

文章编号: 0258-1825(2019)06-0998-06

2.4 m 跨声速风洞大振幅动态试验技术

马 上, 赵忠良*, 蒋明华, 杨海泳, 刘维亮, 李玉平, 王晓冰

(中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要:现代先进飞行器在高机动飞行过程中, 容易诱发非指令的多自由度耦合运动, 呈现出复杂的动态气动力及耦合运动现象。为满足先进飞行器多自由度动态气动特性研究与试验评估的需求, 中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所在 2.4 m×2.4 m 跨声速风洞建立了可以开展大迎角静态、单自由度俯仰振动、快速拉起、俯仰/滚转双自由度耦合运动等试验的模拟技术。通过典型的 70°三角翼验证模型的试验研究, 结果表明试验技术获取的试验数据合理可靠, 变化规律正确, 能够准确反映模型的动态气动力迟滞特性, 实现了俯仰/滚转两自由度耦合大振幅运动的纵横向动态气动力测量, 可以为飞行器的试验鉴定评估提供技术支撑。

关键词:动态气动力; 大迎角; 大振幅; 双自由度; 风洞试验

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0151

Dynamic test technique with large amplitude in 2.4 m transonic wind tunnel

MA Shang, ZHAO Zhongliang*, JIANG Minghua, YANG Haiyong,
LIU Weiliang, LI Yuping, WANG Xiaobing

(High Speed Aerodynamics Institute of China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: During high maneuvering flight conditions of modern advanced flight vehicles, the coupled motion of multi-degree-of-freedom would be induced. This behaviour presents the complex unsteady aerodynamic characteristics and multi-degree-of-freedom motion attitudes. A two-degree-of-freedom pitch/roll coupled motion test device, which could be used for investigating high angle of attack static test, pitch oscillation, pitch-up in high speed and pitch/roll coupled oscillation, has been established for investigating and evaluating multi-degree-of-freedom unsteady aerodynamic characteristics of advanced flight vehicles in FL-26 wind tunnel. The unsteady aerodynamic characteristics of one-degree-of-freedom motion and two-degree-of-freedom pitch/roll coupled oscillation for the typical 70-degree delta wing model are investigated based on the dynamic test devices. The results indicate that, the test data based on the dynamic test technique is reasonable and reliable which could represent the correct typical hysteresis characteristics of dynamic normal force and pitch moment. The test device is capable of measuring aerodynamic characteristics of two-degree-of-freedom pitch/roll coupled motion of advanced flight vehicles. This could provide technical support for the unsteady aerodynamic characteristics test evaluation and assessment of flight vehicles.

Keywords: dynamic aerodynamics; high angle of attack; large amplitude; two-degree-of-freedom; wind tunnel test

0 引 言

现代高机动飞行器在大迎角机动飞行时, 飞行姿

态剧烈变化, 机体绕流会出现流动分离、非对称涡及涡破裂、多涡系耦合干扰等复杂的流动现象, 从而导致复杂的流动/运动耦合问题, 诱发非指令自激运动,

收稿日期: 2018-08-23; 修订日期: 2019-01-11

基金项目: 国家自然科学基金(11532016)

作者简介: 马上(1985-), 男, 陕西户县人, 工程师, 研究方向: 非定常空气动力学. E-mail: mashang693@163.com

通信作者: 赵忠良*(1964-), 男, 重庆人, 研究员, 主要研究方向: 非定常空气动力学. E-mail: zzzhao_cardc@sina.com

引用格式: 马上, 赵忠良, 蒋明华, 等. 2.4 m 跨声速风洞大振幅动态试验技术[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(6): 998-1003.

doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0151 MA S, ZHAO Z L, JIANG M H, et al. Dynamic test technique with large amplitude in 2.4 m transonic wind tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(6): 998-1003.

给飞行控制和飞行安全带来极大风险。此时气动力不仅取决于当时的运动参数,而且与运动的时间历程密切相关,具有强烈的非线性、非定常、强耦合特征,呈现出多自由度动态气动特性^[1-15]。因此建立大迎角动态试验技术,尤其是能够模拟飞行器多自由度耦合运动的试验技术具有十分重要的工程意义及研究与应用价值。为此,国内外首先在低速风洞建立了较为成熟的单双自由度动态试验技术,形成较强的动态试验研究能力^[16-23],而有关高速风洞的两自由度动态试验技术研究成果发表较少,但飞行器的发展需求逐步追求高速高机动能力,急需建立高速风洞多自由度动态试验技术。为此,中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所在 2.4 m×2.4 m 跨声速风洞(以下简称 2.4 m 跨声速风洞)建立了大迎角大振幅俯仰、滚转双自由度动态试验技术,可以开展大迎角俯仰振动、快速拉起、俯仰振动/自由滚转及俯仰振动/强迫滚转双自由度耦合振动等试验,还能够相同支撑条件下开展静态大迎角和动态大迎角的对比试验研究。

本文介绍了 2.4 m 跨声速风洞的大迎角俯仰/滚转两自由度动态试验技术,包括试验振动装置设计、驱动控制和测量与数据处理。并利用典型的 70°三角翼模型开展了验证试验,研究结果表明试验系统运行可靠,试验结果合理,变化规律正确,能够准确反映模型在俯仰/滚转两自由度耦合运动情况下的动态气动特性,可以为飞行器的试验鉴定评估提供技术支持。

1 试验系统设计

1.1 俯仰/滚转振动装置设计

建立俯仰/滚转振动装置是开展风洞多自由度动态气动特性试验研究的核心之一,尤其是设计能够满足平稳运动、配平配重、惯性载荷、运动转换、机构间隙控制、操纵安装调试、驱动控制技术、能量管理技术等风洞试验段要求的试验系统十分关键。2.4 m 跨声速风洞双自由度动态试验装置采用整体支撑平台安装在 2.4 m 跨声速风洞槽壁试验段顶部,采用三相异步电动机通过减速器放大转矩驱动主轴转动。为确保存在气动力时模型支撑横梁不发生左右大跨度扭曲,主轴和俯仰转动轴通过左右对称的双齿轮传动,包括俯仰转动轴在内的下游转动部件均为相对槽壁试验段纵剖面左右对称设计。为保证较大气动力作用时机机构大振幅俯仰振动能够平稳运行,在俯仰转动轴上设计了质量可调的储能飞轮,在两端设计偏心距可调的偏心飞轮盘代替曲柄,左右对称的连杆分别

与试验段两侧的滚筒摇臂装置相连,构成左右对称同步驱动的曲柄摇臂四连杆运动机构,滚筒上还设计了可调配重以减少质量偏心带来的惯性力矩。滚筒深入试验段内部,连接摆臂和支撑横梁(π 型支架),天平或滚转试验装置安装在支撑横梁上实现大振幅俯仰简谐振动,达到模型动态气动力特性测量或俯仰/滚转耦合运动特性测量的目的。

快速拉起与阶梯变迎角装置采用左右对称布局设计,采用两台伺服电机利用齿轮组减速放大转矩驱动,通过可分离的整体移动平台与大振幅俯仰振动机构共用滚筒摇臂装置,实现横梁的快速拉起运动或者设定迎角的阶梯运动。图 1 给出了俯仰(简谐振动、快速拉起和静态变迎角)/滚转两自由度振动装置结构示意图(图中只画出了一个伺服电机)。

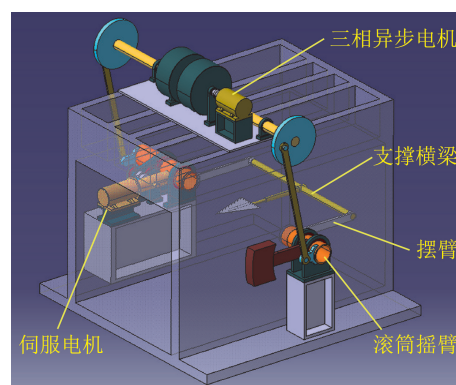


图 1 俯仰/滚转两自由度振动装置结构示意图

Fig.1 Schematic of vibration device for two-degree-of-freedom pitch/roll coupled motion

为了实现俯仰/滚转两自由度耦合的动态气动试验研究需求,在俯仰振动装置的基础上集成设计了强迫滚转振动装置,该装置由电机支撑支杆、减速器支撑支杆、转动轴、联轴节、支撑支杆等组成。电机支撑支杆用于安装电机,并与支撑横梁连接,通过控制伺服电机的运动实现模型所需的各种运动形态。支撑支杆用于承受模型的气动载荷。转动轴用于安装天平,实现模型运行形态的气动力测量。采用电机编码器反馈测量模型滚转角位移。图 2 给出了强迫滚转试验装置结构示意图。

建立的 2.4 m 跨声速风洞动态试验系统可以实现模型不同俯仰角振幅和平均俯仰角的俯仰振动、俯仰/自由滚转以及俯仰/滚转两自由度强迫运动功能,也可以实现静态变迎角和快速拉起及与强迫滚转的组合试验,从而获得模型的单双自由度静/动态气动力特性和耦合运动特性及气动变化规律。

1.2 装置动力学特性分析

由于 2.4 m 风洞试验装置的旋转半径较大,驱动

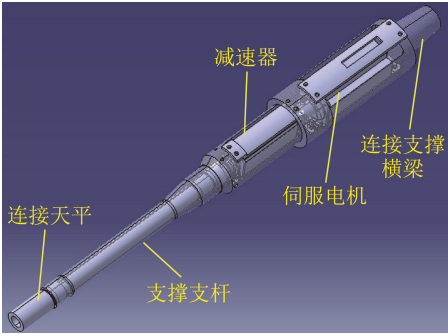


图 2 强迫滚转试验装置结构示意图
Fig.2 Schematic of forced roll device

转轴、横梁和摇臂以及配重的结构重量较大,因而在俯仰振动和快速拉起时系统的惯性载荷较大,加上模型的气动载荷也较大,容易引起支撑系统变形,甚至引起风洞的结构振动。所以对试验装置进行了动力学特性分析,分析的俯仰振动状态为:配平仰角 15° , 振幅 30° , 振动频率 2 Hz , 快速拉起运动时的匀速段最大拉起角速度 $80\sim90^\circ/\text{s}$ 。表 1 给出了前 6 阶模态分析结果。模态分析结果表明:横梁前 6 阶的固有频率和振型均避开了试验设备的工作频率,因此不会产生共振(1 阶固有频率达到了 23 Hz 以上)。通过应力应变分析,计算了横梁在气动载荷、最大角速度工况及最大角加速度工况下,模型为 10 kg 时, π 型支架的最大等效应力,及最大形变的大小及发生位置。分析显示在两种最恶劣工况下, π 型支架的最大等效应力值为 113.01 MPa ,变形量为 2.5675 mm , π 型支架(摇臂和支撑横梁组成“ π 型”支架)的最大等效应力远小于材料的屈服强度,最大形变引起的变形角度也较小,可以满足动态试验要求。

表 1 试验装置模态分析结果
Table 1 Vibration mode analysis

No.	Mode step	f/Hz
1	1	23.8199
2	2	26.0952
3	3	39.8158
4	4	45.3253
5	5	52.9461
6	6	101.9170

1.3 驱动控制设计

为了实现试验装置的俯仰振动、快速拉起、强迫摇摆等运动的驱动控制,尤其是俯仰振动与强迫摇摆的同步控制,专门研制了 2.4 m 跨声速风洞大迎角俯仰/滚转两自由度动态试验控制系统,主要由主控平台、控制机柜、执行机构三大部分组成。

主控平台主要由琴台式操作平台、双显示输出的主控计算机、I/O 控制面板、状态指示/报警等组成,

是控制系统的人机交互终端;控制机柜为控制系统的核心组成部分,实现对电源模块、控制器、驱动模块、制动模块等的集成;执行机构为一台 30 kW 三相异步电机(执行俯仰振动),两台 45.5 kW 伺服电机(执行快速拉起)和一台 0.82 kW 伺服电机(执行强迫滚转)。各执行机构具有独立运行功能,亦具备复合联动功能。复合联动时俯仰振动机构或快速拉起机构与强迫摇摆机构可实现相位同步联动,且相位可控,从而实现俯仰/滚转两自由度动态气动力特性研究。

为了实现复合联动时相位同步且相位可控,采用基于延时的位置耦合运动同步模式。联动相位同步前,将强迫滚转机构回零。在快速拉起机构或俯仰振动机构稳定运动过程中,任意时刻启动强迫滚转机构,并根据快速拉起机构或俯仰振动机构角度编码器反馈俯仰运动当前相位值,求解出距离到达零位的时间 t , 滚转机构等待时间 t 后启动,从而实现位置关系同步,即相位同步。联动相位同步控制流程如图 3 所示。

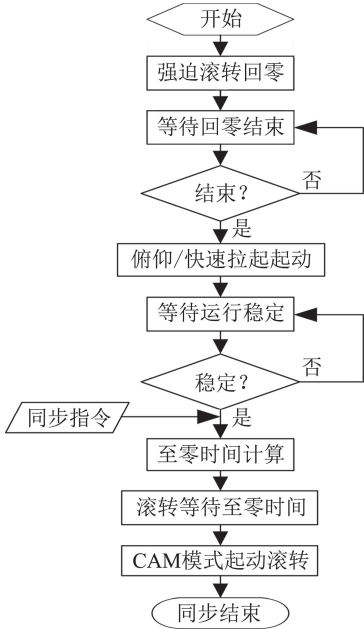


图 3 基于延时的联动相位同步流程
Fig.3 Phase synchronization flow based on delay

1.4 测量与数据处理

动态试验测量设备采用 PXI 总线同步采集天平信号、风洞流场稳定信号(模拟信号)和 12 位绝对式轴角编码器数字信号。天平模拟信号和编码器数字信号采用同一个采样时钟并同时触发启动,两者对应采样点时间误差小于 $0.1\text{ }\mu\text{s}$ 。对于有天平的试验状态,首先测试模型与天平支撑系统的固有频率,确定截止频率,依此频率进行采集设备的低通滤波,同时设计了采用 Kaiser 滤波器技术的 FIR 数字滤波软件,以抑制数据背景噪声。试验中对确定的试验状态

先进行无风状态试验(风洞不起动),得到模型惯性和系统阻尼的影响量,再对同样试验状态开展有风状态试验(风洞起动)。计算中采用在相同机构相位角(编码器测值)时“有风天平测值减去无风天平测值”的方式扣除惯性和阻尼影响,得到各瞬时的气动系数,再分别对几个周期的气动系数平均从而求得最终结果。该方法经过长期深入研究与改进,形成了较为成熟的数据处理方法,并成功应用于多项动态试验^[24-28]。

2 典型模型试验结果与分析

为了检验 2.4 m 跨声速风洞大迎角俯仰/滚转两自由度动态试验技术的可靠性,选取典型的 70° 三角翼模型进行了静态测力、快速拉起、俯仰单自由度振动和俯仰振动/强迫滚转的两自由度耦合动态验证试验,考核了试验系统的运行平稳性、结构与风洞安装的相容性、振动载荷对试验段的影响和试验结果的合理性,试验结果表明 2.4 m 跨声速风洞俯仰/滚转两自由度动态试验技术获得了成功。

三角翼外形简图如图 4 所示,模型为 70° 后掠翼,模型下表面前缘均削尖为 25° 楔角,其中安装天平的锥柱鼓包一侧为下表面。 60° 迎角时模型在风洞中的阻塞度约为 0.2% 。

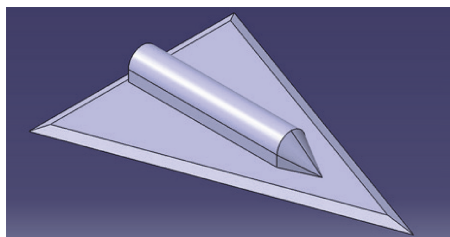


图 4 70° 三角翼标模
Fig.4 70° delta wingmodel

机构可实现模型静态变迎角范围: $-15^\circ \sim 75^\circ$, 迎角控制精度为 $\pm 0.1^\circ$ 。

模型俯仰振动运动和滚转振动运动规律为典型的正弦振动运动。

图 5 给出了 $Ma = 0.40$ 试验条件下、 70° 三角翼模型典型状态验证性试验结果(图中 f_p 代表俯仰振动频率)。可以看出,动态试验气动迟滞回线能够包含静态试验结果,符合飞行器模型动态气动特性变化规律(图中箭头表示模型气动力/力矩随振动姿态角的变化走向,下同)。在气动力/力矩线性段,即迎角小于流动分离(迎角增大阶段)或流动再附(迎角减小阶段)迎角,动态气动力/力矩与静态气动力/力矩基本一致,并没有出现明显的动态迟滞现象,而气动力/力矩线性段以后,动态试验时模型出现了非常强烈的气动力/力矩迟滞现象。这说明模型做动态俯仰运动

或快速拉起对模型表面的附着流动影响很小(或上下表面影响量抵消),而主要是对迎角增大阶段流动分离与涡破裂以及迎角减小阶段涡流回归与流动再附有明显的迟滞作用,并且对分离后的流动和模型表面压力有明显影响。模型快速拉起与俯仰振动虽然运动曲线不同,但对模型上下表面压力分布的影响规律一致,因此气动力/力矩变化规律也基本一致,同样存在明显的迟滞环现象。

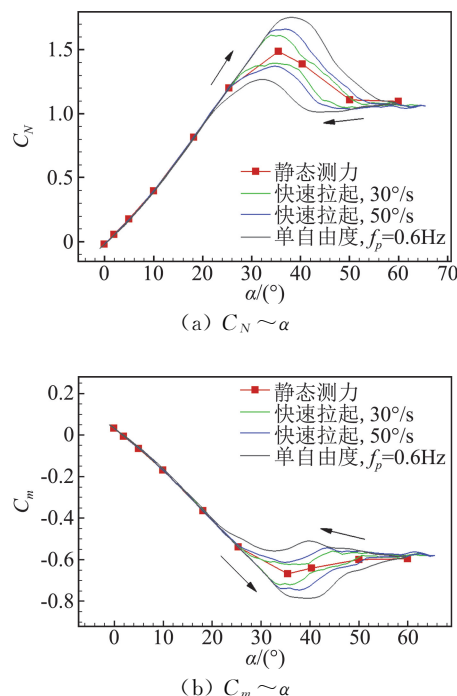
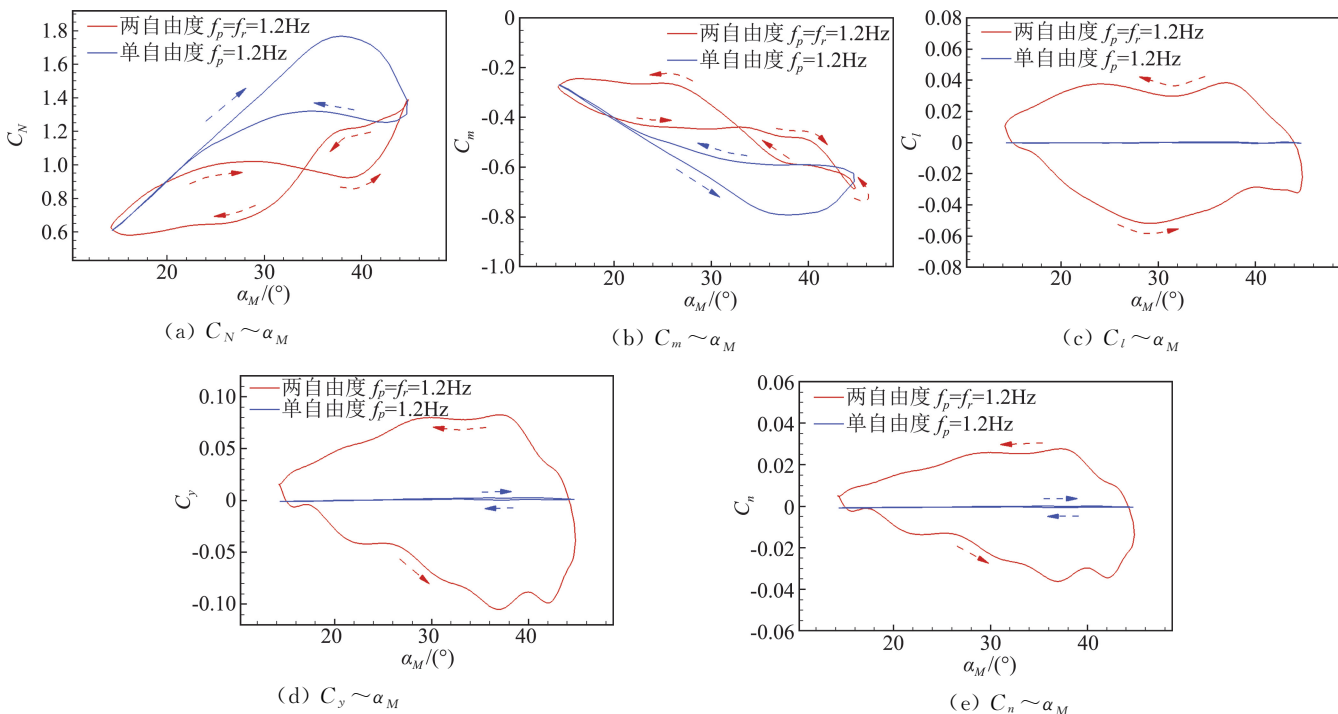


图 5 三角翼模型验证试验结果对比曲线 ($Ma = 0.4$)

Fig.5 Comparison between test results for delta wing ($Ma = 0.4$)

双自由度动态试验时,模型的俯仰起始角和滚转起始角均为基准水平状态,即模型俯仰角为 0° 时滚转角也为 0° ,或者是模型进行俯仰振动运动的起始时刻其滚转角为 0° 。

图 6 给出了 $Ma = 0.40$ 、俯仰角振幅 $\alpha_a = 15^\circ$ 、平均俯仰角 $\alpha_m = 30^\circ$ 、平均滚转角 $\gamma_m = 0^\circ$ 、滚转角振幅 $\gamma_a = 45^\circ$ 试验条件下,模型双自由度强迫振动和单自由度俯仰振动的动态气动特性对比曲线(曲线中 α_m 为模型的俯仰角, f_r 代表滚转振动频率,箭头指向代表气动系数随姿态角的变化方向)。可以看出,三角翼模型两自由度与单自由度的动态试验结果相比, C_N 曲线和 C_m 曲线无论是迟滞环大小,还是迟滞环个数都存在明显差异,且与某典型飞行器模型的试验结果也存在一定的差异^[29]。一方面,由于两自由度耦合振动运动,模型的姿态角除了在最大和最小俯仰角处与单自由度动态试验相同外,两自由度状态下模型的实际迎角均小于单自由度状态的迎角,所以,模型的法向力系数 C_N 和俯仰力矩系数 C_m 要小于单

图6 三角翼模型单双自由度对比曲线 ($Ma=0.4$)Fig.6 Contrasting resultsof single and double degrees of freedom for delta wing($Ma=0.4$)

自由度在相同机构支杆角度的试验结果,同时两自由度状态下模型还存在等效侧滑角运动;另一方面,两自由度状态, C_N 曲线表现出明显的“8”字环气动迟滞现象,说明模型在相同迎角下绝对值相等的正负侧滑角运动状态,模型具有明显不同的法向力(除了“8”字环交点),这表明模型两自由度动态运动时纵横向存在明显的气动耦合迟滞现象。模型俯仰力矩系数 C_m 曲线同样反应了纵横向的气动力耦合迟滞现象,其迟滞环交点与 C_N 曲线基本一致,即从单一的气动迟滞变成了类似“8”字环结构的气动迟滞特性。同时,结果曲线还显示,模型在最大俯仰角和最小俯仰角时,虽然没有滚转角位移,但由于滚转效应与模型初始状态的影响,两自由度的法向力系数和俯仰力矩系数与单自由度试验结果依然存在一定的差异。

由于模型同时存在滚转振动运动和俯仰振动运动,可以将模型的俯仰角和滚转角转换到模型的实际迎角与侧滑角:

$$\begin{cases} \alpha = \arctg(\tg \alpha_M \cdot \cos \gamma_M) \\ \beta = \arcsin(\sin \alpha_M \cdot \sin \gamma_M) \end{cases}$$

式中: α_M 为模型俯仰角; γ_M 为模型滚转角; α 为模型迎角; β 为模型侧滑角。

所以,从横航向气动系数(滚转力矩系数 C_l 、侧向力系数 C_y 、偏航力矩系数 C_n)随 α_M 变化曲线可以看出,俯仰单自由度试验条件下,三角翼模型的横向气动力/力矩和气动迟滞现象非常弱,只是在大迎角

前缘涡非对称破裂和流动分离情况下出现波动的侧向力,但俯仰与滚转耦合运动时,产生了周期性变化的等效侧滑角,因此出现了较大的横向气动力/力矩迟滞现象。

3 结 论

2.4 m 跨声速风洞大迎角动态试验机构和试验技术的建成,使该风洞具备了先进飞行器动态和气动/运动耦合特性试验能力。在设备地面调试及风洞调试试验中,机构运行稳定可靠,试验结果合理。建成后的系统可以为先进战斗机、战术导弹等型号研制的动态品质分析和飞控设计开展风洞试验来提供必需的动态数据。

参 考 文 献:

- [1] SOLTANI M R, BRAGG M B, BRANDON J M. Measurements on an oscillating 70-deg delta wing in subsonic flow[J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(3): 211-217.
- [2] WEEKS T M, NAGARAJA K S. Unsteady aerodynamics for air force needs[R]. AIAA 93-3622, 1993.
- [3] CHAMBERS J R, HALL R M. Historical review of uncommanded lateral-directional motions at transonic conditions [J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(3): 436-447.
- [4] ERICKSON G E. High angle-of-attack aerodynamic[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1995, 27: 45-88.
- [5] BRANDON J M. Dynamic stall effects and application to high performance aircraft[R]. AGARD 1991-776, 1991.

- [6] ERICSSON L E. Critical issues in high-alpha vehicle dynamic [R]. AIAA 91-3221, 1991.
- [7] LAN C E. Experimental and analytical investigation of transonic limit-cycle oscillations of a flap [J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(5): 905-910.
- [8] GEBERT G, KELLY J, LOPEZ J. Wind tunnel based virtual flight testing [R]. AIAA 2000-0829.
- [9] GEBERT G, KELLY J, LOPEZ J. Virtual flight testing in a ground test facility [R]. AIAA 2000-4019.
- [10] 赵忠良, 吴军强, 李浩, 等. 2.4 m 跨声速风洞虚拟飞行试验技术研究 [J]. 航空学报, 2016, 37(2): 504-512.
ZHAO Z L, WU J Q, LI H, et al. Investigation of virtual flight testing technique based on 2.4 m transonic wind tunnel [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(2): 504-512. (in Chinese)
- [11] 赵忠良, 吴军强, 李浩, 等. 高机动导弹气动/运动/控制耦合的风洞虚拟飞行试验技术 [J]. 空气动力学学报, 2016, 34(1): 14-19.
ZHAO Z L, WU J Q, LI H, et al. Wind tunnel based virtual flight testing of aerodynamics, flight dynamics and flight control for high maneuver missile [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(1): 14-19. (in Chinese)
- [12] 陶洋, 赵忠良, 杨海泳. 翼身组合体滚摆特性高速试验研究 [J]. 实验流体力学, 2011, 25(6): 45-48.
TAO Y, ZHAO Z L, YANG H Y. Investigation on wing rock of wing-body configuration at high speed wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(6): 45-48. (in Chinese)
- [13] 陶洋, 赵忠良, 李浩, 等. 80°/65°双三角翼滚转稳定特性预测研究 [J]. 实验流体力学, 2013, 27(6): 43-46.
TAO Y, ZHAO Z L, LI H, et al. Investigation on dynamic behavior forecast of 80°/65° double-delta wing in roll at high incidence [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27(6): 43-46. (in Chinese)
- [14] 达兴亚, 周为群, 赵忠良, 等. 窄条翼导弹模型滚摆运动动力学特性研究 [J]. 空气动力学学报, 2014, 32(2): 154-158.
DA X Y, ZHOU W Q, ZHAO Z L, et al. Research on the kinetics of rock motion for a missile model with strake wings [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(2): 154-158. (in Chinese)
- [15] 李乾, 赵忠良, 叶友达, 等. 一种临近空间飞行器静/动态气动特性研究 [J]. 空气动力学学报, 2017, 35(4): 504-509.
LI Q, ZHAO Z L, YE Y D, et al. Numerical and experimental investigation on aerodynamic characteristics for one typical near space vehicle [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(4): 504-509. (in Chinese)
- [16] GREEN B E, OTT J D. FA-18C to E wing morphing study for the abrupt-wing-stall program [R]. AIAA-2003-0925, 2003.
- [17] IGNATYEV D I, ZARIPOV K G. Wind tunnel tests for validation of control algorithms at high angles of attack using autonomous aircraft model mounted in 3DOF gimbals [R]. AIAA-2016-3106, 2016.
- [18] BERGMANN A, HUEBNER A, LOESER T. Integrated experimental and numerical research on the aerodynamics of unsteady moving aircraft [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2008, 44(2): 121-137.
- [19] ARAUJO-ESTRADA S A, LOWENBERG M H, NEILDS, et al. Evaluation of aircraft model upset behaviour using wind tunnel manoeuvre rig [R]. AIAA-2015-0750, 2015.
- [20] 黄达, 吴根兴. 三角翼俯仰滚转耦合运动气动特性研究 [J]. 航空学报, 1999, 20(6): 485-488.
HUANG D, WU G X. Investigation of unsteady aerodynamic characteristics for a delta wing oscillating in large amplitude pitching-roll motion [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(6): 485-488. (in Chinese)
- [21] 邓学莹, 竹军, 王延奎, 等. 高机动飞行器非指令运动及其控制的研究进展 [J]. 力学与实践, 2012, 34(3): 1-8.
DENG X Y, ZHU J, WANG Y K, et al. THE progress of studies of uncommanded motion and its suppression of flying vehicle with high maneuverability [J]. Mechanics and Practice, 2012, 34(3): 1-8. (in Chinese)
- [22] 刘春明, 赵志军, 卜忱, 等. 低速风洞双自由度大幅振动试验技术 [J]. 航空学报, 2016, 37(8): 2417-2425.
LIU C M, ZHAO Z J, BU C, et al. Double degree-of-freedom large amplitude oscillation test technology in low speed wind tunnel [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(8): 2417-2425. (in Chinese)
- [23] 谢志江, 孙小勇, 孙海生, 等. 低速风洞动态试验的高速并联机构设计及动力学分析 [J]. 航空学报, 2013, 34(3): 487-494.
XIE Z J, SUN X Y, SUN H S, et al. Mechanism design and dynamics analysis of high speed parallel robot for dynamic test in low speed wind tunnel [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(3): 487-494. (in Chinese)
- [24] 李其畅, 赵忠良, 杨海泳, 等. 边条翼和近距翼布局模型动态气动特性分析 [J]. 空气动力学学报, 2015, 33(2): 178-182
LI Q C, ZHAO Z L, YANG H Y, et al. Dynamic characteristics of hinged strake-wing and close-coupled wing-canard configuration fighter models [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(2): 178-182. (in Chinese)
- [25] 李其畅, 伍开元, 郑世华, 等. 高速风洞大振幅俯仰动态试验技术研究 [J]. 流体力学实验与测量, 2004, 18(4): 67-71.
LI Q C, WU K Y, ZHENG S H, et al. Investigation of dynamic test technology for a model pitching oscillation with large amplitude in high speed wind tunnels [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2004, 18(4): 67-71. (in Chinese)
- [26] 李其畅, 赵忠良, 杨海泳, 等. 模型大迎角高速动态特性与数据精度分析 [J]. 航空学报, 2016, 37(8): 2594-2602.
LI Q C, ZHAO Z L, YANG H Y, et al. Analysis of dynamic performance and test data precision of models with high angle of attack [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(8): 2594-2602. (in Chinese)
- [27] 李其畅, 伍开元, 赵忠良, 等. 1.2 m×1.2 m 高速风洞大振幅动态试验系统及其初步应用 [J]. 空气动力学学报, 2005, 23(3): 378-381.
LI Q C, WU K Y, ZHAO Z L, et al. Introduction of dynamic experimental system with large amplitude in the 1.2 m×1.2 m sub-transonic wind tunnel [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(3): 378-381. (in Chinese)
- [28] 徐永长, 郑世华. 动态失速风洞实验数据处理中的频谱分析与数字滤波 [J]. 流体力学实验与测量, 2000, 14(3): 79-82.
XU Y C, ZHENG S H. Spectrum analysis and digital filtering to experimental data of dynamic stall test in wind tunnel [J]. Experiment and Measurements in Fluid Mechanics, 2000, 14(3): 79-82. (in Chinese)
- [29] 赵忠良, 杨海泳, 马 上, 等. 某典型飞行器模型俯仰/滚转两自由度耦合动态气动特性 [J]. 航空学报, 2018, 39(12): 122375-10.
ZHAO Z L, YANG H Y, MA S, et al. Unsteady aerodynamic characteristics of two-degree-of-freedom pitch/roll coupled motion for a typical flying vehicle [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(12): 122375-10. (in Chinese)