

文章编号:1674-8190(2014)04-429-06

FD09 风洞旋转天平试验系统研制

黄浩,张永升,刘丹

(中国航天空气动力技术研究院 第二研究所,北京 100074)

摘要: 为了分析和预测飞机的尾旋特性,一般通过旋转天平风洞试验测定飞机模型在不同姿态角时绕风轴以不同旋转速率作等速旋转状态下的气动特性。针对上述情况,研制 FD09 低速风洞旋转天平试验系统,介绍该旋转天平试验系统的设计特点、性能指标,并进行 SDM 标模和战斗机模型对比验证。结果表明:本试验系统工作稳定可靠,试验结果与参考曲线有较好的重复性,并且本试验系统试验曲线的光滑性要更好一些,同时本试验系统给出的试验数据精度较高,可以用于开展型号试验及相关空气动力学研究。

关键词: 旋转天平;尾旋特性;低速风洞;验证试验;试验精度

中图分类号: V211

文献标识码: A

Development of Rotary Balance System in FD09 Wind Tunnel

Huang Hao, Zhang Yongsheng, Liu Dan

(The Second Research Institute, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: For the purpose of analyzing and predicting spin characteristics of aircraft, the rotary balance testing in wind tunnel is mainly used to measure aerodynamic forces acting on aircraft model rotating around the longitudinal axis of wind axes system. For this case, the rotary balance system is developed in FD09 low speed wind tunnel. The design feature and performance index of rotary balance system are introduced. Verification and comparison by using SDM(Standard Dynamic Model) and fighter plane model are performed. The results indicate that the rotary balance system of FD09 wind tunnel is stable and reliable, the repetition of test curves of FD09 wind tunnel are agree well with the reference curves, while the test curves of FD09 wind tunnel are more smoothly than reference curves, and the aerodynamic coefficients yielded by the rotary balance system of FD09 wind tunnel have high accuracy. The rotary balance system of FD09 wind tunnel can be put into the project tests and aerodynamic research.

Key words: rotary balance; spin characteristics; low speed wind tunnel; verification test; test precision

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

后能够较易地改出^[1-2]。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,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有关。在飞机初步设计阶段到原型机试飞的研究过程中,只有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^[3-6]。

风洞旋转天平试验主要是测量飞机模型绕速度轴稳态旋转时空气动力系数随旋转速率的变化关系。旋转天平试验为研究飞机大迎角旋转气动

特性,特别是为预测飞机稳态尾旋平衡点及其性质,为飞机尾旋的进入、发展和改出的时间历程计算提供气动力基础数据。为此,国内外空气动力研究机构建设了旋转天平试验装置。在飞机型号研制过程中需开展大量的旋转天平试验,并且需在多个风洞中开展对比试验以校核数据,因此在多个风洞中建立旋转天平试验系统对型号研制是非常有利的。

之前国内水平风洞在用的旋转天平试验装置仅有两套,即 RB-1 型旋转天平装置^[7-10]和 4 m×3 m 低速风洞的旋转天平装置^[11-12]。另外,φ5 m 立式风洞的旋转天平试验装置也于近年研制成功并投入使用^[13]。

由于型号研制和空气动力研究的需要,在 FD09 低速风洞研制旋转天平试验系统。本文介绍该旋转天平试验系统的设计特点、性能指标并分析所开展的标模和战斗机模型的对比验证试验,该旋转天平试验系统可用于飞机型号研制过程中的对比校核试验以及大迎角旋转空气动力学的基础研究。

1 FD09 低速风洞

FD09 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,FD09 风洞的气动布局如图 1 所示。

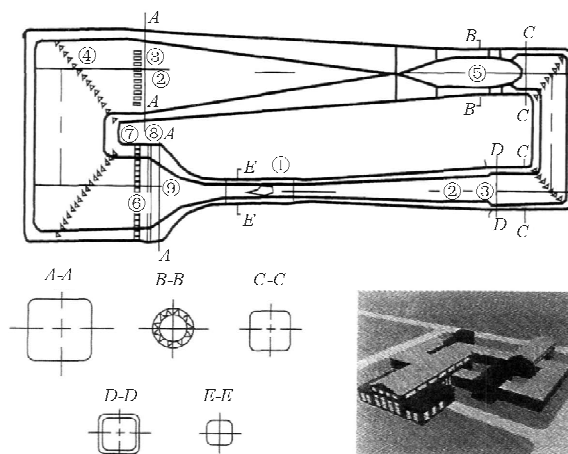


图 1 FD09 风洞气动布局

Fig. 1 Aerodynamic layout of FD09 wind tunnel

FD09 风洞主要参数如下:试验段截面尺寸为 3 m×3 m,试验段长度为 14 m,空风洞最大风速

为 100 m/s,试验段平均湍流度为 0.13%,试验段轴向静压梯度为 0。

2 旋转天平试验系统

FD09 低速风洞旋转天平试验系统由旋转天平试验装置、信号传输设备、信号调理及采集设备等组成。

旋转天平试验装置由支撑底座、主轴组件、弯轨、支杆及预弯接头、配重等部分组成,如图 2 所示。

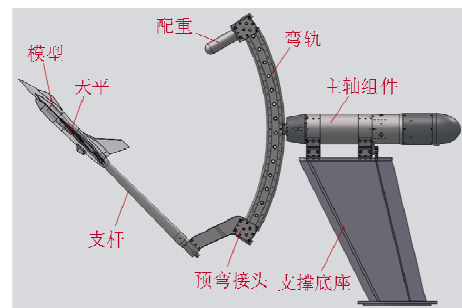


图 2 旋转天平试验装置示意图

Fig. 2 Sketch of rotary balance apparatus

主轴组件为动力及传动系统,由伺服电机(7.5 kW)、行星减速机、传动轴等部件组成。上述部件均安装在一个中心体内,该种布置方案结构紧凑,整体性好。主轴前端用双列圆锥滚子轴承支撑,并可用锁紧螺母调整轴承间隙以获得高刚度,后端用圆柱滚子轴承支撑可补偿轴伸变形。主轴带动弯轨做连续稳定的旋转以模拟飞行器模型的圆锥运动状态。主轴组件下方与支撑底座的连接块设计为可调节的,用于风洞安装时调节主轴的迎角为 0。

预弯接头通过在弯轨上滑动来改变支杆俯仰角($-46^{\circ}\sim 46^{\circ}$,间隔 2°),支杆通过绕自身轴线转动来改变支杆滚转角($-180^{\circ}\sim 180^{\circ}$),二者合理组合即可获得所需的模型迎角和侧滑角。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,共有三套不同重量的配重可用。为了提高试验装置刚度和消除振动,主轴组件通过 6 根钢支杆支撑到风洞试验段。

旋转天平试验装置在风洞内的安装图,如图 3 所示。



图 3 旋转天平试验装置风洞安装图

Fig. 3 Installation photo of rotary balance apparatus

天平信号经 24 路滑环引电器引出,采用 NI-PXI-1050 数据采集器(配备 NI 6289 采集卡)控制电机转速和采集数据。该采集器配备信号调理板卡 SCXI-1125,具备程控增益及低通滤波功能,采集卡多通道采样频率可达 500 kHz。每旋转一周采集 360 点的数据,每个状态采集 5 个周期的数据保存。

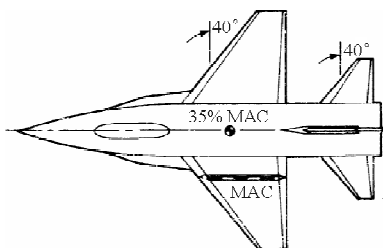
FD09 低速风洞旋转天平试验装置的主要性能指标如下:转速范围为 0~300 rpm,转速控制精度为 0.1%~0.3%,迎角范围为 -136°~136°,侧滑角范围为 -46°~46°。

3 对比验证试验

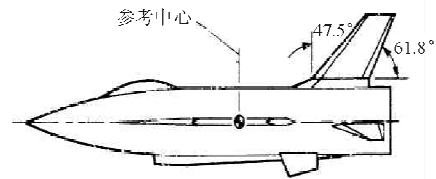
3.1 试验模型及试验状态

旋转天平试验装置研制完成后开展对比验证试验,试验选用 SDM(Standard Dynamic Model)标模和某战斗机模型。

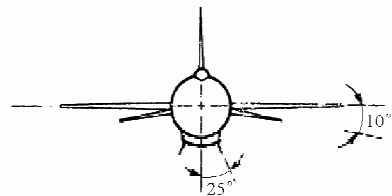
FD09 风洞 SDM 标模壳体由碳纤维材料制成,内衬金属骨架,既可以保证模型有足够的刚度和强度,又可以保证模型有较小的质量和转动惯量。SDM 标模几何参数如下:机身高 1.049 m,展长 0.678 m,平均气动弦长 0.255 8 m,力矩参考点距头部 0.613 m。SDM 标模如图 4 所示。



(a) 俯视图



(b) 侧视图



(c) 主视图

图 4 SDM 标模

Fig. 4 Standard dynamics model

Ames 风洞的 SDM 标模尺寸约为 FD09 风洞标模的 1/3,试验马赫数 $Ma=0.6$,基于平均气动弦长的雷诺数 $Re=0.88 \times 10^6$ ^[14]。基于雷诺数一致模拟原则计算得到 FD09 风洞中的试验风速为 50 m/s(试验马赫数 $Ma=0.15$)。试验迎角范围为 0°~30°,无量纲旋转参数 $\lambda(\lambda=\omega b/2v, \omega$ 为旋转角速度, b 为机翼展长, v 为风速)范围为 -0.085~0.085。

选用某战斗机模型进行试验,该模型在国内在用的旋转天平机构上开展过多次试验,便于进行对比验证。试验风速 35、43.5 m/s,试验迎角 32°,无量纲旋转参数 λ 范围 -0.18~0.18。

3.2 试验系统稳定性

通过试验现场及加速度计监控信号可以看出,高速旋转时试验机构振动和变形较小,结构安全可靠,因此旋转天平试验系统对试验信号干扰较小。由滑环输出的天平六分量原始信号如图 5 所示。

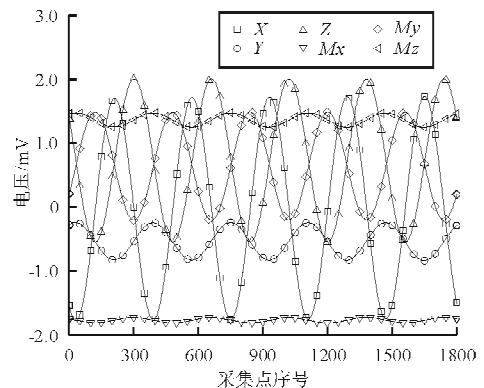


图 5 天平原始信号

Fig. 5 Original signal of balance

从图 5 可以看出:经过滑环引电器输出的天平各分量电压信号曲线光滑,正弦规律性及周期性很好。因此,旋转天平试验系统是稳定可靠的,试验数据是可信的。

3.3 试验系统精度

试验数据的精度按七次重复性试验的标准偏差来表示。SDM 标模(迎角 0° 和 30°)和战斗机模

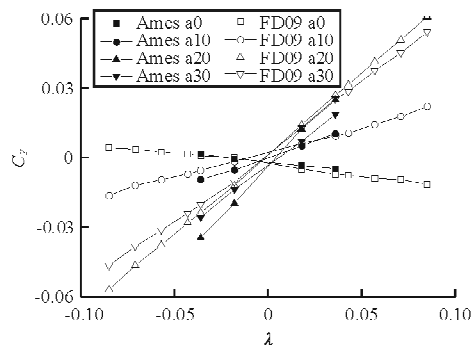
型(迎角 32°)的旋转天平试验数据精度如表 1 所示。为了便于比较,表中还给出了 GJB 3480-98 标准^[15]规定的飞行器模型旋转试验数据精度的指标。两个模型的试验结果精度均达到或优于国军标规定的精度指标要求。因此,本旋转天平试验系统的精度较高,试验数据可靠,可以用于飞机尾旋特性的分析和预测。

表 1 试验精度
Tabel 1 Test precision

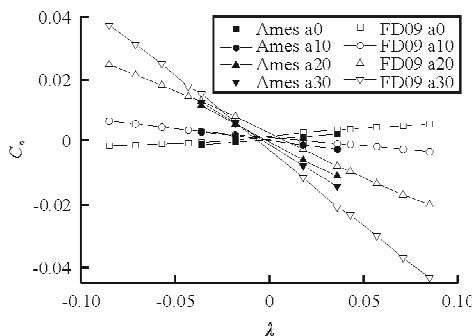
模型及标准	迎角/ $^\circ$	转速/rpm	C_D	C_L	C_M	C_Y	C_n	C_L
SDM 标模	0	<100	0.000 2	0.000 6	0.000 2	0.000 3	0.000 2	0.000 2
GJB 指标	<10	<100	0.000 5	0.002 0	0.000 5	0.002 0	0.000 5	0.000 5
SDM 标模	30	<100	0.001 6	0.002 9	0.000 5	0.001 2	0.000 3	0.000 3
		100~200	0.002 2	0.003 3	0.000 5	0.002 4	0.000 4	0.000 5
战斗机模型	32	<100	0.000 9	0.000 7	0.001 1	0.001 4	0.000 4	0.000 4
		100~200	0.001 1	0.002 4	0.001 3	0.003 6	0.001 0	0.000 7
GJB 指标	20~40	<100	0.002 0	0.008 0	0.002 0	0.005 0	0.001 0	0.001 0
		100~200	0.003 0	0.009 0	0.003 0	0.006 0	0.001 5	0.001 5

3.4 SDM 标模对比验证试验

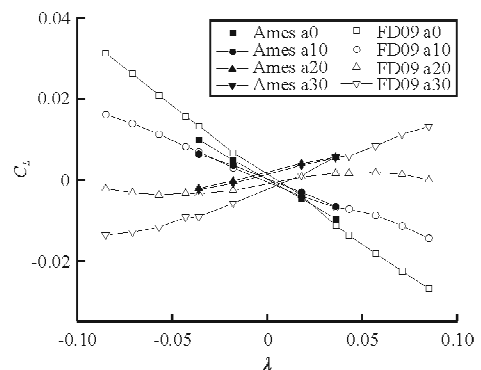
旋转天平试验最关注的是模型在圆锥运动状态下的横航向气动系数。SDM 标模对比验证试验的横航向气动系数曲线如图 6 所示,对比曲线为 Ames 风洞中马赫数 $Ma=0.6$ 的数据^[15]。



(a) $C_Y \sim \lambda$



(b) $C_n \sim \lambda$



(c) $C_L \sim \lambda$

图 6 SDM 标模对比曲线

Fig. 6 Contrast curve of SDM

从图 6 可以看出:两个风洞试验系统得到的试验曲线规律一致;小迎角下两个风洞曲线的重复性较好,而大迎角下两个风洞曲线的斜率(旋转导数)存在一些偏差。对比曲线的偏差主要是由两个试验的马赫数不同、两套试验机构的较大差异以及试验阻塞度不同等引起的。FD09 风洞试验马赫数为 $Ma=0.15$,而 Ames 风洞试验马赫数为 $Ma=0.6$,是 FD09 风洞试验马赫数的 4 倍。马赫数的较大差异造成了两个风洞试验数据的偏差。

Ames 试验使用的 6 英尺风洞的旋转天平试验装置如图 7 所示。与 FD09 风洞的试验装置相

比,Ames 的试验装置结构简单轻巧,旋转部件对
流场的干扰较小。两个风洞试验装置的较大差异
造成了两个风洞试验数据的偏差。

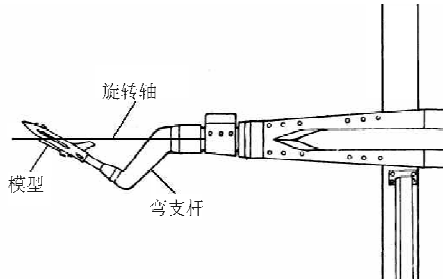


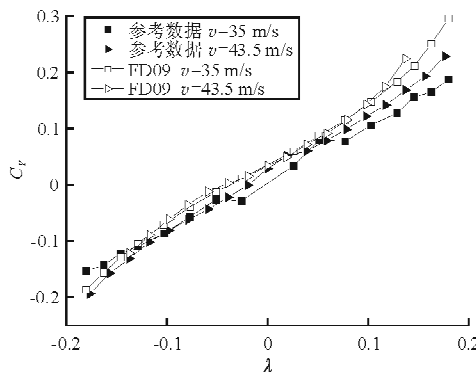
图 7 Ames 6 英尺风洞的旋转试验装置

Fig.7 Rotary rig of 6-foot wind tunnel in Ames

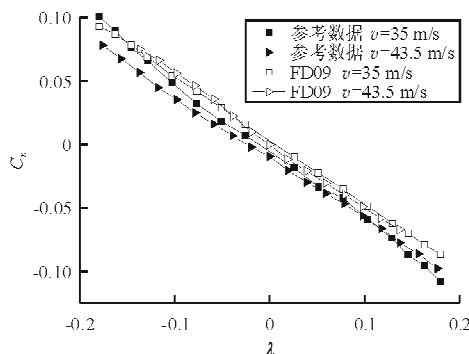
Ames 试验的 SDM 模型展长为风洞宽度的
12.5%,而 FD09 风洞试验的 SDM 模型展长为风
洞宽度的 22.6%,因此 Ames 试验的模型阻塞和
洞壁干扰小很多。两个风洞试验的阻塞度较大差
异造成了两个风洞试验数据的偏差。

3.5 战斗机模型对比验证试验

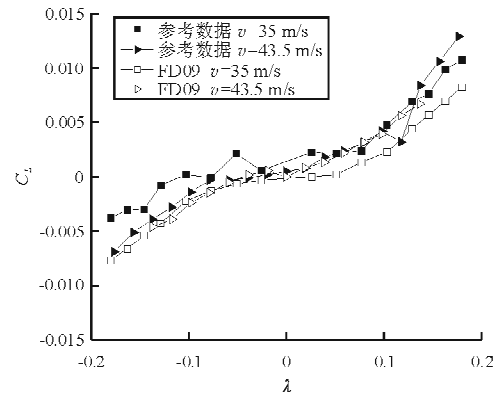
为了进一步验证旋转天平试验系统,采用某战
斗机模型进行对比验证试验。其对比验证试验的
横航向气动系数曲线如图 8 所示,对比曲线为该模
型在国内其他旋转天平机构上的试验数据。



(a) $C_Y \sim \lambda$



(b) $C_n \sim \lambda$



(c) $C_L \sim \lambda$

图 8 战斗机模型对比曲线

Fig.8 Contrast curve of fighter plane model

从图 8 可以看出:两个风洞试验系统得到的试
验曲线规律一致,并且两个风洞曲线的重复性也
比较好,曲线的斜率(旋转导数)比较接近;FD09
风洞试验曲线的光滑性要优于国内对比风洞的曲
线。两个风洞试验数据的较小偏差是由两个风洞
试验装置的差异引起的。

本对比验证试验为同一模型在同量级风洞
(3 m量级)使用主体结构类似的试验装置开展的
试验,所以本对比试验更能起到验证的作用。从
对比试验结果来看,FD09 风洞旋转天平试验系
统的试验结果与国内同类试验系统的试验结果
是一致的,验证了 FD09 风洞旋转天平试验系
统是可靠的,可以用于开展飞机型号的旋转天平
试验研究。

4 结 论

(1) 高速旋转时试验机构振动和变形较小,结
构安全可靠;输出的天平信号曲线光滑,周期性
很好。FD09 风洞旋转天平试验系统是稳定可
靠的。

(2) FD09 风洞旋转天平试验系统的试验精度
均达到或优于国军标规定的飞行器模型旋转试
验数据精度指标,可以用于开展型号试验及相
关空气动力学研究。

(3) FD09 风洞旋转天平试验系统的试验结果
与参考曲线有较好的重复性,并且本试验系统
试验曲线的光滑性要更好一些。

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.
- Li Zhoufu. Special test techniques in wind tunnel[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2010. (in Chinese)
- [2] 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 techniques for studying spin[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [3] AGARD. Rotary-balance testing for aircraft dynamics[R]. AGARD-AR-265, 1990.
- [4] AGARD. Cooperative programme on dynamic wind tunnel experiments for manoeuvring aircraft[R]. AGARD-AR-305, 1997.
- [5] Malcolm G N, Schiff L B. Recent developments in rotary-balance testing of fighter aircraft configurations at NASA Ames Research Center[R]. NASA-TM-86714, 1985.
- [6] Malcolm G N, Kramer B R, Suarez C J, et al. US/UK rotary-balance test comparisons with a generic fighter model[R]. AIAA-94-0196, 1994.
- [7] 范洁川. 风洞试验手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
- Fan Jiechuan. Wind tunnel test manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [8] 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 airplane[J]. Aerodynamic Experiment and Measurement & Control, 1994, 8(2): 35-42. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] 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)
- [11] 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)
- [12] 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(增刊): 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 (Suppl): 59-65. (in Chinese)
- [13] 马军, 姜裕标, 祝明红, 等. $\phi 5\text{m}$ 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 $\phi 5\text{m}$ vertical wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26 (2): 77-80. (in Chinese)
- [14] Jerney C, Schiff L B. Aerodynamic characteristics of the standard dynamics model in coning motion at Mach 0.6 [R]. NASA-TM-86717, 1985.
- [15] 国防科学技术工业委员会. GJB 3480-98 飞行器模型旋转、振荡运动低速风洞试验方法[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 1998.
- National Defense Science and Technology Committee. GJB 3480-98 Method for low speed wind tunnel testing of aircraft model in rotation and oscillating[S]. Beijing: Chinese People's Liberation Army General Armament Department, 1998. (in Chinese)

作者简介:

黄浩(1985—),男,工程师。主要研究方向:低速风洞试验技术。

张永升(1980—),男,工程师。主要研究方向:低速风洞试验技术。

刘丹(1979—),男,高级工程师。主要研究方向:机械设计。

(编辑:赵毓梅)