

飞机颤振试飞操纵面脉冲激励响应仿真方法研究

雷鸣, 卢晓东, 霍幸莉

(中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘要: **目的** 实现颤振试飞操纵面脉冲激励响应仿真, 预测操纵面脉冲激励结构响应。**方法** 提出一种飞机颤振试飞操纵面脉冲激励响应仿真方法。该方法以飞机结构动力学有限元模型为基础, 建立颤振试飞气动模型和操纵面脉冲激励力模型。**结果** 以上述模型为基础建立的飞机颤振试飞操纵面脉冲激励响应仿真模型, 实现了颤振试飞操纵面脉冲激励响应仿真。首先建立了带副翼单机翼模型操纵面脉冲激励响应仿真模型, 并实现了激励响应仿真分析, 得到了结构响应幅值。**结论** 开展了全机模型操纵面脉冲激励响应仿真分析, 并将仿真结果与飞行试验结果进行对比, 两者结果基本一致, 验证了该方法的有效性。

关键词: 颤振试飞; 操纵面脉冲激励; 仿真建模; 激励响应仿真; 飞行试验

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.09.009

中图分类号: V216 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2020)09-0048-06

Simulation Method of Control Surface Impulse Response of Aircraft Flutter Flight Test

LEI Ming, LU Xiao-dong, HUO Xing-li

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

ABSTRACT: The paper aims to realize the simulation and prediction of the control surface impulse excitation response of flutter flight test. A simulation method of control surface impulse excitation response was proposed. Based on the finite element model of aircraft structure dynamics, the aerodynamic model of flutter flight test and the impulse excitation force model of control surface were established. Based on the above models, the simulation model of control surface impulse excitation response of flutter flight test was established to realize the simulation of control surface impulse excitation response. Firstly, the simulation model of control surface impulse excitation response of single wing with aileron was established. The simulation analysis of excitation response was conducted, and the structural response amplitude was obtained. The simulation analysis of the control surface impulse excitation response of the whole aircraft model is carried out. The simulation results are compared with the flight test results. The two results are basically consistent, verifying the effectiveness of the method.

KEY WORDS: flutter flight test; control surface impulse excitation; simulation modeling; excitation response simulation; flight test

我国颤振飞行试验技术历经几十年的发展, 目前已经形成了一套成熟的试飞技术体系, 也积累了大量的工程经验。从试飞测试改装、试飞内容规划、颤振

试飞激励以及结构模态参数辨识到最终的颤振边界预测, 形成了体系化的试飞核心技术。颤振试飞激励技术是颤振飞行试验的一项关键技术, 在颤振飞行试

收稿日期: 2020-07-04; 修订日期: 2020-08-08

Received: 2020-07-04; Revised: 2020-08-08

作者简介: 雷鸣(1987—), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为飞机气动弹性飞行试验技术。

Biography: LEI Ming (1987—), Male, Master, Senior engineer, Research focus: aeroelastic flight test technology.

验过程中,通过设计的激励方式对飞机结构施加一定能量的激励,测量飞机结构的振动响应,基于振动响应,开展结构模态参数辨识和颤振边界预测^[1-5]。

颤振试飞过程常用的激励方式包括小火箭脉冲激励、操纵面脉冲激励、操纵面扫频激励、惯性扫频激励、固定小翼扫频激励、振荡翼扫频激励以及环境激励^[6-8]等。这些激励方式技术特点各异,适用于不同技术特点的飞机。其中操纵面脉冲激励是颤振试飞中应用最广泛的激励方式^[9-10],该激励方式无需对飞机加装额外的激励装置,适用于各种类型的飞机,包括大型飞机、小型飞机、电传操纵飞机和机械操纵飞机。试飞过程中,驾驶员通过驾驶杆/脚踏操纵飞机舵面,使舵机产生一个脉冲位移,形成脉冲激励力,对飞机结构施加激励。脉冲的时间越短,产生的作用力越大,结构的振动模态将激励得更充分,有利于开展飞机结构模态辨识与颤振边界预测。开展颤振试飞的飞机为新设计研制飞机,为了保证试飞安全,颤振试飞过程中脉冲激励的幅值会从小到大逐步增加,颤振试飞工程师根据试飞经验以及飞行后的数据,判断激励的有效性。这样一方面会带来试飞周期的增加,另一方面试飞工程师无法预先定量评估飞机激励响应特性,增加了试飞的风险。

国外在开展颤振飞行试验前,开展了大量的飞机颤振建模、仿真和预测工作^[11],充分利用仿真模型优化颤振试飞设计,提高颤振试飞效率。B. A. Winther 等^[12]研究了 YF-17 飞机在飞行过程中大气气流情况下的实时仿真建模技术以及操纵面激励下的实时仿真建模技术,利用仿真模型开展响应分析,用于研究不同的辨识算法以及颤振试验验证,为颤振试验中数据分析方法优选提供了重要的支持。T. D. Arthurs 等^[13]开展了 YF-17 飞机系统和结构动力学耦合的气动弹性响应研究,研究了在不同控制律增益情况下飞机姿态角和姿态角速率的响应特性,为该型飞机控制律设计、飞行中气动弹性稳定性预测提供了重要的支持。J. R. Peloubet^[14]研究了 YF-16 飞机的控制系统和结构耦合稳定性,以 YF-16 飞机飞行试验中遇到的控制系统和结构耦合不稳定响应现象为出发点,研究了带控制系统的气动弹性稳定性分析方法,确定了稳定边界。Martin J. Brenner^[15]研究了带推力矢量 F/A-18 飞机大迎角气动伺服弹性稳定性分析方法,包括气动伺服弹性建模方法、地面试验验证、飞行试验包线扩展以及数据分析对比方面的研究。Peter M. Thompson 等^[16]基于 F/A-18C 的飞行试验,进行了高逼真度的气动伺服弹性预测研究,详细介绍了建模过程包括结构、气动以及飞控系统建模方法等。这些建模仿真工作的开展为试飞的设计与实施提供了重要的支持,提高了颤振试飞效率与安全性。

文中提出一种飞机颤振试飞操纵面脉冲激励响应仿真方法,通过该方法能够预测飞机在不同幅值操

纵面脉冲激励及不同试飞状态点作用下,飞机的结构振动响应。颤振试飞工程师能够预先掌握飞机在不同操纵面脉冲激励状态下结构的振动响应幅值,为颤振试飞工程提供重要的参考,实现更加安全高效的颤振试飞操纵面脉冲激励。

1 操纵面脉冲激励响应仿真建模方法

1.1 基本原理

操纵面脉冲激励是驾驶员通过驾驶杆/脚踏向飞机施加一个脉冲输入,使飞机的操纵面产生一个脉冲的位移,进而产生由操纵面偏转引起的附加脉冲气动力,该脉冲气动力施加于飞机结构,使飞机结构产生振动响应。飞机副翼脉冲激励的副翼偏度如图 1 所示,机翼翼尖的振动响应如图 2 所示。

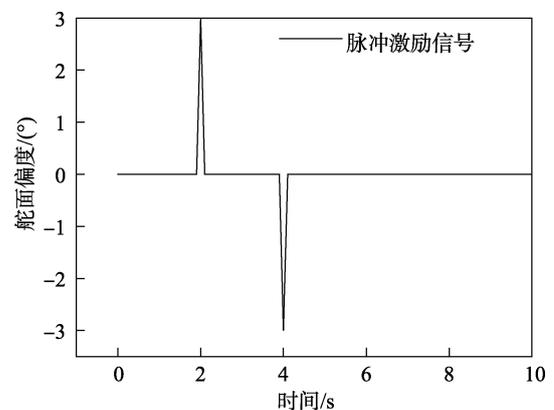


图 1 副翼脉冲激励输入

Fig.1 Impulse excitation input of aileron

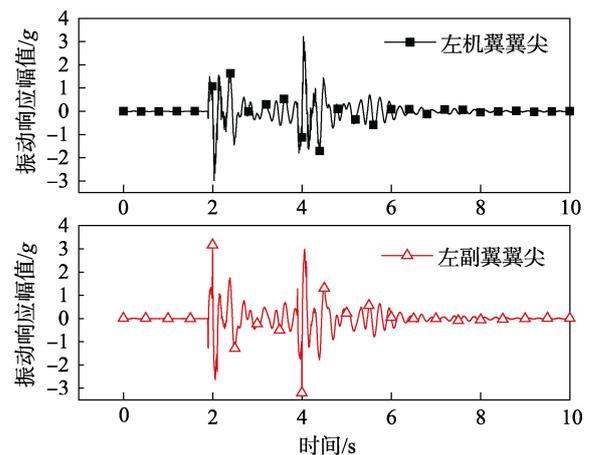


图 2 机翼振动响应

Fig.2 Response of wing vibration

1.2 有限元建模方法

飞机结构动力学有限元模型包括结构刚度和质量,模态包括刚体模态和弹性模态。结构刚度包括刚度量值及其刚度分布。全机机身、机翼、垂尾和平尾要按各个剖面的刚度等效模拟,机身与机翼、机身与平尾、机身与垂尾、机翼与发动机的连接刚度用柔度

矩阵模拟。结构刚度和刚心根据薄壁结构闭室原理或力法计算确定。利用力（力矩）与变形的关系，得到相应的刚度计算关系式。结构质量包括质心、质量和惯量。利用地面共振试验结果对基准状态的结构理论模型进行修正，修正后主要模态分析结果与试验结果相比，频率偏差应在5%以内，模态指示函数满足期望要求。最终得到的飞机结构动力学数学模型见式(1)。

$$m\ddot{y} + c\dot{y} + ky = 0 \quad (1)$$

式中： m 、 c 、 k 矩阵分别为结构的质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵； y 为结构各有限元节点自由度的位移。

$$y = [\delta x \quad \delta y \quad \delta z \quad \varphi \quad \alpha \quad \beta]^T \quad (2)$$

式中： δx 为气流方向位移分量； δy 为侧向位移分量； δz 为垂向位移分量； φ 为绕 x 轴的滚转角； α 为绕 y 轴的俯仰角； β 为绕 z 轴的偏航角。

1.3 非定常气动力建模

颤振飞行试验激励过程中，飞机结构处于振动状态，故气动力选择非定常气动力，与结构振动频率相关，使用气动力偶极子格网法计算非定常气动力。考虑主要翼面、操纵面以及机身的气动力。定义 x 轴为机身轴方向（顺气流方向）， y 轴为垂直机身轴方向（侧向）， z 轴为垂直机翼平面方向（垂向），对空气动力网格6个自由度上的气动力加以分析，对应的空气动力节点气动力可表示为 F ， F 与各空气动力节点的自由度位移相关^[17]，可表示为：

$$F = q_d A y \quad (3)$$

式中： q_d 为速压； A 为非定常气动力影响系数矩阵，其对应的为空气动力节点。

$$Q = G^T A G \quad (4)$$

式中： G 为插值矩阵，将空气动力节点上的力转换到结构有限元节点上； Q 代表结构有限元节点上的气动力影响矩阵。

则结构的气动弹性方程为：

$$m\ddot{y} + c\dot{y} + ky - Q = 0 \quad (5)$$

1.2节中所建立的飞机结构动力学模型维数与有限元节点数相关，由于有限元模型维数太大，处理起来较为复杂。结构的振动是小变形线性的，故可以将上述气动弹性方程通过坐标变换转化为模态坐标下的振动方程，使方程维数减小。

物理坐标与模态坐标的关系见式(6)。

$$y = \Phi u \quad (6)$$

式中： y 为物理位移坐标； u 为模态坐标； Φ 为空气动力节点对应的 n 阶结构固有模态， $\Phi = [\phi_1, \phi_2, \phi_3, \phi_4, \phi_5, \dots, \phi_n]$ ； ϕ_i 表示第 i 阶固有模态对应的6个物

理坐标的特征向量值。

将方程(6)代入方程(5)中，在方程左右两边同时左乘 Φ^T 得公式(7)：

$$-M_{ii}\ddot{u} + B_{ii}\dot{u} + K_{ii}u - \frac{1}{2}\rho V^2 Q_{ii}(Ma, k)u = 0 \quad (7)$$

式中： M_{ii} 为模态质量阵； B_{ii} 为模态阻尼阵； K_{ii} 为模态刚度阵； Q_{ii} 表示气动力矩阵； Q_{ii} 为马赫数 Ma 和减缩频率 k 的函数， $k = \omega c / 2V$ 。

使用简谐非定常气动力，设 $u = u_i e^{i\omega t}$ ，将该方程带入公式(7)中，并引入结构阻尼系数 g ，得模态坐标下的频域气动弹性方程：

$$\left\{ \begin{aligned} & \left[-M_{ii}\omega^2 + iB_{ii}\omega + (1+ig)K_{ii} - \frac{1}{2}\rho V^2 Q_{ii}(Ma, k) \right] \cdot \\ & \{u_i\} = 0 \end{aligned} \right. \quad (8)$$

式中： ω 为圆频率， $\omega = 2\pi f$ ； f 为频率； V 为气流速度； ρ 为气流密度； u_i 为模态向量。

1.4 仿真建模

操纵面脉冲激励是由于操纵面的偏转引起的气动激励，建立操纵面脉冲激励仿真模型。该模型主要考虑由于操纵面偏转引起的气动激励力，形成的激励力模型。模型中引入额外的节点自由度，该自由度与代表操纵面的有限元节点相关联，形成如下激励仿真模型：

$$\left\{ \begin{aligned} & \left[-M_{hh}\omega^2 + iB_{hh}\omega + (1+ig)K_{hh} - \frac{1}{2}\rho V^2 Q_{hh}(Ma, k) \right] \cdot \\ & \{u_h\} = 0 \end{aligned} \right. \quad (9)$$

$$Q_{hh}(Ma, k) = \begin{bmatrix} Q_{ii} & Q_{ie} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中： M_{ii} 、 B_{ii} 、 K_{ii} 分别为增加自由度后的模态质量阵、模态阻尼阵和模态刚度阵； Q_{hh} 为气动力矩阵； Q_{ie} 为操纵面偏转所引起的非定常气动力影响系数矩阵，该矩阵已转换到模态坐标下并已经转换到结构有限元节点上。

操纵面脉冲激励响应仿真模型模拟了飞机各个结构部件的惯性力、弹性力、气动力，通过改变激励仿真公式中的速压和马赫数来实现不同飞行试验点的激励仿真。根据各个颤振飞行试验点激励响应仿真模型进行计算，能够输出任意有限元节点振动加速度或位移数据。

2 仿真建模和分析

2.1 带副翼单机翼模型简介

以国外某喷气式运输机机翼简化模型为例，进行颤振试飞激励仿真分析。该机翼的结构参数见表1，模型几何外形如图3所示。该机翼有限元模型包含半机身和单机翼结构特性。

表 1 机翼结构主要参数
Tab.1 Main parameters of wing structure

参数	机翼投影面积/m ²	参考弦长/m	翼展/m	半机身质量/kg	俯仰惯量/(kg·m ²)	滚转惯量/(kg·m ²)	颤振速度/(m·s ⁻¹)
量值	52.4	4.1	25.4	7892.5	1.2741×10 ⁵	1.2800×10 ³	345.1

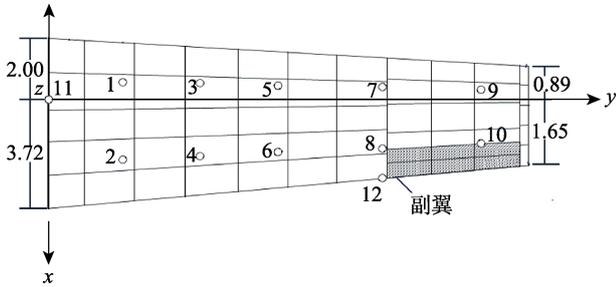


图 3 带副翼单机翼模型及有限元节点
Fig.3 Single wing model with aileron and finite element node diagram

2.2 仿真分析

按第 2.1 节方法,建立操纵面脉冲激励仿真模型,开展操纵面脉冲激励仿真分析。设计脉冲激励时间长度共 0.25 s,最大幅值舵面位置偏转 6°,三角脉冲,仿真时间为 10 s,如图 4 所示。该信号特性为当前飞机颤振试飞过程中所实现的信号。

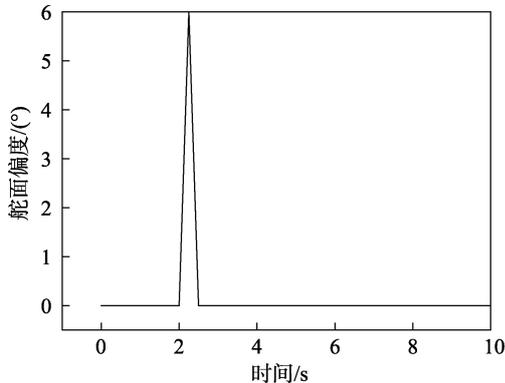


图 4 脉冲激励信号
Fig.4 Impulse excitation signal

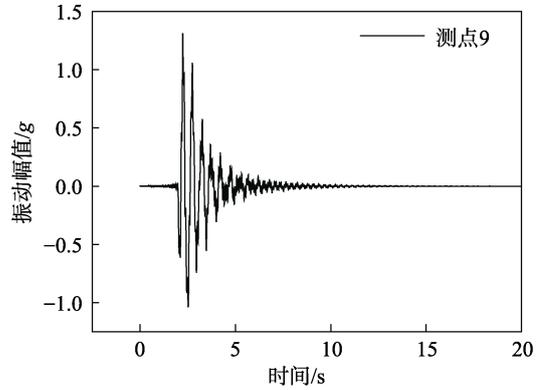
当仿真速度小于颤振速度时,测点的响应如图 5a 所示。未加激励前,结构无响应,加入脉冲激励后结构迅速衰减。当仿真速度等于颤振速度时,测点的激励响应如图 5b 所示。可以看出,未加激励时,已出现结构颤振模态等幅振荡,加入脉冲激励后,其他振动模态衰减,结构颤振模态维持另一幅值等幅振荡。

3 应用分析

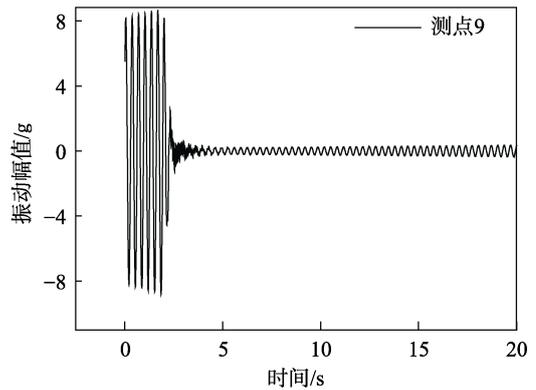
3.1 全机结构动力学模型介绍

该全机结构动力学有限元模型以民用运输机为参照,采用翼吊发动机、常规尾翼布局形式。动力学模型包括左右机翼、左右平尾、左右发动机、左右小翼、垂尾和机身结构,也包括副翼、升降舵和方向舵。

结构动力学有限元模型如图 6 所示。



a 仿真速度小于颤振速度



b 仿真速度等于颤振速度

图 5 操纵面脉冲激励仿真

Fig.5 Simulation of control surface pulse excitation:
a) simulation speed is less than flutter speed;
b) simulation speed is equal to flutter speed

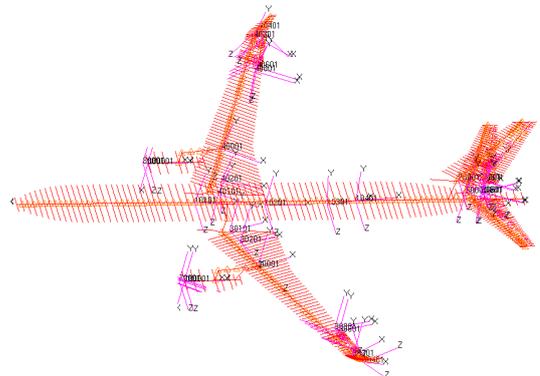


图 6 全机结构动力学有限元模型
Fig.6 Finite element model of whole aircraft structure dynamics

3.2 仿真与试飞结果对比

利用所建立的操纵面脉冲激励响应仿真模型,开展激励响应仿真分析,并将仿真结果与颤振试飞结果

对比。操纵面脉冲激励时，机翼翼尖前缘振动响应试飞与仿真结果时域对比如图7所示，机翼翼尖前缘振动响应与速压的关系如图8所示。由于试飞员在不同试飞状态点脉冲激励幅值与脉冲时间不同，未呈现随速压增大结构脉冲振动增大的趋势。可以看出，仿真分析结果与颤振试飞结果处于同一振动水平，结果基本相当。五角星线为颤振速度时的副翼脉冲激励响应振动值，颤振试飞时，工程师主要通过振动响应实时监控飞机安全性。该五角星线能为颤振试飞工程师试飞实时安全监控提供定量参考，保障试飞安全。

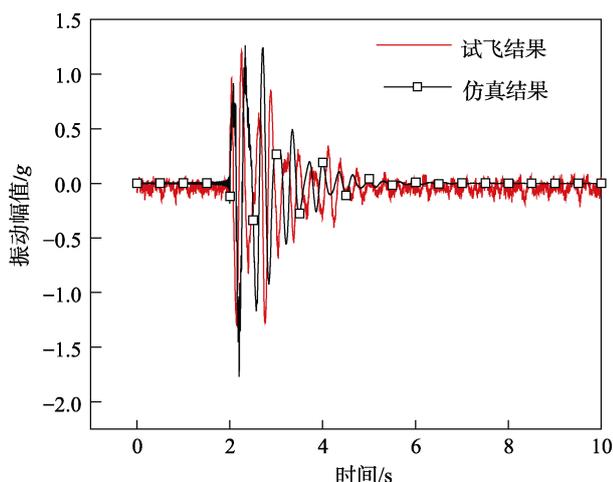


图7 副翼脉冲激励响应

Fig.7 Response of impulse excitation of aileron

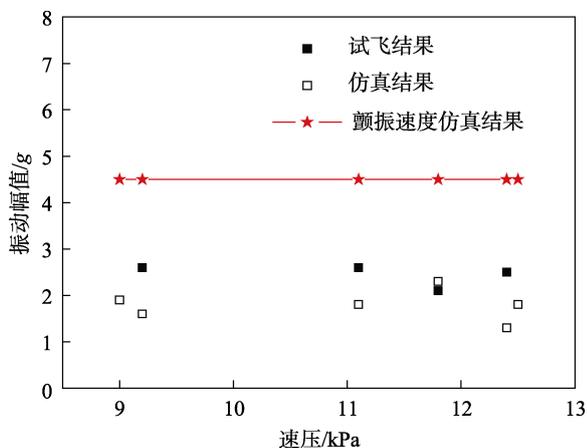


图8 响应随速压变化趋势

Fig.8 Response trend with dynamic pressure

同时，利用操纵面脉冲激励仿真响应，能够辨识结构模态频率和阻尼随速度的变化趋势。机翼某一阶模态频率和阻尼随马赫数的变化趋势如图9所示。可以看出，试飞结果与仿真结果结构模态变化趋势基本一致。仿真分析能够同时从结构振动时域响应和结构模态参数辨识结果中对飞行试验结果进行预测。当两者趋势一致时，能够对后续试飞状态点进行优化，减少试飞状态点，提高试飞效率。当两者结构有差异时，则应重点加强分析，确认试飞结果可靠性以及建模的准确性，确保试飞安全。

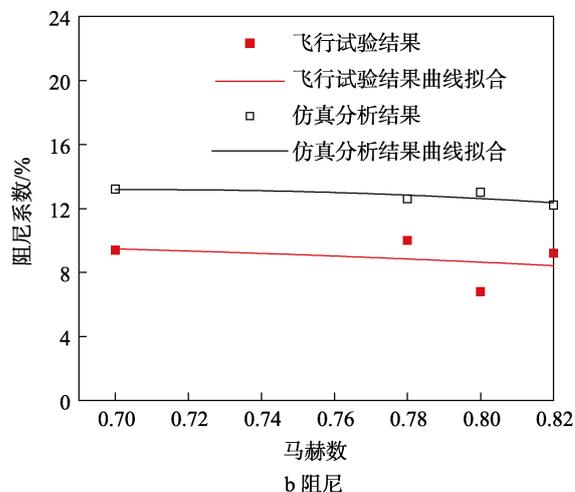
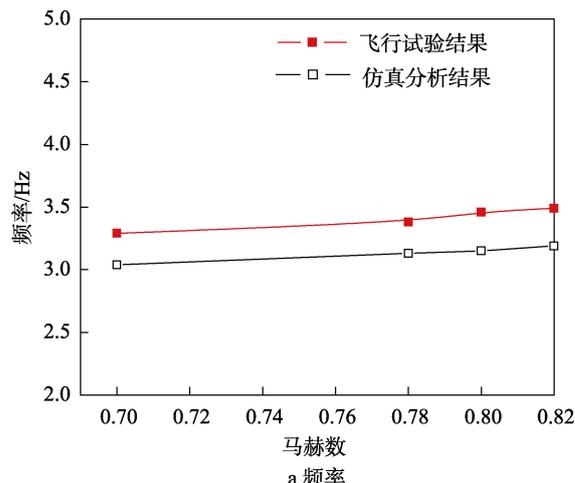


图9 频率和阻尼随马赫数变化趋势

Fig.9 Frequency (a) and damping (b) variation trend with Mach number

4 结语

在飞机结构动力学有限元模型的基础上，提出了飞机颤振飞行试验操纵面脉冲激励响应仿真建模方法，实现了飞机操纵面脉冲激励响应仿真，激励响应仿真分析结果与颤振试飞结果相当，验证了颤振飞行试验操纵面脉冲激励响应仿真方法的有效性，能够提升当前颤振试飞的仿真分析能力，为颤振试飞工程师更好地保障试飞安全提供支撑。基于文中所建立的仿真方法，后续将能够开展操纵面脉冲激励效果的预先分析与评价，更好地指导试飞员开展颤振试飞操纵面脉冲激励，同时也能够开展数据分析方法的训练与评价。

参考文献:

[1] 屈见忠. 模态参数识别在飞行颤振试验中的应用[J]. 航空学报, 1990, 11(11): 618-622.
 QU Jian-zhong. Application of Identification Method of Modal Parameter to Flight Flutter Test[J]. Acta Aeronau-

- tica ET Astronautica Sinica, 1990, 11(11): 618-622.
- [2] 卢晓东. 大型飞机颤振试飞低频密集模态参数辨识[J]. 飞行力学, 2014(3): 270-272.
LU Xiao-dong. Flutter Flight Test Parameters Identification of large Aircraft with low-frequency and Closely-spaced Modes[J]. Flight Dynamics, 2014(3): 270-272.
- [3] 霍幸莉, 田福礼, 裴承鸣. 环境激励下运输类飞机颤振试飞技术研究[J]. 强度与环境, 2011, 38(1): 22-25.
HUO Xing-li, TIAN Fu-li, PEI Cheng-ming. Research on Transport Airplane Flutter Test by Ambient Turbulence Excitation[J]. Structure&Environment Engineering, 2011, 38(1): 22-25.
- [4] 卢晓东, 霍幸莉, 梁海州. 民用飞机颤振试飞技术研究[J]. 航空工程进展, 2014, 5(1): 80-84.
LU Xiao-dong, HUO Xing-li, LIANG Hai-zhou. Research on Flight Flutter Test Technology for Civil Transport Airplane[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2014, 5(1): 80-84.
- [5] 王东森, 王彤, 卢晓东, 等. 频域主分量模态分析法及在颤振试飞中的应用[J]. 中国测试, 2013, 39(6): 89-92.
WANG Dong-sen, WANG Tong, LU Xiao-dong, et al. Frequency Domain Principal Component Modal Analysis and Its Application in Flight Flutter Test[J]. China Measurement & Test, 2014, 5(1): 80-84.
- [6] 霍幸莉, 周友明, 李勤红. 固定小翼系统激励力特性颤振试飞验证[C]// 第十一届全国空气弹性学术交流会论文集. 昆明: 中国空气动力学会, 2009.
HUO Xing-li, ZHOU You-ming, LI Qin-hong. Flutter test verification of exciting force characteristics of fixed wing system[C]// Proceedings of the 11th National Symposium on Aeroelasticity. Kunming: Chinese Aerodynamics Research Society, 2009.
- [7] 俱利锋, 刘珏, 梁海州. 某型飞机颤振试飞中多种激励技术的综合应用于研究[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.
- [8] 俱利锋. 带不平衡转子惯性激励系统颤振激励技术试验[J]. 机械科学与技术, 2011, 30(9): 1478-1481.
JU Li-feng. Testing Flutter Excitation with Inertial Excitation System[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2011, 30(9): 1478-1481.
- [9] 俱利锋. 驾驶员脉冲激励在某型飞机颤振试飞中的应用研究[C] // 第十一届全国空气弹性学术交流会论文集. 昆明: 中国空气动力学会, 2009.
JU Li-feng. Application of Pilot Impulse Excitation in Flutter Flight test[C] // Proceedings of the 11th National Symposium on Aeroelasticity. Kunming: Chinese Aerodynamics Research Society, 2009.
- [10] 关爱锐, 刘旭华, 张芹芹. 颤振试飞脉冲激励信号分析技术[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(4): 836-838.
GUAN Ai-ru, LIU Xu-hua, ZHANG Qin-qin. Analysis Technology Applied to the Impulse Excitation Signal of Flight Flutter Test[J]. Science Technology and Engineering, 2012, 12(4): 836-838.
- [11] 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.
- [12] WINTHER B A, COWAN D L. Validation of Flutter Test Analysis Method[J]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1987, 780: 226-232.
- [13] ARTHURS T D, GALLAGHER J T. Interaction between Control Augmentation System and Airframe Dynamic on the YF-17[C]// 16th Structural Dynamics, and Materials Conference. Denver, CO: AIAA, 1975.
- [14] PELOUBET J R. YF16 Active-Control-System/Structural Dynamic Interaction Instability[J]. // 16th Structural Dynamics, and Materials Conference. Denver, CO: AIAA, 1975.
- [15] MARTIN J B. Aeroservoelastic Modeling and Validation of Thrust -Vectoring F/A-18 Aircraft[R]. NASA Technical Paper 1996-3647, 1996.
- [16] PETER M T, CHARBEL F, VCHUCK H. Aeroservoelastic Predictive Analysis Capability[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Hilton Head, South Carolina: AIAA, 2007.
- [17] 雷鸣, 杨飞, 霍幸莉. 民用飞机气动伺服弹性试飞激励响应仿真研究[J]. 中国测试, 2019, 45(6): 146-152.
LEI Ming, YANG Fei, HUO Xing-li. Research of Response Simulation in Civil Aircraft Aeroservoelastic Flight Test Excitation[J]. China Measurement & Test, 2019, 45(6): 146-152.