

基于舵面振荡激励试飞的飞机动特性识别与修正

庞培森

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: **目的** 通过试飞的方法, 识别飞机的动态特性, 包括模态频率、舵面效率、阻尼等, 用以修正飞机的动响应分析模型。**方法** 舵面振荡虽然是电传操纵飞机的一种故障情况, 但是可以主动地应用于试飞, 作为频域激励施加于飞机上, 获得飞行状态下飞机的频响特性。通过对比试飞数据和模型分析结果, 识别并修正动响应模型的模态频率、舵面效率、阻尼等参数, 来建立更接近实际飞机的动响应分析模型。**结果** 舵面振荡激励试飞数据与动响应模型振荡分析的结果在趋势上较为一致, 通过对动响应模型参数的识别和修正, 提高了动响应模型的准确度。**结论** 舵面振荡激励作为一种频域激励, 是飞机地面共振试验(GVT)的补充和发展, 可便捷地应用于飞机的试飞试验, 从而识别和修正动响应分析模型。

关键词: 振荡故障; 试飞; 动响应; 频率特性; 模型修正

中图分类号: V217

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2022)09-0078-05

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2022.09.012

Identification and Modification of Aircraft's Dynamic Characteristics by Control Surfaces' Oscillation Excitation Flight Test

PANG Pei-sen

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

ABSTRACT: Through flight test, this paper aims to identify the dynamic characteristics of the aircraft, including the modal frequency, control surface efficiency, damp and so on, to modify the dynamic response analysis model of aircraft. Although control surface oscillation is a kind of failure for fly-by-wire aircraft, it can be actively applied to flight test as a frequency domain excitation on aircraft to obtain frequency characteristics of the aircraft under the flight state. By comparing flight test data and model analysis results, the dynamic response model parameters such as the modal frequency, control surface efficiency and damp are identified and modified to establish a dynamic response analysis model specific for an actual aircraft. The flight test data of control surfaces' oscillation excitation are consistent with the results of dynamic response model oscillation analysis. The accuracy of the model is improved by identifying and modifying the parameters of the dynamic response model. As a kind of frequency domain excitation, the control surfaces' oscillation excitation is an effective complement and development of aircraft Ground Vibration Test (GVT), which can be easily applied to an aircraft flight test to identify and modify the dynamic response analysis model.

KEY WORDS: oscillatory failure; flight test; dynamic response; frequency characteristic; model modification

收稿日期: 2022-06-24; 修订日期: 2022-07-29

Received: 2022-06-24; Revised: 2022-07-29

作者简介: 庞培森(1978—), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为飞机动载荷、动响应。

Biography: PANG Pei-sen (1978-), Male, Master, Senior engineer, Research focus: aircraft dynamic load and dynamic response.

引文格式: 庞培森. 基于舵面振荡激励试飞的飞机动特性识别与修正[J]. 装备环境工程, 2022, 19(9): 078-082.

PANG Pei-sen. Identification and Modification of Aircraft's Dynamic Characteristics by Control Surfaces' Oscillation Excitation Flight Test[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(9): 078-082.

飞机的动特性，在不同的专业有不同的含义，在飞行控制专业，主要是指飞机的机动性、稳定性等；在振动、载荷专业，主要是指影响飞机结构响应的动态特征，比如模态、阻尼、气动力分布等因素。文中的动特性，指的是后者。在飞机的研制过程中，尤其是在动响应分析和控制律设计中，飞机的频率特性至关重要。地面共振试验（GVT）是获得飞机频率特性的常用手段，但 GVT 试验是有局限性的，例如需要大量支撑和激励设备、试验周期长、无法模拟飞行状态等。

舵面振荡虽然是电传操纵飞机的一种故障状态，但随着对其研究的深入，可以主动地利用这种故障，为工程研究服务。作为一种频域激励，舵面振荡可以直接利用飞机的舵面，施加在各种飞行状态的飞机上，进行试飞，通过测量飞机的响应量，获得飞机在飞行状态下的频率特性。通过对比与理论分析的差异，修正分析中的参数，以建立更准确的分析模型。相较于飞机的地面共振试验，可以摆脱大量的激励、支撑和测量设备，快捷地改变飞机的质量、高度和速度状态。因此，舵面振荡激励试飞，不失为 GVT 试验的拓展，可加以研究和利用。

1 舵面振荡故障的原因及危害

飞机在空中飞行时的每一个动作（如俯仰、滚转和偏航等），都是通过飞控系统控制舵面的运动来实现的。相对于早期的机械控制系统，电传操纵系统无论是硬件还是软件都要复杂得多，这导致其故障的范围大大增加，从传感器、控制电路到作动系统，都存在着故障的可能。舵面振荡故障就是由电传操纵系统故障引起的，理论上系统中有控制信号输出的部件均有可能激发起舵面振荡。飞机上可能的振荡源如图 1 所示^[1]，系统中存在着广泛的振荡故障源。

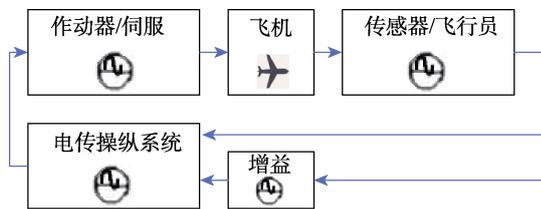


图 1 飞机上可能的振荡故障源
Fig.1 Possible oscillatory failure sources on aircraft

振荡故障会带来操纵稳定性和结构载荷上的危害^[2-4]。对操纵稳定性的危害是，舵面振荡超过允许的范围，可能引起飞机运动失控，或者驾驶员无法操纵飞机。对结构载荷主要是共振危害，当振荡频率接近飞机的某些固有频率时，会引起结构共振，在振荡的气动载荷激励下，飞机结构承受的载荷将急剧增大。另外，由于舵面振荡产生的交变载荷和应力循环，可能导致结构疲劳。舵面振荡故障的这些危害，可能

带来灾难性的后果。因此，对舵面振荡故障进行定量分析和监控处理是非常有必要的^[5-16]。

2 舵面振荡的仿真分析

舵面振荡看似只有舵面局部运动，但其载荷是全机载荷，尤其是在共振频率附近振荡时，可以在全机引起很大的载荷。因此，舵面振荡故障载荷计算需采用全机模型。通常利用突风动载荷分析的模型，适当地加以修改，建立振荡载荷分析模型。

舵面建模是整个模型的关键。确定舵面转轴及铰链点，将舵面与翼面在铰链点处通过合适的 MPC 单元连接起来。为确保气动力插值的准确性，需要在舵面、翼面上增加足够多的刚体梁，使结构点全面覆盖气动面。建立翼面和舵面的气动-结构耦合样条线，将气动单元与相应的结构点耦合起来。某飞机的振荡分析尾翼模型如图 2 所示。

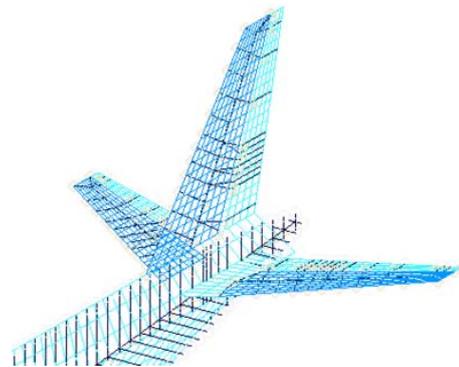


图 2 振荡载荷分析尾翼模型
Fig.2 Empennage model for oscillatory loads analysis

舵面的偏转以强迫运动的形式施加于舵面，由于需要考虑气动力，在 MSC.NASTRAN 软件中采用拉格朗日乘法来实现。舵面振荡问题，覆盖较大频率范围，宜采用频响分析。某民机方向舵 1° 振荡时各频率上机身的侧向弯矩包线如图 3 所示。图 3 中，载荷在 4.4 Hz 时最严重，是因为其接近机身的侧向弯曲模态。

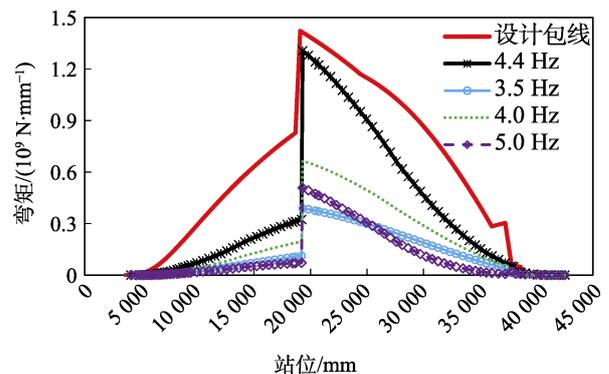


图 3 某飞机方向舵 1° 振荡机身各频率侧向弯矩包线
Fig.3 Fuselage lateral bend envelope at frequencies with 1° oscillation of rudder of an aircraft

3 舵面振荡激励试飞与应用

舵面振荡激励是一种频域激励，其响应可以反映出飞机的一部分频响特性。相对于 GVT 而言，由于舵面数量有限，且位置固定，相当于激励的位置是固定的，不能像 GVT 试验一样按需设置，因此能够激发的模态响应也是有限的。舵面振荡激励可以是一定频率范围内的扫频，也可以采用单一频率的振荡来激励。在不确定飞机的准确模态频率时，采用前一种激励方法，便于找出敏感频率，作出频响特性曲线。

在本试验中，对某型飞机进行了不同舵面的扫频激励，测量了飞机的响应，包括两侧副翼的反对称振荡激励和升降舵的对称振荡激励。试验高度为 10.668 km，飞行速度为 0.65、0.8 马赫。作为对比，建立该质量状态的振荡分析模型，分析相同高度和速度的舵面振荡，获得模型的响应，与试飞的数据进行对比分析。

首先分析了模型的模态，与试飞相关的部分模态见表 1。

表 1 试飞相关模态

Tab.1 Relevant modes of flight test

模态名称	频率/Hz
机翼反对称1弯	3.10
吊挂反对称俯仰	4.88
吊挂对称俯仰	4.38
机身垂向1弯	5.29

选择飞机惯导位置的角速度为研究对象，对比模型中控制律引起的差异。经过计算发现，控制律主要影响 0.3 Hz 以下的结果，在更高频率上，模型分析中是否考虑控制律，结果基本没有差异。因此，模型分析中可排除控制律的因素。

副翼反对称振荡激励试飞和模型分析惯导处飞机滚转角速度的对比如图 4 所示。由图 4 可见，飞机响应的前 2 个峰值，对应于表 1 中机翼反对称 1 弯和吊挂反对称俯仰 2 阶模态，且在飞行中，由于气动力的影响，机翼反对称 1 弯频率随着飞行速度的增大而提高。进一步分析翼梢加速度峰值频率随马赫数的变化(如图 5 所示)，也证实了这一现象，这是 GVT 试验无法发现的。在图 4a 中，试飞曲线和分析曲线呈近似比例的关系，因此对分析模型采用 0.76 的副翼效率系数进行修正，修正后的分析曲线与试飞曲线吻合较好。在图 4b 中，试飞和分析的曲线没有明显的比例关系，采用单一的舵效系数无法完成修正。因此，采用 0.9 的舵效系数和低频小高频大的分段阻尼系数进行修正，修正后的曲线在高低频上的峰值都能较好地吻合。

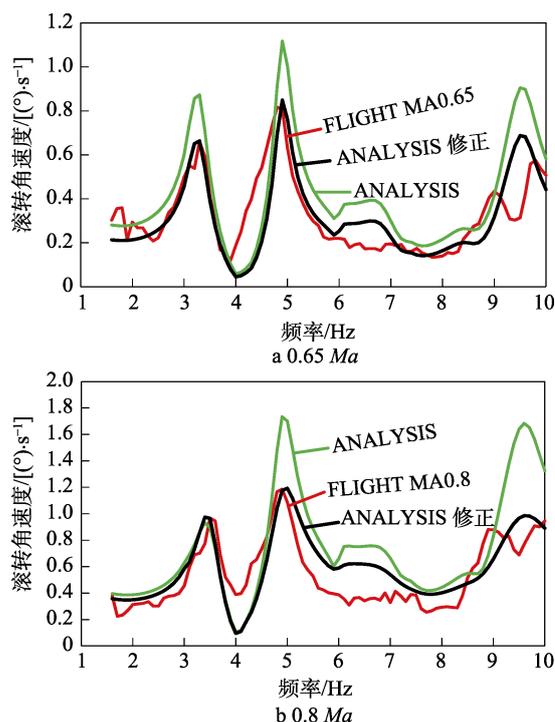


图 4 副翼反对称振荡惯导处滚转角速度对比
Fig.4 Comparison of roll angle and velocity at aileron antisymmetric oscillation inertial navigation system

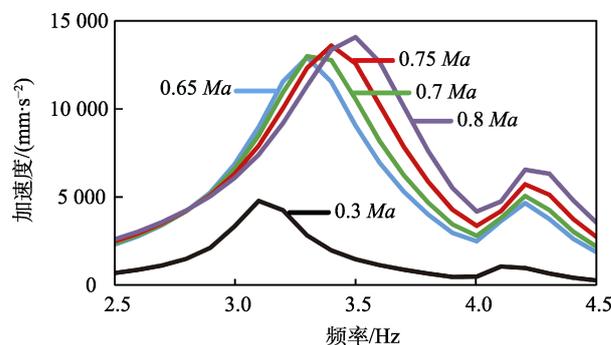


图 5 翼梢加速度峰值频率随马赫数的变化
Fig.5 Variation of peak frequency of wing tip acceleration with Mach number

升降舵对称振荡激励试飞和模型分析惯导处飞机俯仰角速度的对比如图 6 所示。由图 6 可见，飞机响应的峰值对应于表 1 中机身垂向 1 弯模态。由于远离激励位置(升降舵)，吊挂对称 1 弯模态上的峰值不明显。同时也可以看出，分析模型的该阶模态比试飞机偏高较多。分别采用 0.65 和 0.6 的升降舵效率系数对模型进行修正，修正后的分析曲线与试飞结果吻合较好。

对比舵面振荡激励试飞和模型分析的结果，通过峰值频率的差异，可以发现模型的模态频率误差，指导模型刚度和质量的修正。通过整体响应的差异，结合风洞试验的数据，可以合理地修正舵面的效率系数。修正随频率变化的阻尼系数，则可以使主要频率上的响应达到较好的吻合。

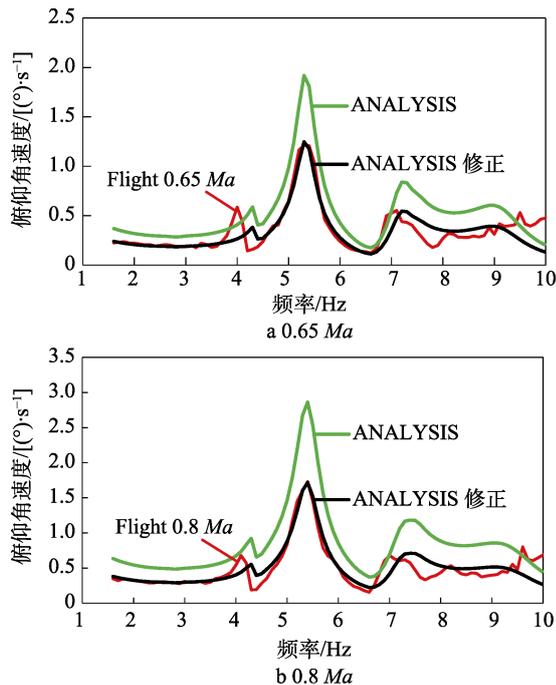


图 6 升降舵对称振荡惯导处滚转角速度对比
Fig.6 Comparison of roll angle and velocity at elevator symmetric oscillation inertial navigation system

本文对飞机动特性的识别和修正,主要是基于数据对比和工程经验。影响模态的因素比较多,用于分析的模型,已经进行过基于 GVT 的结构修正,在低频模态上是比较可靠的,与试飞的频率也比较一致,因此在分析中就不再修正模型的刚度和模态。对于舵面效率和阻尼,如果试飞和分析的数据在各频率上有比较统一的差异,则识别为是由舵面效率引起的差异,对其进行修正;如果两者的差异比例是随频率变化的,则识别为舵面效率和阻尼共同影响引起的差异,并对它们进行修正。通过这些对比修正,动响应模型就可以达到更精准的水平,可用于各种动响应的分析。

4 结语

飞机的模态和阻尼,是决定飞机动响应的重要因素,虽然采用常规的地面 GVT 试验^[17]可以获得较为详尽的数据,但是由于气动力的参与,飞行过程中的模态和阻尼相对于 GVT 状态都会有所改变。通常依据 GVT 结果的模型修正,主要是针对结构刚度和质量的修正^[18-25],无法顾及气动力因素。舵面的效率,也是决定飞行响应的重要参数,通过 CFD 或风洞试验来获得舵面的效率,受试验精度、分析软件、经验和方法等众多因素的影响,可能导致较大的误差。飞机试飞是检验、修正分析模型和参数最有效的手段,通过试飞全面验证和修正的模型,可以获得最为准确可靠的分析结果。

舵面振荡激励可以作为一种频域激励方式,应用

于试飞,来获得飞机的频率特性。相比于 GVT 试验,更接近飞机的使用状态,由于气动力的参与,频率特性更为准确。借助试飞结果进行更多监测点和更多频率及速度的对比修正,可以建立更为全面和准确的分析模型,以获得更为准确的动响应分析结果。

参考文献:

- [1] NATO Research and Technology Organization. Design Loads for Future Aircraft[M]. Quebec, Canada: St. Joseph Ottawa/Hull, 2002: 106-109.
- [2] EASA. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes Amendment 11[S].
- [3] BESCH H M, SCHULLER J. Influence of EFCS Failure on Structural Design of Modern Transport Aircraft[C]//16th ICAS Congress. Jerusalem: ICAS, 1988.
- [4] BESCH M. Influence of FBW - Control Laws on Structural Design of Modern Transport Aircraft[C]//27th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Virginia: AIAA, 1986: 953.
- [5] SACHS H, CARL U, THIELECKE F. Monitoring of Oscillatory Failure Cases for the Reduction of Structural Loads in an Aeroelastic Aircraft[C]//26th International Congress of the Aeronautical Sciences. Alaska: ICAS, 2008.
- [6] GIESSELER H G, BESCH H M. The Oscillatory Failure Identification System OFIS[C]//36th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Virginia: AIAA, 1995.
- [7] SACHS H, GOJNY M H, CARL U B. Robust Detection of Oscillatory and Transient Aircraft Actuation System Failures Using Analytical Redundancy[C]//SAE Technical Paper Series. Warrendale: SAE International, 2009.
- [8] LAVIGNE L, ZOLGHADRI A, GOUPIL P, et al. Robust and Early Detection of Oscillatory Failure Case for New Generation Airbus Aircraft[C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Virginia: AIAA, 2008: 7139.
- [9] LAVIGNE L, ZOLGHADRI A, GOUPIL P, et al. A Model-Based Technique for Early and Robust Detection of Oscillatory Failure Case in A380 Actuators[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2011, 9(1): 42-49.
- [10] EFIMOV D, CIESLAK J, ZOLGHADRI A, et al. Actuator Fault Detection in Aircraft Systems: Oscillatory Failure Case Study[J]. Annual Reviews in Control, 2013, 37(1): 180-190.
- [11] LIU Yi-shi, DONG X, LI Qing-dong, et al. Gust Load Alleviation for a Regional Aircraft with Actuator Oscillatory Failure Case[C]//2018 IEEE 14th International Conference on Control and Automation. Anchorage: IEEE, 2018.
- [12] URBANO S. Early and Robust Detection of Oscillatory

- Failure Cases (OFC) in the Flight Control System: A Data Driven Technique[C]//55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Grapevine, Texas. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [13] ALCORTA-GARCIA E, ZOLGHADRI A, GOUPIL P. A Nonlinear Observer-Based Strategy for Aircraft Oscillatory Failure Detection: A380 Case Study[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2011, 47(4): 2792-2806.
- [14] GOUPIL P. Oscillatory Failure Case Detection in the A380 Electrical Flight Control System by Analytical Redundancy[J]. Control Engineering Practice, 2010, 18(9): 1110-1119.
- [15] TRINH D H, MARX B, GOUPIL P, et al. Design of a Soft Sensor for the Oscillatory Failure Detection in the Flight Control System of a Civil Aircraft[C]//2010 IEEE International Symposium on Industrial Electronics. Bari: IEEE, 2010.
- [16] 邹强凤, 郭玉英. 基于鲁棒微分器的飞机舵面振荡故障诊断算法[J]. 西南科技大学学报, 2012, 27(3): 68-72.
ZOU Qiang-feng, GUO Yu-ying. Oscillatory Failure Case Diagnosis Based on Robust Differentiator for Flight Control Systems[J]. Journal of Southwest University of Science and Technology, 2012, 27(3): 68-72.
- [17] 李晓东, 杨文岐, 刘凡. 现代飞机地面振动试验准备及设计技术[J]. 机械科学与技术, 2013, 32(6): 879-883.
LI Xiao-dong, YANG Wen-qi, LIU Fan. Test Design and Preparation Techniques of Modern Aircraft GVT[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2013, 32(6): 879-883.
- [18] 顾松年. 结构动力修改的发展与现状[J]. 机械强度, 1991, 13(1): 1-9.
GU Song-nian. The Development and Present Situation of Structural Dynamic Modification[J]. Journal of Mechanical Strength, 1991, 13(1): 1-9.
- [19] 吴晓菊. 结构有限元模型修正综述[J]. 特种结构, 2009, 26(1): 39-45.
WU Xiao-ju. A Review on Theory of Structural Model Updating[J]. Special Structures, 2009, 26(1): 39-45.
- [20] 李剑. 有限元模型参数型修正方法的研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2007.
LI Jian. Investigation of Parametric Model Updating[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2007.
- [21] KABE A. Stiffness Matrix Adjustment Using Mode Data[J]. AIAA Journal, 1985, 23: 1431-1436.
- [22] HEYLEN W. Model Optimization with Measured Modal Data by Mass and Stiffness Changes[C]//Process of International Modal Analysis Conference, Los Angeles :IMAC, 1986.
- [23] 齐丕骞, 张凌霄. 基于灵敏度分析的结构动力模型修改[J]. 航空学报, 1992, 13(9): 472-475.
QI Pi-qian, ZHANG Ling-xia. Structural Dynamic Model Updating Based on Sensitivity Analysis[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13(9): 472-475.
- [24] CHEN J C, GARBA J A. Analytical Model Improvement Using Modal Test Results[J]. AIAA Journal, 1980, 18(6): 684-690.
- [25] 增庆华. 结构动力模型修改技术若干问题研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1989.
ZENG Qing-hua. Research on Some Problems of Structural Dynamic Model Modification Technology[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1989.

责任编辑: 刘世忠