应作动器，控制舵面运动，升降舵安装舵偏传感器用于测量舵面偏度。

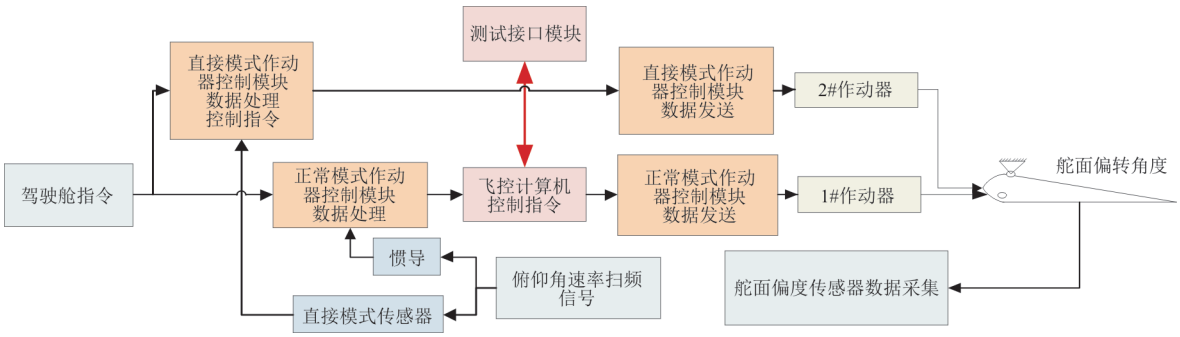

图6 铁鸟试验原理

Fig. 6 Iron bird test principle

通过舵偏传感器测量的舵面偏度和注入信号可以处理得到其频率响应函数，当以正常舵面偏度为输出时，得到的是正常控制律频率响应函数，当以故障舵面偏度为输出时，得到的是等效指令的频率响应函数，其中包含作动器环节，在与分析对比时需要代入对应工况的作动器模型。铁鸟试验结果与根据第2.3节假设理论计算结果的对比如图7所示，理论分析模型与铁鸟试验结果匹配良

好，且能够较准确地表达正常状态和单作动器控制模块进入直接模式时的差异，因此，等效指令的假设和计算方法合理，可以根据该假设开展单作动器控制模块进入直接模式下的气动伺服弹性分析工作。

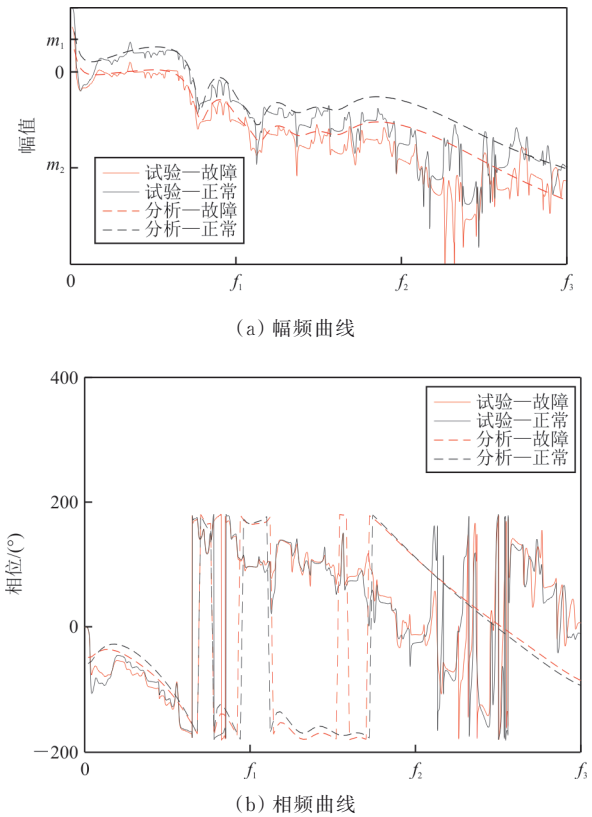

图 7　理论分析与铁鸟试验对比

Fig. 7　Comparison between analysis and test

4　气动伺服弹性分析

基于 2.4 节的分析方法，以俯仰回路为例开展气动伺服弹性分析，在混合指令故障模式下，其分析结果与正常模式分析结果的对比如表 1 所示，相位裕度均为 ±180°，在混合指令故障下，飞机气动伺服弹性幅值裕度提高。幅频曲线和相频曲线的 Bode 图对比如图 8 所示。

表 1　气动伺服弹性分析结果

Table 1　Aeroservoelastic analysis results

频率/Hz	幅值裕度/dB	
	正常	故障
1.0	8.23	8.86
1.4	6.00	6.91
2.1	6.44	7.29

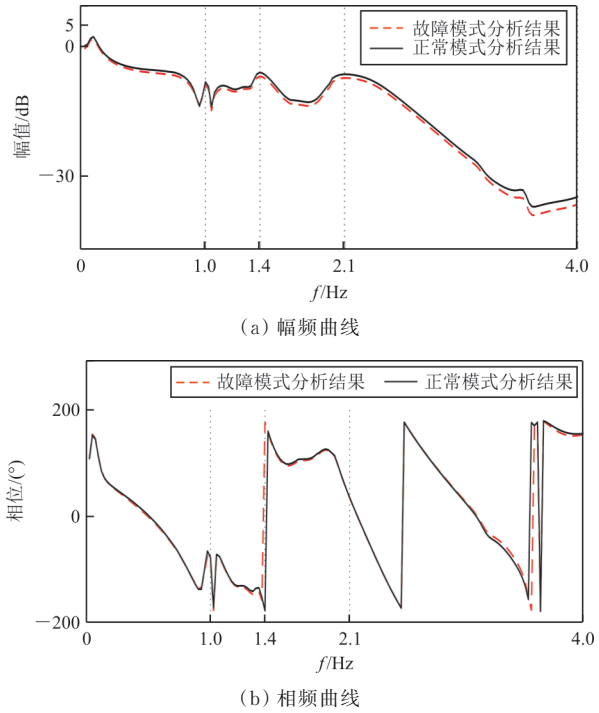

图 8　Bode 图对比

Fig. 8　Bode plot comparison

根据第 3 节等效指令的试验验证可知，在混合指令故障模式下，等效指令小于正常指令，相当于回路的增益降低，因此回路的气动伺服弹性稳定裕度提高，气动伺服弹性分析结果很好地反映了这一点。通过分析也可以获得在混合指令故障模式下飞机的气动伺服弹性特性，从而表明对设计要求的满足情况和对条款的符合情况。

5　结　论

1）本文针对民用飞机电传飞行控制可能出现的混合指令故障，提出了满足工程要求的气动伺服弹性分析和验证方法。

2）提出了混合指令故障下气动伺服弹性分析假设，给出了等效指令计算方法，并设计了铁鸟试验对该方法进行了验证。

3）气动伺服弹性分析结果与预期一致，本文方法能够反映混合指令故障下飞机气动伺服弹性稳定性变化情况，通过分析表明该故障情况下气动伺服弹性的适航符合性，该方法可进行工程应用。

参 考 文 献

[1]　宋翔贵，张新国．电传飞行控制系统[M]．北京：国防工业出版社，2003.
SONG Xianggui, ZHANG Xinguo. Fly-by-wire flight con-

trol system[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)

[2] 刘小雄，章卫国，李广文．电传飞行控制系统的余度设计技术[J]. 飞机设计，2006，26(1)：35-38.
LIU Xiaoxiong, ZHANG Weiguo, LI Guangwen. Redundancy techniques for fly-by-wire flight control systems[J]. Aircraft Design, 2006, 26(1): 35-38. (in Chinese)

[3] YEH Y C. Triple-triple redundant 777 primary flight computer[C]// 1996 IEEE Aerospace Applications Conference. Aspen: IEEE, 1996: 293-307.

[4] BRIERE D, TRAVERSE P. Airbus A320/A330/A340 electrical flight controls: a family of fault-tolerant systems [C]// FTCS-23 the Twenty-Third International Symposium on Fault-Tolerant Computing. Toulouse, France: IEEE, 1993: 616-623.

[5] 杨朝旭，杨林，万天才，等．基于分布式系统架构的飞行控制系统容错设计研究[J]. 航空工程进展，2024，15(6)：209-215.
YANG Zhaoxu, YANG Lin, WAN Tiancai, et al. Study the fault-tolerant design of flight control system based on distributed systems architecture[J] Advances In Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(6): 209-215. (in Chinese)

[6] 中国民用航空局．运输类飞机适航标准：CCAR-25-R3 [S]. 北京：中国民用航空局，2011.
Civil Aviation Administration of China. Airworthiness standards of transport category aircraft: CCAR-25-R4[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011. (in Chinese)

[7] 朱妍，景海峰，高亚奎．空客飞机电传控制律设计分析 [C]// 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会2007年学术年会．深圳：中国航空学会，2007：2438-2444.
ZHU Yan, JING Haifeng, GAO Yakui. Design and analysis of electric control law for airbus aircraft[C]// High level Forum on Key Technologies of Large Aircraft and 2007 Academic Annual Meeting of the Chinese Society of Aeronautics. Shenzhen: CSAA, 2007: 2438-2444. (in Chinese)

[8] 杨菊平，陈益，张鹏利，等．民用飞机飞行控制模块的完整性设计[J]. 航空计算技术，2021，51(4)：96-100.
YANG Juping, CHEN Yi, ZHANG Pengli, et al. Integrity design for flight control module of civil aircraft[J]. Aeronautical Computing Technique, 2021, 51(4): 96-100. (in Chinese)

[9] Federal Aviation Administration Aviation Rulemaking Advisory Committee. Interaction of systems and structures[EB/OL]. (2024-08-27)[2025-02-24]. https://www.ecfr.gov/current/title-14/chaprer-I/subchapter-C/part-25/subpart-C/subject-group-ECFRea44cbb3048b817/section-25.302.

[10] 张永孝．飞控系统余度信号奇异故障处理策略研究[J]. 航空工程进展，2023，14(6)：1-13.
ZHANG Yongxiao. Research on singular fault handling strategies of redundant signals in flight control systems[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(6): 1-13. (in Chinese)

[11] 张璟．飞行控制系统故障影响仿真分析方法研究[D]. 天津：中国民航大学，2018.
ZHANG Jing. Study on the analysis method of flight control system failure effect[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2018. (in Chinese)

[12] 杨建忠，张璟，杨士斌．民机飞控系统故障后飞行风险评估方法研究[J]. 飞行力学，2018，36(5)：77-81.
YANG Jianzhong, ZHANG Jing, YANG Shibin. Study on risk assessment method with civil aircraft flight control system failed[J]. Flight Dynamics, 2018, 36(5): 77-81. (in Chinese)

[13] 马立群，杨士斌，石林轩．民用直升机电传飞控系统适航专用条件分析[J]. 航空工程进展，2021，12(3)：20-28.
MA Liqun, YANG Shibin, SHI Linxuan. Analysis on airworthiness special conditions of civil helicopter fly-by-wire flight control system[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(3): 20-28. (in Chinese)

[14] 李泽，端木京顺，崔利杰，等．电传飞行控制系统专用条件的适航审定技术研究[C]// 航空安全与装备维修技术学术研讨会．桂林：中国航空学会，2014：71-74.
LI Ze, DUANMU Jingshun, CUI Lijie, et al. Technical study on airworthiness certification of special conditions for fly-by-wire flight control systems[C]// Academic Seminar on Aviation Safety and Equipment Maintenance. Guilin: CSAA, 2014: 71-74. (in Chinese)

[15] 《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.
General editorial board of *Aircraft Design Manual*. Aircraft design manual: Vol 9—loads, strength and rigidity[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)

[16] 陈桂彬，邹丛青，杨超．气动弹性设计基础[M]. 北京：北京航空航天大学出版社，2004.
CHEN Guibin, ZOU Congqing, YANG Chao. Aeroelastic design fundamentals [M]. Beijing: Beihang University Press, 2004. (in Chinese)

[17] 李洪超．多回路气动伺服弹性系统鲁棒稳定性分析方法研究[D]. 西安：西北工业大学，2006.
LI Hongchao. Research on robust stability analysis method of multi-loop pneumatic servo elastic system[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)

[18] 李星．MIMO几何非线性机翼气动伺服弹性分析与试验 [D]. 大连：大连理工大学，2020.
LI Xing. Aeroservoelastic analysis and experiment of MIMO geometrically nonlinear wing[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2020. (in Chinese)

[19] 姜宇，杨超，吴志刚．一种新的气动伺服弹性失稳模式的机理分析[J]. 北京航空航天大学学报，2022，48(7)：1314-1323.
JIANG Yu, YANG Chao, WU Zhigang. Mechanism analysis of a new aeroservoelastic instability mode[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(7): 1314-1323. (in Chinese)

[20] LIU Y, XIE C C. Aeroservoelastic stability analysis for flexible aircraft based on a nonlinear coupled dynamic model[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(12): 2185-2198.

[21] WUESTENHAGEN M, KIER T, MEDDAIKAR Y M, et al. Aeroservoelastic modeling and analysis of a highly flexible flutter demonstrator[C]// 2018 Atmospheric Flight Mechanics Conference. Atlanta, Georgia: AIAA, 2018: 3150.

（编辑：丛艳娟）