

文章编号:1674-8190(2020)02-239-06

旋转天平试验预弯接头干扰研究

张永升, 刘丹, 黄浩, 陆伟, 张秋实, 王乾威

(中国航空气动力技术研究院 第二研究所, 北京 100074)

摘要: 目前国内现有的旋转天平试验装置均使用弧形弯轨的方式, 为了获得较大的迎角范围, 都采用了预弯接头的设计。小迎角下, 预弯接头正好处于模型的尾流区内, 会对模型的气动力和气动力矩产生一定干扰。基于 FD-09 低速风洞旋转天平试验系统, 采用将预弯接头安装到对称的负角度并翻转模型的方法, 开展预弯接头干扰试验, 并对试验结果进行分析。结果表明: 在小迎角下, 当预弯接头处于模型尾流区内时, 预弯接头对模型纵向和横航向气动特性都有干扰, 但是其干扰主要是引起气动特性曲线的平移, 对旋转导数几乎没有影响; 所提出的将预弯接头安装到对称的负角度并翻转模型的干扰修正方法非常简便, 可以为旋转天平试验开展预弯接头干扰修正研究提供一种方便快捷的试验方法。

关键词: 低速风洞; 旋转天平; 小迎角; 预弯接头; 干扰

中图分类号: V211.752

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.02.013

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Investigation on the Interference of Pre-bending Support Joint in Rotary Balance Test

ZHANG Yongsheng, LIU Dan, HUANG Hao, LU Wei, ZHANG Qiushi, WANG Qianwei
(The Second Research Institute, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to get a wide range of angles of attack, pre-bending support joints are used in rotary balance test. The pre-bending support joint is located in the model wake region at low angle of attack. The pre-bending support joint can cause interference with aerodynamic force and aerodynamic moment of the model. Based on the FD-09 low speed wind tunnel rotary balance test system, the test is carried out by installing the pre-bending support joint at a symmetrical negative angle and rotating the model by 180 degrees. The test results show: that the aerodynamic characteristic of the SDM model are interfered by the pre-bending support joint, when the pre-bending support joint is located in the model wake region at low angle of attack. But the interference of pre-bending support joint mainly causes the translation of the aerodynamic characteristic curve, and the interference of pre-bending support joint is of little effect on the rotation derivative. The interference correction method proposed in this paper is very simple, which can provide a convenient and fast test method for the research of interference correction of the pre-bending support joint in rotary balance test.

Key words: low speed wind tunnel; rotary balance; low angle of attack; pre-bending support joint; interference

收稿日期:2019-05-17; 修回日期:2019-07-23

通信作者:张永升, aeroxys@163.com

引用格式:张永升, 刘丹, 黄浩, 等. 旋转天平试验预弯接头干扰研究[J]. 航空工程进展, 2020, 11(2): 239-244.

ZHANG Yongsheng, LIU Dan, HUANG Hao, et al. Investigation on the interference of pre-bending support joint in rotary balance test[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(2): 239-244. (in Chinese)

0 引言

尾旋是飞机最复杂的飞行状态之一,它以超过失速迎角、较大的侧滑角、显著的滚转角速度及偏航角速度为主要特征。飞机一边滚转,一边偏航,在地心引力的作用下沿着半径很小的螺旋线下落,严重危及飞行安全。因此,无论是军用飞机还是民用飞机的研制,都要求飞机不易进入尾旋或进入尾旋后能比较容易改出。然而预测飞机尾旋是一项十分复杂的工作,因为它不仅涉及与绕飞机失速流动现象相关的空气动力学,而且还与飞机当时的飞行姿态、运动特性与过程以及驾驶员的操纵特点等有关。大量的飞机设计和使用经验表明:在飞机初步设计阶段到原型机试飞的整个研究过程中,同时或交叉使用多种预测研究方法和手段,相互配合和补充,才有可能成功地预测给定飞机的失速/尾旋特性,其中通过旋转天平试验确定旋转状态下的气动导数是极为关键的。国内在尾旋特性研究方面开展了大量研究工作,并建立发展了成熟的旋转天平风洞试验技术^[1-4]。欧美等发达国家在旋转天平风洞试验技术领域处于领先地位,并开展了大量的应用研究^[5-7]。

旋转天平试验提供的是旋转的飞机模型在流场中受到的气动力,它不仅可以用来直接预测稳态尾旋平衡点及其性质,而且可以对飞机从尾旋的进入、发展到改出的时间历程计算提供较为准确的气动力数据。在风洞中进行旋转天平试验的主要目的是测定飞机模型在不同迎角和侧滑角下,以不同速率绕气流坐标轴系的 x 轴作等速旋转状态下的气动特性,为飞机尾旋特性的分析和预测提供必要的气动系数。

国内目前投入使用的旋转天平试验装置共有 4 套。沈礼敏^[8]、孙海生等^[9]在 FL-12 风洞中研制了旋转天平试验装置,并开展了大量的型号试验;范洁川^[10]、杨恩霞等^[11-12]开展了尾旋特性理论研究,并在 FL-8 风洞中建立了旋转天平试验装置;马军等^[13]在 $\phi 5$ m 立式风洞中建立了旋转天平试验装置,扩展了立式风洞的试验能力;黄浩等^[14]在 FD-09 风洞中建立了旋转天平试验装置,并投入型号试验使用。

目前国内现有的旋转天平试验装置均使用弧形弯轨的方式,为了获得较大的迎角范围,都采用

了预弯接头的设计。预弯接头在增大迎角范围方面起到了积极作用,但是存在如下弊端:在小迎角下,预弯接头正好处于模型的尾流区内,预弯接头对流场的扰动会向前传递,干扰模型的绕流,特别是飞机模型尾部的绕流,进而对模型的气动力和气动力矩产生一定干扰。

在旋转天平试验干扰研究方面,Gao Jianjun 等^[15]在 FL-8 风洞中开展了旋转天平试验支架干扰研究,主要研究了弧形弯轨和尾撑/背撑支杆的干扰特性。但是针对小迎角下预弯接头的干扰特性研究国内外仍未见报道。

本文基于中国航空气动力技术研究院的 FD-09 低速风洞旋转天平试验系统^[14]开展了预弯接头干扰试验研究,以分析小迎角下预弯接头对模型气动力和气动力矩的干扰特性,以为飞机型号开展旋转天平试验提供参考。

1 试验设备和模型

1.1 FD-09 低速风洞

FD-09 风洞是一座单回流闭口低速风洞,试验段横截面为四角圆化正方形,FD-09 风洞的气动布局如图 1 所示。

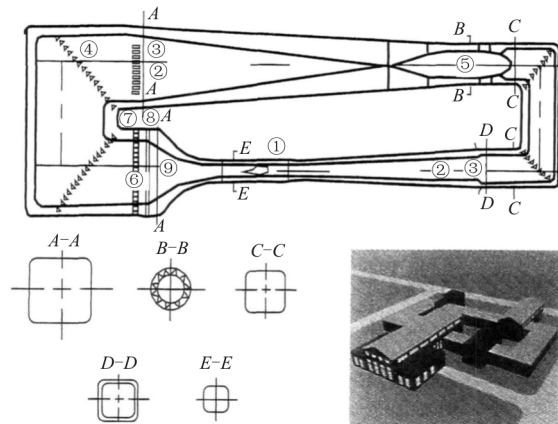


图 1 FD-09 风洞气动布局图

Fig. 1 The layout of FD-09 wind tunnel

FD-09 风洞主要参数如下:
 试验段截面尺寸: $3 \text{ m} \times 3 \text{ m}$
 试验段长度: 14 m
 空风洞最大风速: 100 m/s
 试验段平均湍流度: 0.13%
 试验段轴向静压梯度: 0

1.2 旋转天平试验系统

FD-09 风洞旋转天平试验机构由支撑底座、主轴组件、弧形弯轨、配重、预弯接头、支杆、滑块、支撑板等部分组成,如图 2 所示。旋转天平试验装置在 FD-09 风洞试验段内的阻塞度为 4.1%。试验装置的运动原理为:主轴尾部的伺服电机通过减速机带动主轴旋转,主轴带动弯轨做连续稳定匀速的旋转,最终带动模型实现锥形运动。

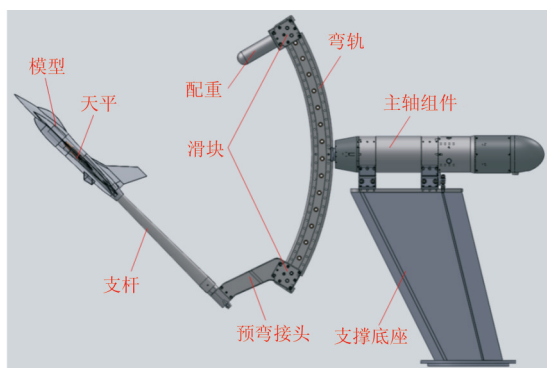


图 2 旋转天平试验机构

Fig. 2 Rotary balance testing facility

预弯接头可以在弯轨上滑动来改变支杆俯仰角(间隔 2°),支杆可以绕自身轴线转动来改变支杆滚转角(无极变化),两者合理组合即可获得所需的模型迎角和侧滑角。预弯接头分为 16° 预弯接头和 28° 预弯接头两种,以满足不同试验的需求。模型支撑方式有尾撑、背撑和腹撑三种。旋转机构的静平衡通过调整配重位置来实现,共有多套不同质量的配重可用。

天平信号经滑环引出,通过信号放大与滤波,再由 NI 数据采集器采集数据。试验中每个转速稳定后采集 7 个周期的数据,每个周期采集 360 个点,选择中间 5 个周期的数据取平均值。

FD-09 低速风洞旋转天平试验系统的主要性能指标如下:

转速范围: $0 \sim 300$ rpm

迎角范围: $-148^\circ \sim 148^\circ$

侧滑角范围: $-58^\circ \sim 58^\circ$

1.3 SDM 标模

本文使用的飞机标模是动态标准模型(Standard Dynamic Model, 简称 SDM)。FD-09 风洞

SDM 标模为 1:1 的标模,其壳体由碳纤维材料制成,内衬金属骨架,既可保证模型有足够的刚度和强度,又能保证模型有较小的质量和转动惯量。SDM 标模质量约 10 kg,其几何参数如下:机身长 1.049 m,展长 $b=0.678$ m,平均气动弦长 $c_A=0.2558$ m,力矩参考点距头部 0.613 m。

SDM 标模外形如图 3 所示。

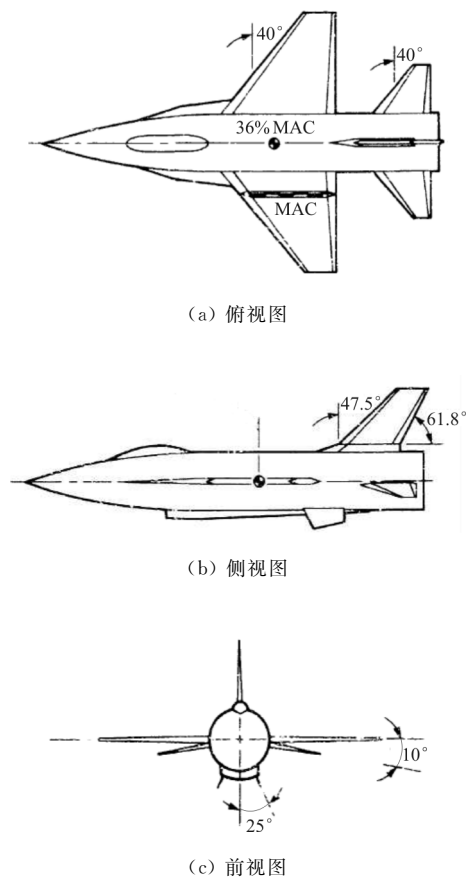


图 3 SDM 标模

Fig. 3 Standard dynamics model

2 试验方法

根据旋转天平试验原理及试验机构设计特点,设计使天平中心、模型力矩参考点以及旋转轴线三者重合在弧形弯轨圆弧的圆心处。当预弯接头(如图 2 所示)在弧形弯轨上滑动改变模型俯仰角时,模型一直处于弧形弯轨圆弧的圆心处,则弧形弯轨的中间孔位区域一直处于模型的尾流区内。而在小迎角范围内,预弯接头正好安装在弧形弯轨的中间孔位区域,即小迎角下预弯接头正好处于模型的尾流区内。

在小迎角范围内,以俯仰角 $\theta=10^\circ$ 为例,预弯接头(预偏 16°)安装于俯仰角“ θ ”对应的弧形弯轨孔位,则预弯接头正好处于模型的尾流区内,如图 4(a)所示。为了研究预弯接头的干扰影响,需将预弯接头移出模型尾流区。

采用的研究方法为:将预弯接头安装到对称的负角度并翻转模型。

具体方法如下:将预弯接头安装于俯仰角“ θ ”对称的负角度,即“ $-\theta$ ”对应的弧形弯轨孔位,再将模型绕天平轴线旋转 180° 翻转安装,则模型的姿态保持不变,只是预弯接头移到模型尾流区外,如图 4(b)所示。



(a) 预弯接头在尾流区内



(b) 预弯接头在尾流区外

图 4 预弯接头及模型安装方式

Fig. 4 The installation mode of pre-bending support joint and model

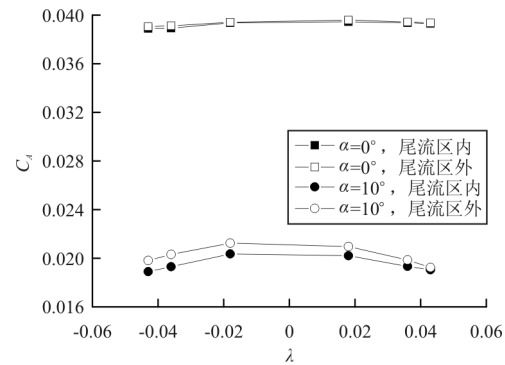
通过上述安装方式可以在不更换接头的情况下实现预弯接头在模型尾流区内/外两种状态,方法简便,也便于比较。

3 试验过程与结果

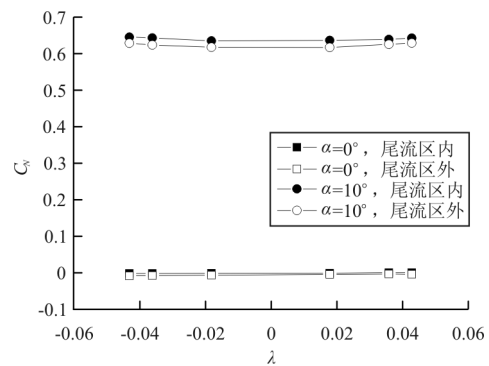
基于 FD-09 风洞旋转天平试验系统,采用 SDM 标模和 16° 预弯接头,研究迎角分别为 0° 和 10° 姿态下预弯接头的干扰特性。由于预弯接头为预偏 16° ,在迎角分别为 0° 和 10° 下,预弯接头都处于模型的尾流区内,说明本文研究内容具有代表性。

风洞试验主要通过上述研究方法开展对比试验,获得预弯接头在尾流区内/外两种状态下 SDM 模型的气动特性数据,以分析小迎角下预弯接头的干扰特性。预弯接头干扰特性曲线如图 5~图 6 所示,横坐标为无量纲旋转参数 $\lambda = \omega b / 2v$,纵坐标为模型体轴系六分量气动力系数和气动力矩系数。

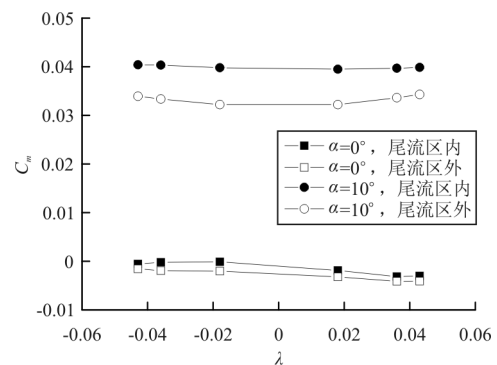
预弯接头对纵向气动特性的干扰曲线如图 5 所示。



(a) C_A 随 λ 的变化曲线



(b) C_N 随 λ 的变化曲线



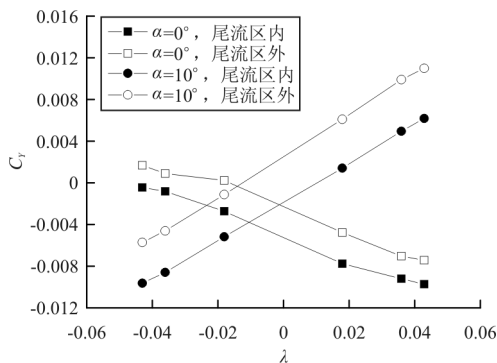
(c) C_m 随 λ 的变化曲线

图 5 预弯接头对纵向气动特性的干扰

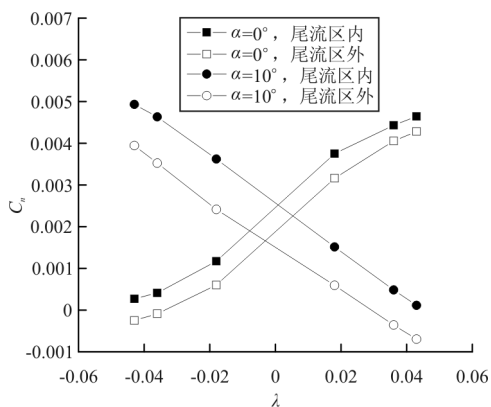
Fig. 5 The interference of pre-bending support joint on longitudinal aerodynamic characteristic

从图 5 可以看出:(1)小迎角下,预弯接头在模型尾流区内对 SDM 标模纵向三个分量气动特性曲线都有干扰。(2)迎角为 0° 时,预弯接头对轴向力系数 C_A 和法向力系数 C_N 的干扰较小,但是对俯仰力矩系数 C_m 的干扰比较明显。(3)迎角为 10° 状态与迎角为 0° 状态的干扰特性类似,预弯接头对 C_m 的干扰要比对 C_A 和 C_N 的干扰更加明显。迎角 10° 时,预弯接头对纵向三个分量气动特性曲线都有比较明显的干扰,并且迎角 10° 时预弯接头引起的气动干扰量要明显大于迎角 0° 的状态。(4)从干扰特性来看,预弯接头的干扰导致 C_A 减小, C_N 和 C_m 增大。这主要是因为预弯接头在模型尾流区内,其体积效应的干扰会增大模型尾部尾流区压力,使模型的压差阻力减小,导致 C_A 减小。同理,由于模型尾部尾流区压力增大,会对模型产生一个抬头力矩,导致 C_m 增大。(5)预弯接头的干扰主要是引起纵向气动特性曲线的平移,对气动特性曲线的斜率几乎没有影响,即对旋转导数几乎没有影响。

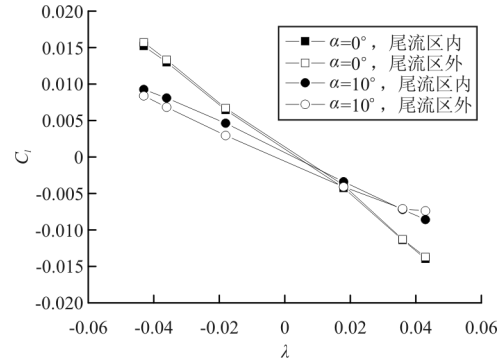
预弯接头对横航向气动特性的干扰曲线如图 6 所示。



(a) C_Y 随 λ 的变化曲线



(b) C_l 随 λ 的变化曲线



(c) C_l 随 λ 的变化曲线

图 6 预弯接头对横航向气动特性的干扰

Fig. 6 The interference of pre-bending support joint on lateral-directional aerodynamic characteristic

从图 6 可以看出:(1)小迎角下,预弯接头在模型尾流区内对 SDM 标模横航向三个分量气动特性曲线都有干扰。(2)预弯接头对滚转力矩系数 C_l 的干扰比较小,但是对侧向力系数 C_Y 和偏航力矩系数 C_n 有比较明显的干扰。(3)迎角 10° 时预弯接头引起的气动干扰量要明显大于迎角 0° 的状态。(4)从干扰特性来看,预弯接头的干扰主要是引起横航向气动特性曲线的平移,对气动特性曲线的斜率几乎没有影响,即对旋转导数几乎没有影响。

综上所述,(1)小迎角下,预弯接头在尾流区内对 SDM 标模纵向和横航向气动特性曲线都有干扰。(2)迎角 10° 时预弯接头引起的气动干扰量要明显大于迎角 0° 的状态。(3)预弯接头的干扰主要是引起纵向和横航向气动特性曲线的平移,对气动特性曲线的斜率几乎没有影响,即对旋转导数几乎没有影响。

4 结 论

(1) 在小迎角下,预弯接头正好处于模型的尾流区内,对模型纵向和横航向气动特性曲线都有干扰;并且不同迎角下预弯接头引起的气动干扰量有明显不同;预弯接头的干扰主要是引起气动特性曲线的平移,对旋转导数几乎没有影响。

(2) 本文提出的将预弯接头安装到对称的负角度并翻转模型的干扰修正方法非常简便,在不更换接头的情况下可实现预弯接头在模型尾流区内/外两种状态,可以为旋转天平试验开展预弯接头干扰修正研究提供一种方便快捷的试验方法。

参考文献

- [1] 李周复. 风洞特种试验技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2010: 287-327.
LI Zhoufu. Special test technique in wind tunnel[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2010: 287-327. (in Chinese)
- [2] 李周复. 风洞试验手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2015: 661-665.
LI Zhoufu. Handbook of wind tunnel test[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2015: 661-665. (in Chinese)
- [3] 王勋年. 低速风洞试验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 215-225.
WANG Xunnian. Low speed wind tunnel test[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002: 215-225. (in Chinese)
- [4] 李永富, 陈洪. 研究尾旋的风洞试验技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
LI Yongfu, CHEN Hong. Wind tunnel test technique for studying spin [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [5] CHAMBERS J R. Rotary-balance testing for aircraft dynamics; AGARD-AR-265[R]. France: AGARD, 1990.
- [6] MALCOLM G N, SCHIFF L B. Recent developments in rotary-balance testing of fighter aircraft configurations at NASA Ames Research Center: NASA-TM-86714 [R]. USA: NASA, 1985.
- [7] MALCOLM G N, KRAMER B R, SUAREZ C J, et al. US/UK rotary-balance test comparisons with a generic fighter model; AIAA-94-0196[R]. USA: AIAA, 1994.
- [8] 沈礼敏. CARDC 旋转天平风洞试验系统[J]. 气动实验与测量控制, 1995, 9(1): 18-24.
SHEN Limin. CARDC rotary balance wind tunnel testing system[J]. Aerodynamic Experiment and Measurement & Control, 1995, 9(1): 18-24. (in Chinese)
- [9] 孙海生, 姜裕标, 黄勇, 等. 现代战斗机非定常空气动力学及其风洞实验研究[J]. 空气动力学学报, 2008, 26(7): 59-65.
SUN Haisheng, JIANG Yubiao, HUANG Yong, et al. Unsteady aerodynamics of modern fighter plane and experiment research in W. T. [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(7): 59-65. (in Chinese)
- [10] 范洁川. 旋转天平试验和飞机尾旋预测[J]. 气动实验与测量控制, 1994, 8(2): 35-42.
FAN Jiechuan. Rotary balance testing and spin calculation of airplan[J]. Aerodynamic Experiment and Measurement & Control, 1994, 8(2): 35-42. (in Chinese)
- [11] 杨恩霞, 庞永刚, 刁彦飞. 低速风洞旋转天平试验装置的设计[J]. 应用科技, 2001, 28(3): 4-5.
YANG Enxia, PANG Yonggang, DIAO Yanfei. Design of rolling balance experimental equipment for low speed wind tunnel[J]. Applied Science and Technology, 2001, 28(3): 4-5. (in Chinese)
- [12] 杨恩霞. 大攻角旋转天平支撑系统的设计与研究[J]. 机械工程师, 2006(8): 56-57.
YANG Enxia. Research and design of support system for rotary balance of high attack angle[J]. Mechanical Engineer, 2006(8): 56-57. (in Chinese)
- [13] 马军, 姜裕标, 祝明红, 等. $\Phi 5$ m 立式风洞旋转天平试验装置研制[J]. 实验流体力学, 2012, 26(2): 77-80.
MA Jun, JIANG Yubiao, ZHU Minghong, et al. Development of the rotary balance system in $\Phi 5$ m vertical wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(2): 77-80. (in Chinese)
- [14] 黄浩, 张永升, 刘丹. FD09 风洞旋转天平试验系统研制[J]. 航空工程进展, 2014, 5(4): 429-434.
HUANG Hao, ZHANG Yongsheng, LIU Dan. Development of rotary balance testing system in FD09 wind tunnel [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering 2014, 5(4): 429-434. (in Chinese)
- [15] GAO Jianjun, LIU Chunming, BU Chen. Investigation of support interference on rotary balance test in FL-8 low speed wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(1): 88-92.

作者简介:

张永升(1980—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:风洞特种试验技术。

刘丹(1979—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:风洞特种试验技术。

黄浩(1985—),男,硕士,工程师。主要研究方向:风洞特种试验技术。

陆伟(1989—),男,硕士,工程师。主要研究方向:风洞特种试验技术。

张秋实(1988—),男,硕士,工程师。主要研究方向:风洞特种试验技术。

王乾威(1990—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:风洞特种试验技术。

(编辑:马文静)