

文章编号: 1000-6893(1999)06-0485-04

三角翼俯仰滚转耦合运动气动特性研究

黄 达, 吴根兴

(南京航空航天大学 六系, 江苏 南京 210016)

INVESTIGATION OF UNSTEADY AERODYNAMIC CHARACTERISTICS FOR A DELTA WING OSCILLATING IN LARGE AMPLITUDE PITCHING-ROLL MOTION

HUANG Da, WU Gen-xing

(Dept. of Aerodynamics, Nanjing Univ. of Aero. and Astro., Nanjing 210016, China)

摘 要: 介绍一套用于 3m 低速风洞的俯仰滚转两自由度大振幅非正常实验系统, 并利用该系统对一三角翼单独俯仰和滚转及俯仰滚转耦合运动时的非正常气动特性进行了研究。结果表明, 飞行器俯仰滚转耦合运动时的气动特性比单独俯仰和滚转时的气动特性复杂得多。

关键词: 俯仰; 滚转; 大振幅; 非正常实验

中图分类号: V211.74 文献标识码: A

Abstract: This paper is intended to develop a set of the test technology of unsteady aerodynamic characteristics for the model oscillating in large amplitude pitch-roll motion. The equipment was used in a 3-meter low speed wind tunnel at NUAA and a delta wing was tested. The results show that unsteady aerodynamic characteristics of a delta wing oscillating in large amplitude pitching-roll motion are more complicated than in pitching motion or in roll motion.

Key words: pitching; rolling; large amplitude; unsteady wind tunnel test

新一代战斗机必须具备高机动飞行的能力, 要达到这个目的, 在设计时, 就必须提供飞机在大迎角、大滚转角状态下的非正常气动特性, 进行机动飞行特性研究。近年来, 国内外广泛开展了飞机高机动飞行的研究, 相继在风洞中建立了一系列能模拟飞机单独快速拉起或单独快速滚转的实验设备, 至于在风洞中能模拟飞机快速拉起与滚转耦合运动的设备, 国内外还未见报道。

文中介绍了在南航 3m 低速风洞上研究发展的一套俯仰滚转两自由度大振幅电控液压动态实验台, 可保证在实验过程中模型快速大振幅俯仰或滚转, 或按需要实现俯仰与滚转耦合运动, 并利用该设备获得了三角翼作单独俯仰与滚转及俯仰滚转耦合运动时的气动特性。

1 实验设备和模型

1.1 风洞

本实验是在南京航空航天大学 3m 低速风洞

小实验段进行的, 该实验段截面形状为 2.5m × 3m 切角矩形, 长 7m, 最大风速 95m/s, 气流的紊流度为 0.1%。

1.2 俯仰滚转两自由度系统模型支撑机构

为了实现模型在试验过程中具有俯仰—滚转两个自由度的快速运动, 动态实验台模型支撑采用弓型尾支撑形式, 并且俯仰—滚转运动的驱动装置采用两台液压摆动油缸, 可实现各自绕轴的同轴运动。如图 1。

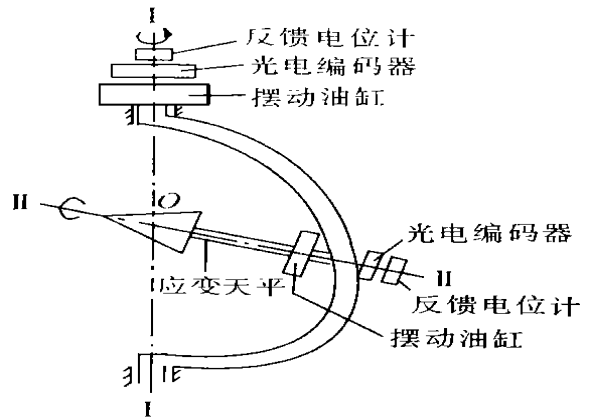


图 1 俯仰滚转系统模型支撑简图

弓型尾支撑直径为 2.3m, 它可绕 θ 运动, 模型采用侧装, 实现模型俯仰快速运动。俯仰摆动油缸直径 220mm, 固定于风洞顶部刚性支架上, 在弓型支撑架中间安装滚转摆动油缸, 通过联轴器使六分力应变天平与它相连接, 模型与六分力天平刚接, 从而使模型与天平一起绕轴 θ 转动, 实现模型绕体轴快速滚转运动。为了消除模型轴向力(阻力)作用在摆动油缸上, 并防止由轴向力引起的模型轴向运动, 支杆与摆缸之间安装了止推轴承。为了增加支撑刚度, 支杆与摆缸之间还安装了一对径向轴承。模型与天平以及滚转摆动油缸一起可沿弓型尾支撑绕中心 O 转动, 使模型出现偏航角, 角度变化范围为 $\pm 10^\circ$ 。如果模型正装, 则可实现迎角 10° 时偏航摆动运动, 研究侧滑角对非定常空气动力特性的影响。

1.3 俯仰滚转运动电控液压系统

俯仰—滚转两自由度电控液压系统方块图, 如图 2。它是由控制计算机、俯仰与滚转 2 通道函数发生器、伺服阀控制电路、电液伺服阀、摆动油缸、反馈电位计组成。

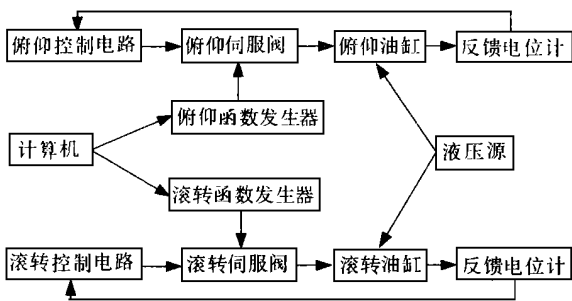


图 2 模型俯仰滚转控制框图

模型单自由度俯仰或滚转运动的控制时, 可以由计算机发生所需的控制函数信号, 传输给伺服阀, 使摆动油缸带动模型按所需规律运动, 通过改变控制信号大小及频率来调节迎角或滚转角的摆动幅度及角速度。反馈电位计使系统成为闭环工作状态, 稳定模型支撑系统。

为了实现模型俯仰与滚转耦合运动, 通过计算机对俯仰与滚转控制信号进行协调处理。俯仰与滚转运动信号的协调有 2 种方法: 一是采用角度位置信号作为协调处理信号, 计算机分别发出俯仰滚转控制信号函数, 俯仰信号控制伺服阀使俯仰摆动油缸工作, 其光电编码器输出实际迎角大小, 计算机不断采集迎角信号, 当迎角达到某一值时, 俯仰运动暂停, 控制计算机输出触发脉冲, 开启滚转函数发生器, 产生滚转信号控制滚转伺

服阀驱动滚转油缸, 滚转光电编码器开始输出滚转角, 计算机采集滚转角。当滚转完成一个周期运动, 并返回到初始位置时, 计算机输出触发脉冲, 开启俯仰函数发生器使模型继续进行俯仰运动, 返回到原位。另一是以时间作为协调信号, 计算机分别产生俯仰滚转角随时间变化的函数信号, 它们均以某一迎角状态的时刻作为起始点。

1.4 模型

试验模型为一木质三角翼, 前后缘双面切角。模型前缘后缘角 60° ; 根弦长 0.5976m, 展长 0.69m, 平均气动弦长 0.3983m。模型的根弦处有一中空圆柱, 杆式应变天平与其中锥套固连。

2 数据采集与处理

风洞来流动压信号、实时迎角与滚转角由计算机同时采集。迎角与滚转角采用绝对量光电编码器直接指示角度大小, 每隔 0.7 输出一个信号, 也就是迎角与滚转角的测量间隙为 0.7°。

另外, 设计了 2 种数据采集程序: 一是按角度位置来采集该状态的空气动力与来流速压; 另一种按时间顺序来采集每一时刻的迎角或滚转角大小、空气动力及来流速度。

数据处理时, 取 7 个周期运动平均值作为某状态时的数据。另外, 采集无风时模型运动时天平信号, 作为零读数, 并从风洞吹风时数据中扣除零读数。其作用是扣除模型惯性影响。随后再以实时采集的动压数据为依据计算其空气动力系数。由于暂无较好的大迎角动态气动力风洞修正方法, 因此所有结果暂不作风洞壁干扰修正, 这对分析比较研究影响不大。

由于大迎角时气流分离, 模型运动时振动等因素, 动态大振幅实验的数据离散性很大。除了数据采集时采用低通滤波器外, 另又设计了数字滤波软件, 以去除数据背景噪声, 消除数据的摆动现象。

3 实验结果与分析

3.1 单独俯仰运动时的气动特性

与文献 [1, 2] 的结果一样, 三角翼作单独俯仰运动时, 其动态法向力最大值在机翼上仰时较静态值有较大的超调量, 而在下俯时, 该值又小于其静态值, 充分显示了非定常流动的迟滞特性, 如图 3 所示。同样, 在小迎角区 ($\alpha < 20^\circ$), 由于流动

迟滞特性的影响,机翼上仰过程中的法向力要小于机翼下俯时的法向力,而其静态值介于二者之间。因此,总的来看,在机翼的整个俯仰过程中,非正常法向力特性曲线形成一个 8 字形,在小迎角区($A < 20^\circ$),法向力环按逆时针走向,表明机翼的俯仰运动对其法向力特性起阻尼作用。在大迎角区($A > 20^\circ$),法向力环按顺时针走向,表明机翼的俯仰运动对其法向力特性起发散作用。

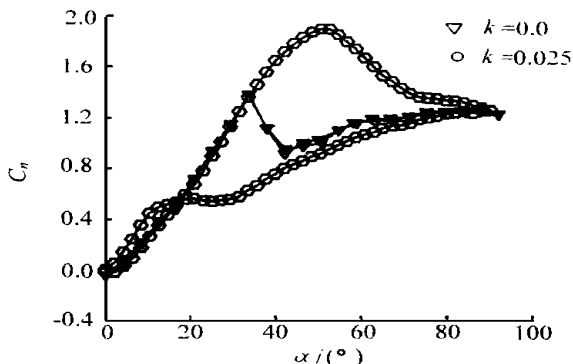


图 3 单独俯仰时法向力特性

3.2 单独滚转运动时的气动特性

图 4 给出了三角翼支撑杆迎角为 29° 滚转角按 $U = -3.15 + 5.25\cos(Xt)$ 运动规律作单独滚转时的滚转力矩曲线。从图中可看出,滚转力矩曲线呈逆时针走向,且在该滚转角范围内,滚转力矩环呈 O 字形。说明,在整个滚转角历程中,滚转运动对滚转力矩的变化呈阻尼作用。另外,随着滚转频率的增大,滚转力矩环最大滚转角与最小滚转角所对应的滚转力矩的连线与静态滚转力矩曲线夹角越来越大,而且环的形状也发生了较大变化,所有这些特性与文献[3]中 65° 三角翼的滚转特性是一致的。

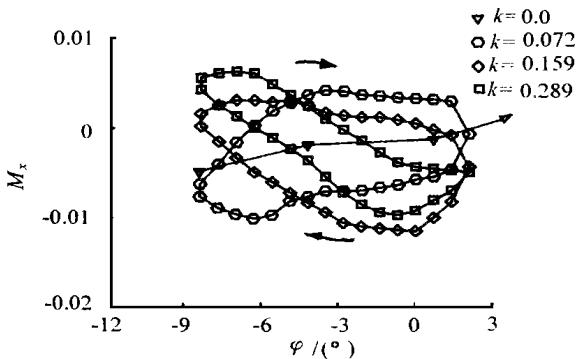


图 4 单独滚转时滚转力矩特性($A = 29^\circ$)

3.3 俯仰滚转耦合运动时的气动特性

图 5 给出了三角翼支撑杆迎角按 $A = 31.5^\circ \cos(Xt)$ 和滚转角按 $U = -21 + 21\cos(Xt)$ 耦合运动时的法向力曲线。在迎角运动历程中,法向力曲线呈 2 个 8 字形,小迎角区($A < 20^\circ$),法向力曲线呈逆时针走向;中等迎角区($20^\circ < A < 47^\circ$),法向力曲线 A 呈逆时针走向。图 6 给出了三角翼按上述规律作耦合运动时的滚转力矩曲线,同时给出了其支撑杆迎角为 29° 机翼单独按 $U = -21 + 21\cos(Xt)$ 滚转时的滚转力矩曲线。由于 2 个运动历程中,模型迎角有很大的区别,特别是耦合运动,迎角从 0° 变化到 63° ;相应的模型实际侧滑角也有很大区别,因此其滚转力矩的曲线形状和量值都发生了很大的变化。

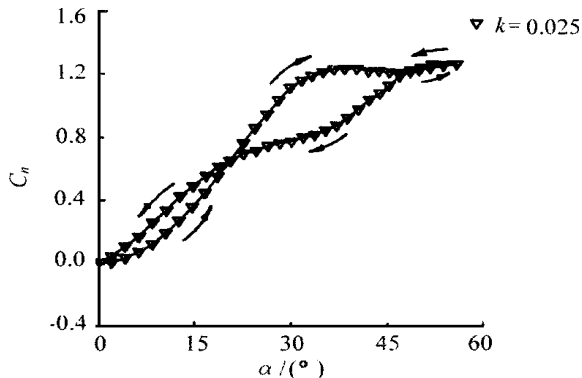


图 5 俯仰滚转耦合时法向力特性

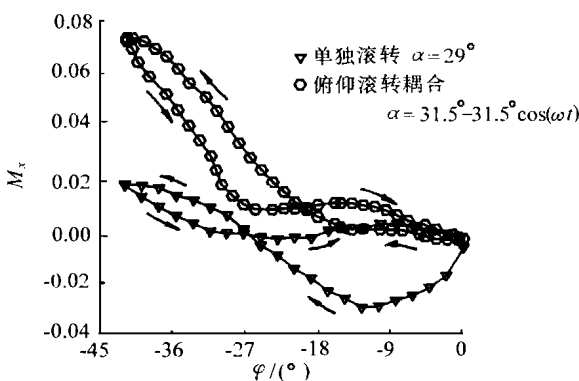


图 6 俯仰滚转耦合与单独滚转时滚转力矩比较

3.4 滚转角对动态滚转力矩的影响

比较图 4 和图 6 中单独滚转时的动态力矩曲线发现,在小滚转角时,力矩特性呈 O 字形,且走向为逆时针方向;在增大滚转角时,力矩特性曲线呈 8 字形,且在小滚转角区内 ($U < 27^\circ$),曲线呈逆时针走向,在大滚转角区 ($U > 27^\circ$),曲线呈顺时针走向,说明在小滚转角范围内,非正常滚转力矩为阻尼特性,而到较大滚转角范围内,非正常滚转力矩为发散特性。

4 结 论

本文研究的俯仰与滚转两自由度实验系统,在单独进行俯仰或滚转运动实验时,其结果是可靠的,而且,利用本系统能进行俯仰滚转耦合运动实验,模拟测量飞机真实的大机动飞行时的气动特性。另外,该系统由于建在 3m 风洞中,实验模型的展长可达到 0.7m 以上,因此可满足飞机型号研究的需要。

参 考 文 献

[1] 吴根兴,丁克勤. 三角机翼过失速非定常空气动力特性研

究[J]. 南京航空航天大学学报, 1994, 26(4): 435 ~ 441.

[2] 黄达,吴根兴. 边条翼作俯仰运动时翼面吹气的作用[J]. 空气动力学学报, 1997, 15(3): 305 ~ 310.

[3] Grismer D S, Jenkins J E. Critical-state transients for a rolling 65-degree delta wing[J]. J. Aircraft, 1997, 34(3): 380 ~ 386.

作者简介:



黄 达,男,1966年8月生,工程师。自南京航空航天大学毕业后一直从事实验空气动力学研究,1991年以来,注重于飞行器大攻角过失速机动性研究,并对飞行器大攻角过失速运动的建模与动导数仿真有较高兴趣。联系电话:(025)4892603。

第五届全国电磁兼容学术会议在北京召开

由中国科学技术协会主办,中国电机工程学会等 15 个学会承办的第五届全国电磁兼容学术会议('99EMC),于 1999 年 5 月 10 日至 12 日在北京召开,出席会议的代表共 138 人。中国航空学会是承办单位之一,王玉春副秘书长参加了会议。会议开幕式由中国电机工程学会副秘书长陈帆主持,中国电机工程学会常务副秘书长曾庆禹致开幕词,并宣读了中国科学技术协会主席周光召、中国电机工程学会理事长张风祥为本届大会的题词,家电力公司电力科学研究院何万龄院长致欢迎词,中国电工技术学会副理事长周鹤良、中国造船工程学会副理事长、工程院院士陆建勋及国家电力公司科技部刘建明处长致祝贺词。

大会报告在中国工程院院士、电力科学研究院名誉院长郑健超主持下,特邀北京邮电大学高攸刚教授,做题为“展望 21 世纪的环境电磁学及电磁兼容技术”的报告,特邀航空工业总公司科技委李波教授做题为“系统级电磁兼容技术的新进展”的报告,以及特邀北方交通大学张林昌教授做题为“世纪之初的电磁兼容测量展望”的报告等。

本次会议征文共收到论文 85 篇,经专家评审,共录用 67 篇;收集有关学会推荐论文 29 篇。论文内容涉及电磁兼容领域国内外发展动态、理论研究、工程设计与应用、测量技术和仪器、防护抑制措施、电能质量控制和标准等方面,论文内容涉及面非常广泛,代表了我国各行业的新水平。同时也充分表明:电磁兼容已受到各行各业的关注,和众多专家的参与,与相关领域渗透和交叉也越来越明显。

根据第四届全国电磁兼容学术会议的提议,为了扩大各学会联合举办学术活动的影响,经协商确定设立全国电磁兼容学术会议会徽,并制作了会旗。代表们在会议期间,还参观了第五届国际电磁兼容展览会。

2002 年将在我国召开第三届国际电磁兼容学术会议,建议第六届全国电磁兼容学术会议与国际会议同期举行,分别召开。第三届国际电磁兼容学术会议,由中国电子学会承办,12 个学会协办。第六届全国电磁兼容学术会议,由中国造船工程学会承办,12 个学会协办。会议期间举行的国际电磁兼容展览会,由中国电工技术学会承办。

(李铁柏)