电传飞机典型异常振动的诊断与处置技术研究

俱利锋¹, 屈笑宇², 雷鸣¹, 寇宝智¹

(1.中国飞行试验研究院飞机所, 西安 710089; 2.西安交通大学 电信学部, 西安 710048)

摘要:目的 对电传飞机典型的异常振动问题进行研究,形成电传飞机异常振动的诊断和处置技术。方法 首 先对气动伺服弹性问题的基本原理和气动伺服弹性失稳可能引发的危害进行简要的介绍。然后对某电传飞 机试飞过程中出现的异常振动现象进行详细描述,通过不同类型数据的对比分析,对该异常振动问题进行 准确定位和诊断,进而给出相应的应对措施。最后通过正式的飞行试验对处置措施的准确性进行验证。结 果 经过对异常振动问题的处理与分析,明确了该异常振动发生的根本原因,通过处置措施的有效落实,已 顺利完成该型机的颤振/ASE飞行试验工作。结论 通过本文的异常振动处置方法的研究,为以后类似问题的 准确诊断和处置提供了有益的参考和借鉴。

关键词: 气动伺服弹性; 颤振; 振动; 舵面; 偏度; 指令 中图分类号: V217 文献标识码: A 文章编号: 1672-9242(2022)09-0129-08 DOI: 10.7643/ issn.1672-9242.2022.09.019

Diagnosis and Treatment Technology of Typical Abnormal Vibration of Fly-by-Wire Aircraft

JU Li-feng¹, QU Xiao-yu², LEI Ming¹, KOU Bao-zhi¹

Chinese Flight Test Establishment, Aircraft Flight Test Technology Institute, Xi'an 710089, China;
 Department of Telecommunications, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710048, China)

ABSTRACT: The typical abnormal vibration of Fly-By-Wire aircraft is studied for the diagnosis and treatment technology. Firstly, the basic principle of aeroservoelasticity and the possible harm caused by aeroservoelasticity instability are introduced briefly. Then, the abnormal vibration phenomenon in the flight test of a Fly-By-Wire aircraft is described in detail. Through the comparative analysis on different types of data, the abnormal vibration is accurately located and diagnosed, and then the corresponding countermeasures are given. Finally, the accuracy of disposal measures is verified by the formal flight test. Through the treatment and analysis of the abnormal vibration in this paper, the root cause of the abnormal vibration is clarified. According to the effective implementation of the treatment measures proposed in this paper, the flutter/ASE flight test of this aircraft has been successfully completed. The research on abnormal vibration disposal method in this paper has produced useful reference for the accurate diagnosis and treatment of similar problems in the future.

KEY WORDS: aeroservoelasticity; flutter; vibration; control surface; deflection; instruction

收稿日期: 2022-06-25; 修订日期: 2022-07-28

Received: 2022-06-25; Revised: 2022-07-28

作者简介:俱利锋(1973—), 女,硕士,研究员,主要研究方向为飞行器颤振/ASE 试飞。

Biography: JU Li-feng (1973—), Female, Master, Researcher, Research focus: flutter and ASE flight test of air vehicle.

引文格式:俱利锋,屈笑宇,雷鸣,等. 电传飞机典型异常振动的诊断与处置技术研究[J]. 装备环境工程,2022,19(9):129-136.

JU Li-feng, QU Xiao-yu, LEI Ming, et al. Diagnosis and Treatment Technology of Typical Abnormal Vibration of Fly-by-Wire Aircraft[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(9): 129-136.

现代飞机越来越广泛地采用电传操纵和主动控制技术。由于敏感元件、伺服系统的引入,在经典的气动弹性不稳定问题的基础上,演化出一类新问题——气动伺服弹性(简称 ASE)稳定性问题^[1-10]。 其产生的原因是空气动力、惯性力、弹性力、敏感元件、执行机构以及飞行控制系统相互作用,进而形成 了气动伺服弹性闭环回路,它们之间的相互作用可能 造成整个飞机系统的不稳定^[11-18]。

飞机和伺服控制系统是两大不同的系统,但它们 之间有着直接的传递关系,伺服控制系统对飞机结构 在气流中的弹性振动稳定性有着重大影响。伺服控制 系统可产生操纵舵面位置的信号, 而敏感元件——传 感器的信号是关于飞行器状态的原始信息,它不仅反 映了飞行器作为刚体的运动,而且反映了飞行器的弹 性变形。传感器包括角位置传感器、角速度传感器、 线加速度传感器。传感器给出的信号,通过补偿与放 大环节到达操纵面位置的执行机构的输出端,而舵面 偏转引起了气动力的变化,不仅调整了飞机的刚体运 动,而且也引起了结构的弹性振动^[12,19]。由此就形成 了一个弹性飞机和自动控制系统的闭环回路, 典型的 气动伺服弹性系统如图1所示。一般情况下,单独的 弹性飞机不发生颤振失稳,单独伺服控制系统也是动 力稳定的,而一旦形成图1所示的闭环系统,其稳定 性明显改变,有可能使原定设计的功能变差,甚至变 为气动伺服弹性不稳定。



国内外曾在飞机飞行中,发生过多起气动伺服弹 性不稳定现象^[20-22]。气动伺服弹性失稳可能在全飞行 包线范围内发生,包括地面滑跑^[7,23]。因此,一般来 讲,新型飞机或结构(构形)方面改进的带电传飞控 的飞机均需进行 ASE 飞行试验。ASE 试飞作为飞机 验证、科研和定型的重要环节之一,具有典型的高风 险、高耗费和长周期特点,是国际公认的 I 类风险试 飞科目^[24-27]。

文中针对某电传飞机试飞过程中出现的异常振动现象,通过不同类型数据的对比分析,对该异常振动问题进行准确定位和诊断,进而给出了相应的应对措施。最后通过飞行试验,对该处置措施的准确性进行了验证。通过本文给出的异常振动处置方法研究,为以后此类问题的准确诊断和处置提供了有益的参考和借鉴。

1 概述

某型机的控制系统借鉴成熟技术,采用了全新的 架构设计,提高了故障工作能力,并对传感器、伺服 作动分系统、驾驶员操纵装置分系统、控制律进行了 优化设计。ASE 是在气动弹性系统中考虑了飞行控制 系统的耦合效应而形成的一种气动弹性不稳定现象, 是在飞机机械系统和气动弹性系统各自不同耦合自由 度的基础上,又引入了飞控回路反馈耦合而产生的。 因此,该型机的 ASE 试飞完全是一个全新的科目。

某型机颤振/ASE 试飞科目的主要风险是气动 伺服弹性系统的稳定裕度不足,导致飞机出现过大 的振动,或由于颤振导致飞机引发相当危险的振动, 甚至有可能导致飞机出现 ASE 不稳定性或颤振失 稳。对比分析该型机与原型机的结构系统更改情况, 对于该型机来说,相对颤振失稳,发生 ASE 不稳定 性的概率更大。随着试飞任务的推进,该型机已完 成高空(*H*_{pa})、中空(*H*_{pb})、低空(*H*_{pc})大部分的 包线扩展任务,其包线扩展情况如图 2 所示。某飞 行任务完成以后,飞行员在进行飞行讲评时反映, 高空(如图 2 中点 1 所示)转弯过程中飞机受到较 大的振动响应,飞行员感受到该振动在横向回路反 应相对比较明显。



图 2 颤振/ASE 风 (包线) 液情优 Fig.2 Flutter/ASE flight test envelope expansion

2 试飞数据对比分析

为查找问题发生原因,对2个架次高空、同等马 赫数状态(图2中点2所示)的稳定平飞和该架次高 空转弯(飞行员反映异常,即点1的飞行状态)动作 的数据进行对比分析。

2.1 高空转弯反应异常起落数据分析

2.1.1 时间历程

高空转弯时部分飞参时间历程如图 3 所示。此时 对应的飞行状态如图 2 中的点 1,转弯过程滚转角约 42°,过载约 1.47,迎角最大为 3.6°。对应该时间段, 机身头部振动响应的时间历程如图 4 所示。可以看 出,在高空转弯时,机身头部的振动响应幅值约为其 他状态的3倍多。由图3和图4可以说明,在高空转 弯过程中,飞机上振动响应确实比其他状态大得多。



Fig.3 Time history of partial flight parameters during high altitude turning

2.1.2 振动响应分析

高空转弯过程中,几个典型部位结构振动响应的 时间历程和谱图如图 5 所示。在这些响应中,均存在 一支频率为 5.8 Hz 左右的结构模态。同样该模态在其 他大多数结构(机翼、平尾、垂尾、机身)的振动响 应谱图中均表现明显,且占比较大。机身头部位置的



Fig.4 Vertical vibration response of fuselage head

振动响应,侧向传感器相较法向传感器 5.8 Hz 左右的 结构模态占比更大,这与飞行员反映的异常振动横向 更明显相吻合。

2.1.3 舵面偏度分析

高空转弯过程中,左右副翼、左右升降舵、左右 方向舵舵面偏度的时间历程和对应的谱图如图 6 所 示。可以看出,在这些舵面偏度响应中,方向舵舵面 偏度中明显存在一支频率为 5.8 Hz 左右的结构模态, 且该模态在方向舵舵面偏度响应中相对明显。另外, 对升降舵舵面偏度和副翼舵面偏度进行分析,升降舵 舵面偏度中完全没有出现 5.8 Hz 左右的结构模态,这 就进一步印证了异常振动发生的方向。



Fig.5 Partial vibration time history and power spectrum

2.1.4 控制指令分析

结构振动和舵面偏度上出现了可疑模态的痕迹, 这个模态是否来自于飞控系统,还需要通过控制指令 来进一步分析。通过分析颤振激励信号注入前后平尾 指令、副翼指令、方向舵指令信号的时间历程和对应 的谱图可以发现,在这些指令信号中,除平尾指令信 号外,其他指令信号也均存在一支频率为 5.8 Hz 左右 的结构模态,同样在方向舵指令信号中该模态的表现 相对突出。

2.1.5 飞参分析

飞控指令上出现可疑模态的来源需要通过敏感 元件的响应来排查。对高空转弯过程中,滚转角速率、 俯仰角速率、偏航角速率、法向过载、侧向过载和横 向过载等的时间历程和对应的谱图进行对比分析,发 现在这些飞参信号中,与航向和纵向有关的飞参中均 存在一支频率为 5.8 Hz 左右的结构模态,该模态在这 些飞参信号响应谱图中均有所表现,且均占比较高。



图 6 各个舵面偏度时间历程和谱图

Fig.6 Deflection time history and power spectrum of each control surface:a) left aileron rudder; b) left flat tail rudder; c) left rudder; d) right aileron rudder; e) right flat tail rudder; f) right rudder

与横向相关的飞参中,表现明显的则是频率为 4.4、7.4 Hz 的 2 支模态。

2.1.6 阻尼计算结果

通过以上分析可以看出,异常振动的出现与一支 模态的活跃有很大关联,而颤振失稳的出现与结构模 态变得相对活跃有很大关联。判定颤振失稳的一个关 键指标则是该结构模态阻尼值的大小。因此,从有异 常振动起落的高空转弯阶段,选取了几段数据,通过 数据处理进行模态参数识别,识别出的模态频率和阻 尼,见表 1。

表 1 选取的几段数据处理结果统计 Tab.1 Selected data processing results

| 数据段 | 模态 1 | | 模态 2 | | 模态 3 | |
|-----|-----------|---------|-----------|---------|-----------|---------|
| | 频率/ Hz | 阻尼比 | 频率/ Hz | 阻尼比 | 频率/ Hz | 阻尼比 |
| 1 | 4.418 | 0.043 1 | 5.914 | 0.020 1 | 7.468 | 0.026 0 |
| 2 | 4.427 | 0.058 5 | 5.916 | 0.023 4 | 7.616 | 0.050 3 |
| 3 | 4.375 | 0.043 3 | 5.907 | 0.020 2 | 7.509 | 0.023 4 |
| 4 | 4.412 | 0.038 6 | 5.928 | 0.030 3 | 7.561 | 0.037 6 |

由表1可以看出,通过这几段数据,主要识别出 频率为4.4、5.9、7.5 Hz的3支模态。其中,5.9 Hz 的结构模态的阻尼值最小。这就可以说明在高空转弯 阶段,5.9 Hz 的这支模态容易对结构振动做出较显著 贡献。

2.2 与其他飞行状态对比分析

为了确定 5.9 Hz 模态贡献突出的振动是否与转 弯过程直接相关,又选取2段稳定平飞(图2中点2) 的数据和一段图2中点3处,PHID值为42°转弯状 态数据与高空转弯状态(点1)的数据进行对比分析。

2.2.1 振动响应等对比

通过图 2 中点 1 和点 3 转弯阶段振动响应数据的时 域和频域数据的分析表明,振动异常起落时,这些振动 响应中,5.9 Hz 的模态在所有响应中反应明显,占比较 大;振动无异常起落时,该模态不是占比最大的结构模 态,甚至在大多数传感器上没有出现该支模态。

点1在转弯过程中,有一支频率 5.8 Hz 左右的模态在滚转和偏航回路表现出来。涉及到的回路与滚转和偏航关联较大,通过对飞行参数、振动响应、舵面偏度信号、控制指令信号的对比分析,该模态应该为机翼反一弯模态(地面共振试验结果为 6.00 Hz)。同样,该模态在飞机所有的飞行状态过程都一直存在,但在当日当架次当状态的飞行过程中,该模态在上述各个环节的贡献相对突出。同时,该频率落在人体敏感的频率范围(4~8 Hz)内,因此该模态引起的异常振动能较容易地被飞行员感受到。

2.2.2 阻尼对比

表2把上述3段数据的识别结果与振动有反应起 落的4段数据的模态识别结果进行了对比分析。其中 编号 1—4 的数据是振动有异常起落的数据结果,编号 5、6 是高空稳定平飞数据处理结果,编号 7 是高空转弯的数据处理结果。由表 2 可以看出,在振动有异常起落,频率 5.8 Hz 左右模态是所有识别出来的模态里阻尼最小的;在振动无异常起落,该模态的阻尼并非所识别出模态阻尼的最小值,阻尼最小的模态反而是 7.5 Hz 左右的模态。这就再次说明,在高空转弯时,5.8 Hz 左右模态的能量相对较大,更容易在各个环节表现出来,也就更容易为试飞员感知到。

表 2 稳定平飞和转弯状态识别出模态的对比 Tab.2 Comparison of identified modes in steady level flight and turning state

| | 模态 1 | | 模态 2 | | 模态 3 | | | | | | |
|-----|--------|--------|-------|--------|-------|--------|--|--|--|--|--|
| 数据段 | 频率/ | 阻尼 | 频率/ | 阻尼 | 频率/ | 阻尼 | | | | | |
| | Hz | 系数 | Hz | 系数 | Hz | 系数 | | | | | |
| 1 | 4.4178 | 0.0863 | 5.914 | 0.0402 | 7.468 | 0.0521 | | | | | |
| 2 | 4.427 | 0.1170 | 5.916 | 0.0469 | 7.616 | 0.1006 | | | | | |
| 3 | 4.375 | 0.0867 | 5.907 | 0.0404 | 7.509 | 0.0468 | | | | | |
| 4 | 4.412 | 0.0771 | 5.928 | 0.0605 | 7.561 | 0.0752 | | | | | |
| 5 | 4.427 | 0.0846 | 6.083 | 0.0835 | 7.382 | 0.0577 | | | | | |
| 6 | 4.414 | 0.0997 | 5.956 | 0.1063 | 7.426 | 0.0870 | | | | | |
| 7 | 4.412 | 0.0903 | 5.812 | 0.0945 | 7.517 | 0.0738 | | | | | |

对高空转弯状态数据进行阻尼计算,数据处理结 果表明,在国标提到的人体敏感的频率范围内,存在 3支模态(4.4、5.8、7.5 Hz)。其中,4.4、7.5 Hz的 模态阻尼与其他飞行状态转弯状态相比变化不大, 5.8 Hz 模态阻尼系数无反应时大于 0.08,有反应时大 于 0.04,但所有计算的结果大于国军标 0.03 的指标 要求,并且 5.8 Hz 模态的阻尼在有反应情况下阻尼是 最小的,在其他情况并非如此。

2.2.3 稳定裕度参考

高空(图2中点1)转弯出现异常振动时,稳定 裕度的大小,可以参考该点附近状态点稳定裕度的数 值,图7和图8分别为图2中状态点2ASE试验所得 滚转回路和偏航回路的Bode图。由图7和图8可以 看出,5.8 Hz并非恰好穿越-180°,针对该频率计算 所得的幅值裕度至少为38dB,远大于国军标6dB的 指标要求。

2.3 状态点1的气动伺服弹性稳定裕度验证

通过多个起落多个类型数据的对比分析,出现的 异常振动问题可定性为气动力、弹性力、惯性力、飞 行控制环节相互作用引发的气动伺服弹性问题,出现 异常振动飞行状态的裕度值仍然通过飞行试验来进 一步确定。后续执行了图 2 中状态点 1 飞行状态的 ASE 飞行试验,试验结果表明,频率 5.8 Hz 左右的 这支模态不是相频图上穿越-180°的关键模态,同时 在该状态俯仰回路、滚转回路和偏航回路的 ASE 幅 值裕度和相位裕度均满足国军标要求(大于 6 dB)的 指标(如图9所示)。



图 7 状态点 2 滚转回路 ASE 分析 Bode 图 Fig.7 ASE Analysis Bode diagram of rolling circuit of state point 2



图 8 状态点 2 偏航回路 ASE 分析 Bode 图 Fig.8 ASE Analysis Bode diagram of yaw circuit of state point 2





3 问题诱发因素

3.1 排查与分析

1) 通过图 2 中状态点 1 和它附近多个状态点的

ASE 稳定裕度分析,可以看出,在频率 5.8 Hz 附近 飞控系统原本应该设置有滤波器,但随着飞行状态的 变化,结构模态的频率发生偏移,使得滤波器的滤波 频率与结构模态频率有了一定的偏差,从而导致图 2 状态点 1 引起异常振动的模态没有被滤波环节滤除 干净,从而使得该模态在飞控指令、舵面偏度、振动 响应等信号上有所体现。

2) 对于图 2 中状态点 1 出现的振动问题,参考 图 2 中状态点 2、4、5 飞行状态完成的 ASE 试验结 果。试验结果中,5.8 Hz 左右的这支模态不是穿越 -180°的关键模态,而且计算所得稳定裕度远大于国 军标要求的指标,这也与 5.8 Hz 在各个回路频谱值占 比不高相吻合。状态点 1 的气动伺服弹性试飞结果表 明,稳定裕度值远大于国军标要求的指标,因此上述 状态不存在气动伺服弹性发散问题。

3)涉及到弹性力、惯性力、气动力和飞行控制 系统的评判标准主要是控制回路的幅值裕度、相位裕 度,并可辅助使用结构模态的阻尼系数加以评判。对 于分析到数据所涉及模态的阻尼系数,计算所得的结 果均大于国军标要求的 0.03,同时所涉及的状态速压 相对来说较小,远小于该型机当时扩展到的速压值, 所以上述状态基本不存在颤振发散的气动弹性问题。

因此,在高空转弯过程,的确存在振动响应变大的情况,可以确定振动变大与颤振失稳和气动伺服弹性失稳不直接关联,但振动问题出现的潜在本质仍然 是气动伺服弹性问题。

3.2 诊断

在飞控系统设计过程中,飞机是作为刚体来考虑 的,但实际飞机结构在受到扰动后会发生弹性振动, 飞机弹性振动信号经传感器反馈给飞控系统,并使其 发出附加操纵指令,然而附加的舵面偏转产生的气动 力变化又会激励机体产生振动,这就形成了一个闭环 反馈机制。一方面,这种闭环反馈会影响飞机的操纵 稳定性特性;另一方面,这种闭环反馈通过液压伺服 作动系统向飞机系统输入了能量,这部分能量反馈也 会影响飞机的气动弹性稳定性特性^[12,18-19,21]。该现象 和颤振一样,也会引发影响飞行安全的严重后果。这 就要求飞机在使用包线范围内不允许存在气动伺服 弹性失稳问题,并应具有足够的稳定安全裕度。

通过上述不同类型数据的对比分析,高空转弯过 程异常振动问题的出现,核心问题还是飞机在飞行中 受到扰动(气流扰动)以后,一方面引起刚体运动参 数的变化(如舵面偏度、角速率),另一方面引起了 飞机的弹性运动(结构的振动)。飞行过程中与控制 系统相关联的传感器同时接收到飞机的刚体运动和 弹性振动信号,可能飞机的某些模态频率(如5.8 Hz) 落在飞控系统的通频带内。这些频率由于飞行状态的 变化,超出了控制回路中原有的滤波或限幅范围,这 些与弹性振动信号有关的高频信号又注入控制系统, 通过伺服传动,让舵机又增加了一部分高频的偏转运动。如此循环,从而增加了一部分额外作用于飞机的 控制力,进而引起上述异常振动问题。

4 结语

针对某型飞机试飞过程中出现的异常振动问题, 本文首先确定问题的性质,然后从振动响应信号、舵 面偏度信号、控制指令信号、飞参信号出发,由异常 振动的外在表现(振动响应)循序渐进,追根溯源。 后续为准确诊断问题原因,通过相近试验状态点,不 同试验状态的振动响应、阻尼数值、稳定裕度的对比 分析,对该异常振动问题进行准确定位,进而给出了 应对措施。最后借助飞行试验对处置措施的准确性进 行了进一步验证。通过本文的研究,为以后类似问题 的诊断流程和处置方法提供了有益的参考和借鉴。

为了该型机和其改型机颤振/ASE 试飞任务的顺 利实施,有如下建议:

1)高空转弯过程,个别模态对飞机异常振动的 影响异常突出,建议根据各个回路数据分析结果,考 虑控制回路关键环节的适当优化,重点放在更改陷幅 滤波器的滤波位置和宽度上。

2)虽然在高空转弯过程中,飞机的振动响应较大,但从颤振和气动伺服弹性裕度值的计算上又均满足国军标要求,所以可继续开展后续的颤振/ASE 飞行试验,但需在飞行试验过程加强振动响应、舵面 偏度、控制指令和重点飞行参数的安全监控。

经过本文针对飞行试验过程出现的异常振动问题的处理与分析,明确了该试验飞机试验中出现异常振动的根本原因,提出了针对该问题的安全处置措施。通过该处置措施的有效落实,已顺利完成该型飞机的颤振/ASE飞行试验工作。

参考文献:

- 邹丛青,陈桂彬.飞机的伺服-气动弹性稳定性[J]. 航 空学报,1987,8(3): 200-205.
 ZOU Cong-qing, CHEN Gui-bin. Aircraft servo-Aeroelasticity Stability[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1987, 8(3): 200-205.
- [2] 李秋彦, 李刚, 魏洋天, 等. 先进战斗机气动弹性设计 综述[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 37-63.
 LI Qiu-yan, LI Gang, WEI Yang-tian, et al. Review of Aeroelasticity Design for Advanced Fighter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6): 37-63.
- [3] 杨超,黄超,吴志刚,等. 气动伺服弹性研究的进展与 挑战[J]. 航空学报, 2015, 36(4): 1011-1033.
 YANG Chao, HUANG Chao, WU Zhi-gang, et al.

Progress and Challenges for Aeroservoelasticity Research[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(4): 1011-1033.

- [4] LIVNE E. Future of Airplane Aeroelasticity[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(6): 1066-1092.
- [5] PITT D, HAYES B, GOODMAN C. F/a-18E/F Aeroservoelastic Design, Analysis, and Test[C]//44th AIAA/ ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Virginia: AIAA, 2003.
- [6] DAI Yu-ting, YANG Chao. Methods and Advances in the Study of Aeroelasticity with Uncertainties[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(3): 461-474.
- [7] 邹丛青,陈桂彬. 气动弹性力学的新分支——气动伺服 弹性[J]. 北京航空航天大学学报, 1995, 21(2): 22-27.
 ZOU Cong-qing, CHEN Gui-bin. A New Branch of Aeroelasticity—Aeroservoelasticity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1995, 21(2): 22-27.
- [8] 李秋彦. 飞机 ASE 分析技术[J]. 应用力学学报, 2001, 18(S1): 178-184.
 LI Qiu-yan. An Approach of the Aircraft ASE Analysis[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2001, 18(S1): 178-184.
- [9] 杨超, 黄超, 吴志刚, 等. 气动伺服弹性研究的进展与 挑战[J]. 航空学报, 2015, 36(4): 1011-1033.
 YANG Chao, HUANG Chao, WU Zhi-gang, et al. Progress and Challenges for Aeroservoelasticity Research[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(4): 1011-1033.
- [10] 吴志刚, 楚龙飞, 杨超, 等. 推力耦合的高超声速飞行器 气动伺服弹性研究[J]. 航空学报, 2012, 33(8): 1355-1363.
 WU Zhi-gang, CHU Long-fei, YANG Chao, et al. Study on Aeroservoelasticity of Hypersonic Vehicles with Thrust Coupling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica
- [11] 武健. 面向控制的气动弹性系统辨识研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2017.
 WU Jian. Indentification of Aeroelastic System for Control[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2017.

Sinica, 2012, 33(8): 1355-1363.

- [12] 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 Gui-bin, ZOU Cong-qing, YANG Chao. Aeroelastic Design Basis [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2004.
- [13] BALDELLI D H, ZENG Jie, LIND R, et al. Flutter-Prediction Tool for Flight-Test-Based Aeroelastic Parameter-Varying Models[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(1): 158-171.

- [14] KARPEL M. Procedures and Models for Aeroservoelastic Analysis and Design[J]. ZAMM-Journal of Applied Mathematics and Mechanics / Zeitschrift Für Angewandte Mathematik Und Mechanik, 2001, 81(9): 579-592.
- [15] KARPEL M, MOULIN B, IDAN M. Robust Aeroservoelastic Design with Structural Variations and Modeling Uncertainties[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(5): 946-954.
- [16] PITT D, HAYES B, GOODMAN C. F/a-18E/F Aeroservoelastic Design, Analysis, and Test[C]//44th AIAA/ ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Virginia: AIAA, 2003.
- [17] 乔洋, 于志鹏, 陈刚. 弹性飞行器气动伺服弹性稳定性 分析与控制[J]. 应用力学学报, 2016, 33(2): 287-291. QIAO Yang, YU Zhi-peng, CHEN Gang. The Stability Analysis of Aeroservoelasticity and Longitudinal Attitude Control for Flexible Flight Vehicles[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2016, 33(2): 287-291.
- [18] 王征,赵育善,师鹏,等. 弹性飞行器伺服气动弹性分析[J]. 飞行力学, 2012, 30(3): 233-237.
 WANG Zheng, ZHAO Yu-shan, SHI Peng, et al. Aeroservoelastic Analysis of Elastic Aircraft[J]. Flight Dynamics, 2012, 30(3): 233-237.
- [19] LIND R, BRENNER M. Robust Aeroservoelastic Stability Analysis: Flight Test Application[M]. London: Springer Verlag, 1999.
- [20] BRITT R T, JACOBSON S B, ARTHURS T D. Aeroservoelastic Analysis of the B-2 Bomber[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(5): 745-752.
- [21] R PELOUBET J Jr. YF16 Active- Control- System/ Structural Dynamics Interaction Instability[C]//16th Structural Dynamics, and Materials Conference. Virginia: AIAA, 1975.
- [22] REICHENBACH E. Aeroservoelastic Design and Test of the X-45A Unmanned Combat Air Vehicle[C]//44th AIAA /ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Virginia: AIAA, 2003.
- [23] 杨超, 吴志刚, 万志强, 等. 飞行器气动弹性原理[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011.
 YANG Chao, WU Zhi-gang, WAN Zhi-qiang, et al. Principle of Aircraft Aeroelasticity[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2011.
- [24] 俱利锋, 寇宝智. Hammerstein 辨识模型在颤振试飞振 动排故中的应用研究[J]. 航空科学技术, 2018, 29(11): 25-31.

JU Li-feng, KOU Bao-zhi. Applicative Study of Hammerstein Identification Model in Vibration Troubleshooting to Flutter Fight Test[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(11): 25-31.

[25] 俱利锋,刘钰,梁海州.某型飞机颤振试飞中多种激励

技术的综合应用与研究[J]. 振动与冲击, 2016, 35(7): 152-155.

JU Li-feng, LIU Yu, LIANG Hai-zhou. Compositive Application and Investigation of many Excitation Techniques in Flutter Flight Tests of X-Type Airplane[J]. Journal of Vibration and Shock, 2016, 35(7): 152-155.

[26] MARTIN I B, RICHARD C L, DAVID F V. Overview of

Recent Flight Flutter Testing Recent Flight Flutter Testing Research at NASA Dryden[R]. NASA Technical Memorandum 4792.1995-10, 1995.

[27] ALTAN K. Flight Flutter Testing and Aeroelastic Stability of Aircraft[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2007, 79(5): 494-506.

责任编辑:刘世忠