

文章编号: 0258-1825(2019)01-0115-06

基于电磁干风洞的大柔性结构准模态试验研究

侯英昱*, 刘子强

(中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘要:结构的频率是结构的重要动力学特性,对于飞行器来说,当机翼等大型结构在非定常气动力作用下发生变形时,其频率也会发生变化。本文介绍了一种地面电磁干风洞试验方法,利用电磁场和安培力实现气动力的模拟,在不接触模型的情况下对模型进行静动态加载。基于这种新的试验技术,建立了一种地面电磁干风洞实验方法,利用电磁场和安培力实现气动力的模拟,可有效实现对模型结构的非接触式静态和动态气动力跟随加载。利用该实验系统,研究了静动态条件下,结构质量、刚度分布对飞机内载荷的影响;结构变形对结构动力学特征的影响。结果表明,结构的弯曲变形会影响结构的弯曲和扭转频率,结构的质量和刚度分布会对结构内载荷产生较大影响。这种新的试验方法有利于研究大柔性结构的气动弹性特性,对新型飞机的设计和研制具有重要意义。

关键词:非定常气动力;干风洞实验;气动弹性;大变形机翼;准模态试验

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0162

Quasi modal test of large flexible structure based on electromagnetic dry wind tunnel

HOU Yingyu*, LIU Ziqiang

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: The frequency of structures is an important dynamic characteristic. For aircrafts, when the wing and other large scale structures deform under the action of unsteady aerodynamic forces, its frequency correspondingly changes. For large structural flexible aircraft represented by high altitude long endurance UAVs, it is very important to explore the variation rules of the structural dynamic characteristics of the aircraft to develop the design technology and improve the design method. This paper introduces a test method of a ground electromagnetic dry wind tunnel. A principle experiment method of the ground electromagnetic dry wind tunnel is established. The electromagnetic field and Ampere force are used to realize the simulation of aerodynamics force, and the model is statically and dynamically loaded without touching the model. Based on this new test technique, a series of experiments were carried out by using the experimental system, and the influence of the structural quality and stiffness distribution was analyzed on the internal load of the aircraft under static and dynamic conditions. The results show that the bending deformation affects the bending and torsion frequencies of the structure, and the dynamic characteristics of the structure. This new test method is conducive to the study of aeroelastic characteristics of large flexible structures, and is of great significance for the design and development of new aircraft.

Keywords: unsteady aerodynamic force; dry wind tunnel test; aeroelasticity; large deformation wing; quasi modal test

收稿日期: 2018-09-14; 修订日期: 2018-10-16

基金项目: 国家自然科学基金重大研究计划重点项目(91216202)

作者简介: 侯英昱*(1986-), 男, 博士, 工程师。研究方向: 气动弹性实验技术。E-mail: 249049538@qq.com

引用格式: 侯英昱, 刘子强. 基于电磁干风洞的大柔性结构准模态试验研究[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(1): 115-120.

doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0162 HOU Y Y, LIU Z Q. Quasi modal test of large flexible structure based on electromagnetic dry wind tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(1): 115-120.

0 引言

分析结构因素对于飞机内载荷的影响,在相同外载荷条件下,有效降低飞机内载荷,同样可以起到提高飞机性能,优化飞机结构的目的。为了分析各项设计因素对于内载荷的影响,从而指导该类飞机的综合设计,有必要针对此类飞机开展一般性实验研究^[1]。

针对大柔性飞机的实验手段通常包括飞行实验、车载实验、风洞实验和地面模拟实验。地面模拟实验以其价格低廉、重复性好、对模型要求较低、可以针对飞机初步设计阶段作一般性研究、便于研究该类飞机设计过程的一般规律等优点受到各国学者的广泛关注,特别是对于以控制、结构非线性等非气动力因素起主导作用的动力学过程,地面模拟实验更具有优势^[2]。

Kearns 等^[3]、TsAGI^[4]、美国 ZONA 公司^[5]、北京航空航天大学吴志刚、杨超等^[6]、许云涛等^[7]均使用激振器激励的方法进行了地面颤振模拟实验的研究。其中,2011 年,美国的 Zeng J^[5]将这种试验技术命名为“干风洞试验技术”。上述地面模拟实验通常将分布气动载荷等效到离散的有限数目的结点上,通过机械激振系统来实施加载。这种方法原理简单易行,对于小变形结构是可行的,但对于大柔性结构实验,则存在激振器行程限制,激振力跟随性较差,附加刚度较大等问题。

电磁加载目前已广泛用于工业领域^[8-9],但是用于模拟飞行载荷尚未从文献中查到。中国航空工业空气动力技术研究院的潘金柱^[10]等研制了一套磁阻尼器用于检测动导数测量系统的可靠性。它的设计思想是通过磁场中载流导线受到的电磁力矩模拟气动阻尼力矩,以地面模拟调试代替实际风洞吹风试验,从而省去了风洞试验中的调试工作。本实验计划实现非定常气动力的干风洞模拟,由于飞机的非定常气动力不仅仅与飞机设计的飞行工况相关,也与飞机实时的结构变形和飞行状态相关。希望通过这套设计的干风洞试验方法能够模拟飞机在飞行过程中所承受的非定常气动力,从而解决传统地面干风洞试验方法与气动载荷相差较远的问题,进而通过试验分析结构刚度和质量分布对于飞机内载荷的影响。

本文以太阳能无人机研制为背景,以大展弦比飞机机翼为研究对象,拟采用一种新颖的电磁加载装置进行大展弦比机翼的载荷模拟,基于载流导线的安培力加载方式,使结构非接触静态跟随加载的实现成为可能,使机翼结构在不规则阵风下载荷和响应的模拟成为可能。相对于传统的干风洞试验技术,这种方

法能够避免加载设备与模型的接触干扰,可以在在不改变模型边界条件的前提下,改变模型的受力,最大限度地实现了对“飞行状况”的模拟,并在此基础上,开展大展弦比结构静动力试验和气动弹性研究。

1 试验原理和试验方法

电磁干风洞实验装置^[11-12]是利用闭合的气动弹性实验系统对试验模型进行加载的方法,实验的基本原理如图 1 所示。

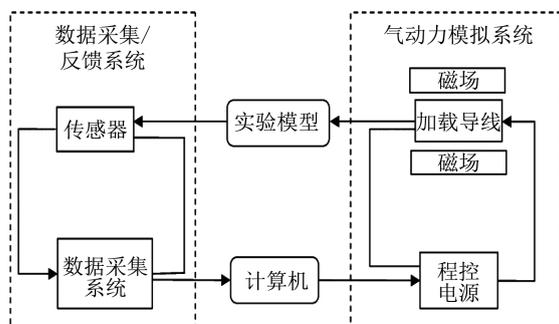


图 1 试验原理图

Fig.1 Test schematic diagram

如图 1 所示,该试验系统由数据采集/反馈系统和气动力模拟系统两部分组成。数据采集/反馈系统利用传感器采集试验模型的变形数据,并将采集得到的模型变形数据传递给计算机,计算机将对采集的数据进行实时处理,计算出在该变形条件下模型所应该承受的“气动力”,并将结果发送至“程控电源”。

气动力发生系统中的程控电源将根据计算机所发出的指令对加载导线输出相应大小的变化电流。根据安培定理,通电导线在磁场下将承受安培力的作用,安培力的大小与电流强度成正比,由于模型和加载导线之间相互固定,并位于均匀磁场之中,这也将引起对模型加载力的实时变化。在模型不同位置粘贴加载导线,可以使模型实现模型在不同变形条件下所应承受“气动力”的实时变化,在变化的加载力下,模型又将产生新的变形,变形再被传感器测量,从而建立闭合的气动弹性试验系统。图 2 为实验设备的实物图。

在该试验系统中,计算机起到关键的连接作用,在计算机中将编写控制程序实现数据采集和系统控制。基于 Labview 编写控制数据采集软件,该软件具有系统控制、运算、发出电流输出指令、接收反馈信号、存储采集信号等多项功能。图 3 所示为部分主程序框图。

对上述试验装置进行加载校核实验^[13],实验结果显示:地面电磁干风洞试验可以比较准确地进行静态和动态加载,试验测试方法准确有效。



图 2 试验系统实物图
Fig.2 Experimental equipment

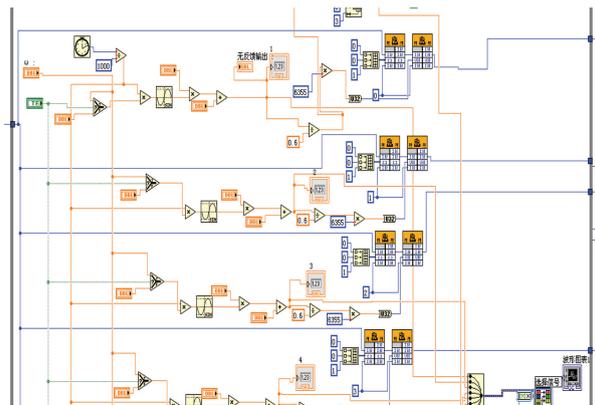


图 3 实验控制软件主程序局部
Fig.3 Part of the main program of the experiment control software

2 试验模型

模型采用铝合金材料制造,铝合金材料模型尺寸为 920 mm×14 mm×2 mm 的铝合金长条,由于是原理性试验,试验模型并不代表某一具体的飞行器结构。模型一端长 120 mm 的部分插入夹具中,使用螺钉夹紧固定,模型的其它 800 mm 部分向外伸出,构成悬臂梁。不考虑模型自重,模型在夹具中的振型和频率如图 4 所示,其中,模型和夹具整体结构的一阶振型为一阶面外弯曲;二阶振型为二阶面外弯曲;三阶振型为一阶面内弯曲。模型夹具使用超硬铝 7075 制造,对模型进行夹紧固定。

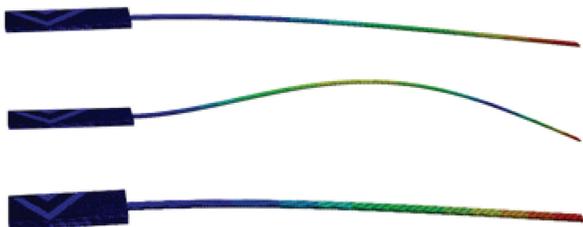


图 4 试验模型的动动力学特征
Fig.4 Dynamic characteristics of test models

3 准模态试验

准模态实验的目的是分析模型变形对于结构模态的影响,通过与仿真分析对比,研究在不同的结构变形条件下结构的动力学特征。以往的准模态实验通常是通过增加配重或使用橡皮绳来进行的,通过质量块或者附加拉力的方式改变模型变形,再测量在不同模型变形条件下的模型频率。这种实验方法在改变模型变形的同时也改变了模型的质量分布或刚度分布^[14-15],对实际结果产生不利影响。地面电磁干风洞实验技术为准模态实验提供了一种不改变模型质量、刚度分布就可以改变模型变形的方法。实验过程中不需要另外配置激振器,使用程控电源提供周期变化的电流强度即可产生周期变化的安培力,从而实现模型的激振。

3.1 实验步骤

1)对加载导线分别施加电流强度为 $1 + \sin(\omega t)$, $2 + \sin(\omega t)$, $3 + \sin(\omega t)$, $4 + \sin(\omega t)$ 安培的电流。由于施加的电流强度随时间不断变化,加载导线所提供的安培力也随时间周期变化,这就形成了对模型的激振力。

2)利用扫频的实验方式激励模型,激振圆频率 ω 每 10 s 增加 1 rad/s。利用激光位移传感器测量距模型根部 195 mm 的测试点 A 的位移。

3)建立有限元模型,分析模型在不同激励频率下的响应,与实验结果对比分析在不同变形条件下的结构动力学特征。

实验过程中使用 12 根加载导线同时进行加载,则在单位电流强度下,设备将产生约 0.136 N 的安培力,当施加 6 A 的电流时,设备将产生约 0.84 N 的安培力。准模态实验的示意图如图 5 所示。

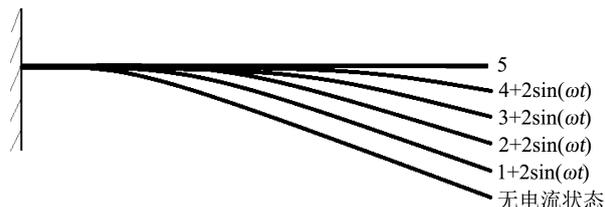


图 5 准模态实验示意图
Fig.5 Schematic diagram of quasi modal experiment

在无电流状态下,模型端部的最大挠度约为 12 cm,在施加电流强度为 1 A、2 A、3 A、4 A、5 A 的电流时,模型端部的最大挠度分别约为 9.6 cm、7.2 cm、4.8 cm、2.4 cm、0 cm。

3.2 实验结果

测试的激光位移传感器位于模型上部,测量数据

为激光位移传感器本身到模型上固定点到的距离,如此测量获得在电流强度为 $1 + \sin(\omega t)$ A 的安培力的条件下结构的扫频曲线如图 6 所示。

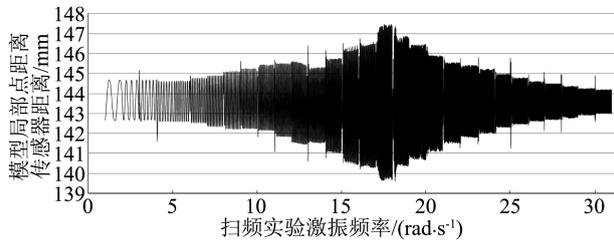


图 6 部分扫频实验结果

Fig.6 Partial swept frequency test results

按照同样的实验方法可以获得在其它安培力的条件下的扫频实验结果。对实验结果进行处理,可以得到在不同激振频率下模型的振幅和平衡位置数据。使用在某一频率的振动波峰与波谷计算得到振幅,使用该频率下的波峰和波谷平均值得到平衡位置,并且暂将此平衡位置命名为“平衡距离”。对该试验模型进行的准模态实验的振幅和“平衡距离”进行统计,获得结果如图 7、图 8 所示。

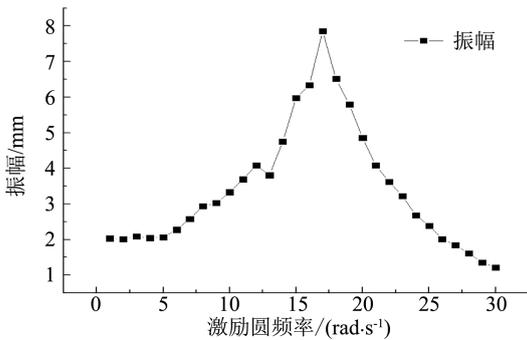


图 7 电流强度为 $1 + \sin(\omega t)$ A 的安培力时的频率结果

Fig.7 Frequency results of Ampere force at current intensity of $1 + \sin(\omega t)$ A

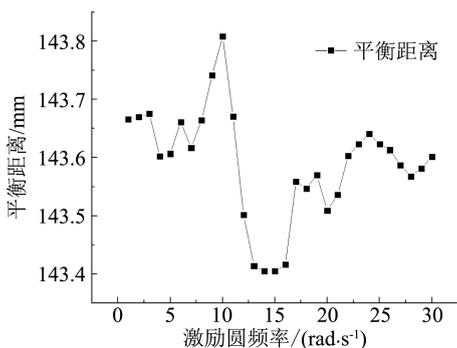


图 8 电流强度为 $1 + \sin(\omega t)$ A 的安培力时的平衡距离结果

Fig.8 The result of equilibrium distance when the current intensity is $1 + \sin(\omega t)$ A ampere force

按照相同的实验方法改变电流强度可以得到不同安培力条件下的模型频率,对不同加载力条件的模型频率进行统计,结合仿真计算,部分结果如表 1 所示。

表 1 部分准模态分析结果

Table 1 A part of the quasi modal analysis results

加载力/(N·m ⁻¹)	0.47	0.93	1.40	1.87	2.33
一阶弯曲频率/Hz	2.443	2.445	2.446	2.449	2.452
二阶弯曲频率/Hz	15.16	15.15	15.13	15.10	15.06
一阶扭转频率/Hz	665.8	667.7	670.9	675.1	680.7

通过计算结果和仿真分析可以得到如下结论:

1) 对于该实验模型,模型在变形条件下,其一阶弯曲频率和一阶扭转频率都会有所增加,变形越大对应的频率也将越高,这与干风洞实验的结论一致(模型初始变形是在重力作用下向下弯曲,施加安培力后,模型的向下弯曲幅度变小)。

2) 对于该实验模型,模型在变形条件下,其二阶段弯曲频率会有所降低,结构变形越大,二阶弯曲频率也将越低。

3) 对于该实验模型,模型的变形对于扭转频率的影响较大,而对弯曲频率的影响较小。

4 柔性结构变刚度实验

柔性结构变刚度实验的目的是:分析刚度对于内载荷的影响,研究在不同的刚度分布条件下结构的动力学特征。

4.1 实验步骤

1) 对铝合金模型施加一定的静载荷和动载荷,输出电流中圆频率每 10 s 增加 1 rad/s,利用扫频的实验方式对模型进行激振,利用模型根部粘贴的应变片测量并记录根部的应力变化量,利用激光位移传感器测量距模型根部 195 mm 的测试点 A 的位移变化。

2) 用锯条在模型两侧距自由端 7.5 cm 处锯两个深的约 2 mm 锯口,如步骤 1 测量模型应变量和位移量。

3) 依次使用锯条在 10 cm、17.5 cm、20 cm、27.5 cm、30 cm、37.5 cm、40 cm、47.5 cm 和 65 cm 处对称增加深的 2 mm 锯口(如图 9 所示),如步骤 1 测量模型的应变和位移量。

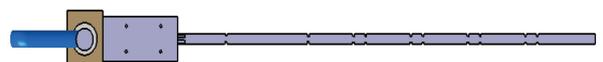


图 9 柔性结构变刚度实验模型

Fig.9 Experimental model for variable stiffness of flexible structures

4.2 实验结果

实验测量模型在不同刚度分布条件下的模型频率,测试点振幅,和应力分布情况,并将实验结果进行处理,部分结果列举如图 10、图 11 所示。

基于上述实验数据和实验结果可以得到以下结论:对于该实验模型,在固支条件下强迫振动过程

中,结构刚度的降低会引起内载荷的升高。这种内载荷的升高表现为平均内载荷的升高和内载荷变化范围增大两方面。

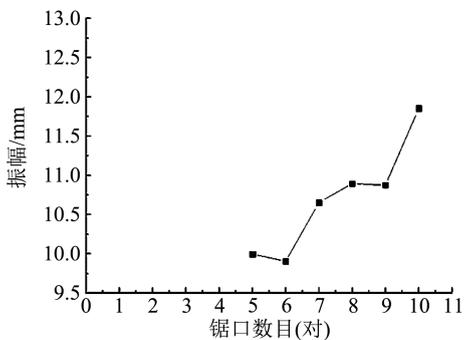


图 10 不同刚度模型的振幅

Fig.10 Amplitude of different stiffness models

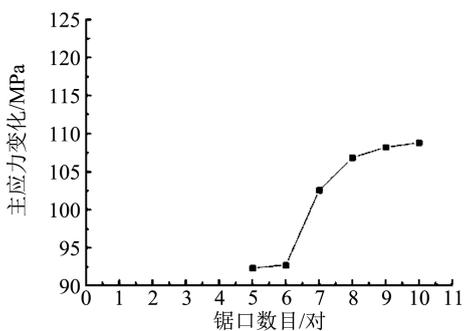


图 11 不同刚度模型的主应力

Fig.11 Principal stress of different stiffness models

5 柔性结构变质量实验

柔性结构变质量实验的目的是:分析在气动力条件下,集中质量对于结构内载荷的影响。

5.1 实验步骤

1) 制备两个黄铜材质的质量块,一个质量块为 5 g,另一个质量块为 10 g。

2) 将 5 g 质量块上粘贴双面胶,粘贴在模型不同的部位。利用激光位移传感器测量距模型根部 195 mm 的测试点 A 的位移变化。

3) 对模型施加相同计算公式施加载荷,加载电流为 $I = 2 + \sin(\omega t + 0) - A\dot{z}$,其中,常数项 2 表示加载电流强度,大约提供 0.272 N 的安培力, t 代表时间变量, \dot{z} 为测量的位移对时间的导数, A 表示需要输入的常量, ω 为输出电流中圆频率。

4) 输出电流中圆频率 ω 每 10 s 增加 1 rad/s,

5) 将 10 g 质量块上粘贴双面胶,粘贴在模型不同的部位,按照步骤 3、4 方法进行实验。

5.2 实验过程和结果

记录实验结果,并对结果进行整理如图 12、图 13 所示。

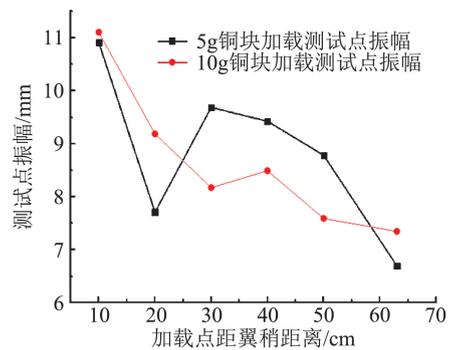


图 12 不同配重位置下的测试点振幅

Fig.12 Test point amplitude under different counterweight positions

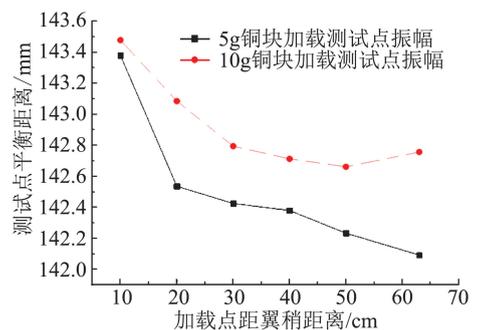


图 13 不同配重位置下的测试点平衡距离

Fig.13 Equilibrium distance of test points under different counterweight positions

根据上述实验结果和分析可以得到以下结论:

飞机的质量分布对于结构的内载荷影响明显,通常情况下,惯性力分布与飞机的气动升力分布越一致,结构承受的内载荷越小。在此类飞机设计过程中,有必要通过调整质量分布达到降低结构内载荷的目的。

6 结论

本文研究主要形成以下研究结论:

1) 电磁干风洞实验技术具有可行性和有效性,能够利用安培力实现对气动力的模拟加载,可以实现气动弹性试验的加载,试验成本低廉,载荷施加准确,可以实现柔性结构大振幅非接触的加载,用于分析动力学条件下内载荷的分析,可以用于大柔性结构飞机的设计和实验研究。

2) 对于该细长梁模型,在模型弯曲过程中,其一阶弯曲频率和一阶扭转频率都会有所增加,变形越大对应的频率也将越高,而其二阶弯曲频率会有所降低。模型的弯曲变形对于扭转频率的影响较大,而对弯曲频率的影响较小。

3) 对于该细长梁模型,结构刚度的降低会引起内载荷的升高。这种内载荷的升高表现为平均内载

荷和内载荷变化范围两方面。结构刚度对于内载荷的影响与结构刚度对于振幅的影响规律相似。

4) 飞机的质量分布对于结构的内载荷影响明显,惯性力分布与飞机的气动升力分布越一致,结构承受的内载荷越小。有必要通过调整质量分布达到降低结构内载荷的目的。

本文利用电磁干风洞实验的方法分析了柔性结构的质量、刚度分布对于结构内载荷的影响,结构变形对于结构动力学特性的影响,结合对大柔性飞机载荷的分析,有必要依据任务书要求确定飞机实际需要承受的外载荷,并在该外载荷的条件下降低飞机的内载荷,最终实现降低结构“约束条件”,增加结构“设计空间”,优化飞机性能的目的。

电磁干风洞试验中,目前尚无法使用应变片等微电流测量设备,另外,尽管才用了尽量轻便的锡银合金作为加载导线,并采用了等效补偿的方法,但是仍然无法完全消除导线引起的附加质量和附加刚度,以及运动产生的感应电动势,这些因素也将对试验结果产生不良影响。

在后续的工作中,将继续完善电磁屏蔽和等效补偿的方法,尽量减少试验误差,并在前期建立的基于电磁加载的干风洞实验装置的基础上,通过设计电路模拟柔性机翼的气动力分布,研究不同载荷作用下柔性机翼的结构响应,深入分析大变形效应的影响。利用干风洞装置,开展模拟多种阵风模式下的柔性机翼的结构载荷分析与变形测量,分析实验数据,形成有效、可靠的实验能力。

参 考 文 献:

- [1] 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 G B, ZOU C Q, YANG C. Aeroelastic design basis[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2004. (in Chinese)
- [2] 管德. 气动弹性试验[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1986.
GUAN D. Aeroelastic test [M]. Beijing: Beijing Institute of Aeronautics Press, 1986. (in Chinese)
- [3] KEARNS J P. Flutter simulation[R]. AD650981, 1967.
- [4] NARYZHNY A G, PEDORA A P, SMYSLOV V I. Vibration tests with airflow simulation in the aeroelastic investigations on dynamically scaled models [R]. Uchenye Zapiski TsAGI, 2001 (XXXII): 1-2.
- [5] ZENG J, KINGSBURY D W, RITZ E, et al. GVT-based ground flutter test without wind tunnel[R]. AIAA-2011-1942.
- [6] WU Z G, CHU L F, YUAN R Z, et al. Studies on aeroservoelasticity semi-physical simulation test missiles [J]. Science China Technological Sciences, 2012, 55(1): 1-7.
- [7] 许云涛, 吴志刚, 杨超. 地面颤振模拟试验中的非定常气动力模拟[J]. 航空学报, 2012, 33(11): 1947-1957.
XU Y T, WU Z G, YANG C. Unsteady aerodynamic simulation in ground flutter simulation test [J]. Journal of Aeronautics, 2012, 33(11): 1947-1957. (in Chinese)
- [8] 刘伯伟, 王世斌. 电磁脉冲冲击加载装置的研制及其应用[J]. 中国机械工程, 1999, (12): 1328-1329.
LIU B W, WANG S B. Development and application of electromagnetic pulse impact loading device [J]. China Mechanical Engineering, 1999, (12): 1328-1329. (in Chinese)
- [9] 周晓, 刘军. 电磁冲击加载平板线圈的有限元分析[J]. 机械科学与技术, 2013, 2: 209-212.
ZHOU X, LIU J. Finite element analysis of plate coil loaded by electromagnetic impulse [J]. Mechanical Science and Technology, 2013, 2: 209-212. (in Chinese)
- [10] 江春茂, 陈雪原, 潘金柱. 磁阻尼器的研制及其在动导数实验中的应用[J]. 江汉大学学报(自然科学版), 2010, 38(1): 40-42.
JIANG C M, CHEN X Y, PAN J Z. Development of magnetic damper and its application in dynamic derivative experiment [J]. Journal of Jiangnan University (Natural Science Edition), 2010, 38(1): 40-42. (in Chinese)
- [11] 侯英昱, 刘子强, 吕计男, 等. 一套气动力的电磁模拟试验装置 [P]. 201410770623. 7. 2014. 7.
HOU Y Y, LIU Z Q, LU J M, et al. A set of aerodynamic electromagnetic simulation test device [P]. 201410770623. 7. 2014. 7. (in Chinese)
- [12] 刘子强, 侯英昱, 付志超, 等. 一种干风洞气动弹性试验方法 [P]. 201410770709. X. 2014. 7.
LIU Z Q, HOU Y Y, FU Z C, et al. A dry wind tunnel aeroelastic test method [P]. 201410770709. X. 2014. 7. (in Chinese)
- [13] 侯英昱, 付志超, 等. 气动力模拟非接触式加载方法研究 [J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 357-361.
HOU Y Y, FU Z C, et al. Research on aerodynamic simulation non-contact loading method [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2): 357-361. (in Chinese)
- [14] 陈帅, 杨智春, 李斌. 结构试验中均布载荷的气囊加载系统设计方法 [J]. 工程力学, 2012, 29(6): 146-450.
CHEN S, YANG Z C, LI B. Design method of balloon loading system with uniform load in structural test [J]. Engineering Mechanics, 2012, 29(6): 146-450. (in Chinese)
- [15] 张新蕾, 吴志刚, 杨超. 大变形状态机翼振动试验与气动弹性分析 [J]. 航空工程进展, 2010, 1(1): 76-79.
ZHANG X H, WU Z G, YANG C. Vibration test and aeroelastic analysis of wing under large deformation [J]. Aviation Engineering Progress, 2010, 1(1): 76-79. (in Chinese)