

文章编号: 0258-1825(2013)03-0294-07

风洞模型静弹性变形对气动力影响研究

孙岩¹, 张征宇², 邓小刚¹, 杨党国², 周桂宇¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心高速空气动力学研究所, 四川 绵阳 621000)

摘要:介绍了一种基于模型变形视频测量系统和计算空气动力学研究静弹性变形对气动力影响的方法。利用模型变形视频测量系统获取模型在气动载荷作用下的静弹性变形, 驱动模型表面网格运动, 得到模型变形后的表面CFD计算网格。CFD计算变形前后网格外形下的气动力, 研究模型变形对模型气动特性的影响。对一大展弦比连接机翼的测量与计算结果进行了分析, 分析结果表明:模型变形对升力系数影响最大发生在升力线性变化的最大迎角附近, 模型变形对阻力系数影响最大发生在失速迎角附近, 模型静弹性变形对气动力的最大影响量远远超出风洞测力实验的精度指标, 因此开展风洞模型静弹性变形影响研究与修正是十分必要的。

关键词:风洞模型; 静弹性变形; 气动力; 模型变形测量; CFD

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

0 引言

为了降低重量, 提高机动性和气动效率, 下一代飞行器突出了柔性的特点, 对于具有大展弦比或超大展弦比机翼的飞机, 其机翼最大弹性变形量可以达到机翼展长的25%^[1]。这类飞行器的气动特性研究对风洞实验提出了更大的挑战, 即使采用高强度合金钢制作的风洞模型, 在高速气动载荷的作用下模型依然会产生较大的静弹性变形, 从而改变了模型绕流的结构和模型受到的气动载荷^[2]。常规风洞实验是研究模型刚性外形下的气动特性, 但模型静弹性变形引入了气动载荷的改变, 因此需要研究模型静弹性变形对气动力的影响, 修正天平测量得到的气动力数据, 获得没有变形下的气动特性^[2-3]。

在空气动力学研究的早期, 由于没有良好的计算机设备和风洞实验手段, 研究者主要采用简化的气动计算理论对静弹性变形的影响进行估算, 这种方法至今依然是非常有效的^[4]。但随着飞行器的发展, 对气动特性的研究要求更加精细化, 对于复杂布局的飞行器, 简化理论估算的方法难以满足气动特性精细化研究的要求。伴随计算机技术和计算方法的迅速发展, 产生了耦合求解流体力学方程和结构力学方程研究

模型静弹性影响的方法^[5], 但耦合求解中存在众多非线性因素的影响, 难以获得准确的结果且无法进行验证, 因此限制了该方法的应用。为了获得模型在风洞中的弹性变形, 国外开展了各种非接触测量方法研究^[6], 如NASA的BURNER^[7]和LIU^[8]进行的模型视频变形测量技术(Videogrammetric Model Deformation, VMD), PALLEK^[9]研究的摩尔干涉测量模型变形技术及商业化应用的OptotrakTM系统。其中模型变形视频测量系统因系统稳定可靠且测量精度高得到了广泛的应用^[10-13]。

计算流体动力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)是近些年快速发展起来的一种求解流体动力学运动方程的数值方法, 在计算常规外形的定常气动力方面已经非常成熟, 目前被广泛应用于飞行器设计之中。本文基于模型视频变形测量系统和CFD, 介绍一种研究风洞模型静弹性变形影响的方法, 模型变形视频测量系统获取模型在风洞载荷作用下的变形, 计算出模型的弯扭特性沿翼展方向的分布, 驱动模型表面网格运动, 得到变形后外形的表面网格, 通过CFD计算不同网格外形下的气动力研究弹性变形对气动特性的影响。该方法不用重构模型变形后的外形, 直接通过网格运动获得变形后的网格外形, 通过

* 收稿日期: 2012-02-19; 修订日期: 2012-05-11

基金项目: 国家自然科学基金(51075385); 国家“973”计划课题(2009CB723802)

作者简介: 孙岩(1986-), 男, 安徽凤阳人, 博士研究生, 研究方向: 风洞试验测量技术与计算流体力学. E-mail: supersunyan@163.com

算法可以保证网络的连续性和一致性,避免了重新生成网格及网格不一致引入的数值误差。

1 模型变形测量系统

1.1 系统架构

图 1 给出了课题组研制的模型变形测量系统结构的示意图,其核心组件是两台高分辨率的 CCD 相机,其它附属件包括数据采集模块和数据存储模块。

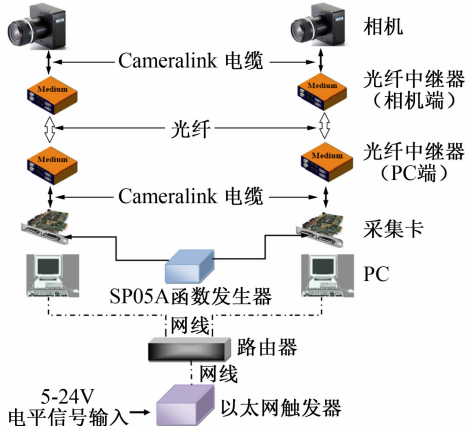


图 1 模型变形测量系统架构

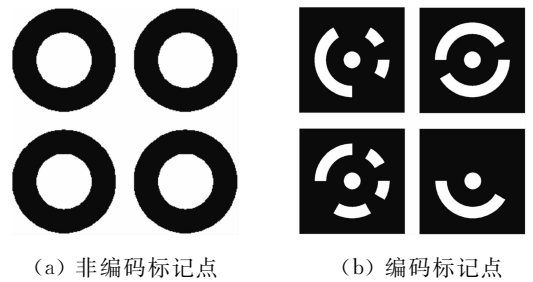
Fig. 1 Sketch of model deformation measurement system

如图 1,相机通过 Cameralink 电缆与相机端的光纤中继转换器连接,将相机采集的数字信号转成光信号,通过光纤传递至 PC 端的光纤中继转换器,再把光信号转成数字信号,通过 Cameralink 电缆传递至 PC 电脑上的图像采集卡,最后采集到的图像存储在 PC 电脑的硬盘上。SP05A 函数发生器用来生成方波信号,定义和同步图像采集的频率,以太网触发器通过一个脉冲电平信号控制两台相机图像采集的开启和关闭。

1.2 系统实验流程

实验前,需要对模型表面进行标记,用以追踪模型表面的位移,本文采用具有明显人工特征的圆形标记点,如图 2 所示。图 2(a)为非编码标记点,粘贴在模型的表面,用来测量模型表面的位移,图 2(b)为编码标记点,粘贴在风洞洞壁上,用来计算相机的位置及姿态。高速风洞实验对模型表面粗糙度有很高的要求^[2],直接粘贴标记点会改变模型表面粗糙度,从而影响模型的气动特性。为此,本文借鉴 NASA 的 Langley 研究中心的研究成果^[13],采用了一种黑白记号笔组合使用的方式,先采用白色记号笔在模型表面绘制圆形的白点,然后在圆形白点的四周用黑色记号笔绘制一圈黑色圆环以提高标记点的轮廓对比度,提

高白点的识别精度。



(a) 非编码标记点 (b) 编码标记点

图 2 非编码标记点和编码标记点

Fig. 2 Uncoded targets and coded targets

模型标记好后,将两台工业相机安装到风洞试验段观察孔外的金属壁板上,然后按照图 1 的连线连接至风洞外的图像采集计算机上,以太网触发器的脉冲信号与风洞的测控系统连接,由风洞的测控系统负责脉冲信号的发送和触发图像采集开启与关闭。采集到的图像通过网络由采集计算机传递至位移解算计算机上。

2 位移解算与弯扭特性计算

2.1 位移解算

图像中心投影的共线方程如式(1)^[14]:

$$\begin{aligned} x &= -f \frac{a_{11}(X - X_s) + a_{21}(Y - Y_s) + a_{31}(Z - Z_s)}{a_{13}(X - X_s) + a_{23}(Y - Y_s) + a_{33}(Z - Z_s)} \\ y &= -f \frac{a_{12}(X - X_s) + a_{22}(Y - Y_s) + a_{32}(Z - Z_s)}{a_{13}(X - X_s) + a_{23}(Y - Y_s) + a_{33}(Z - Z_s)} \end{aligned} \quad (1)$$

式中, x 、 y 为像点坐标, f 为像片的主距, X 、 Y 、 Z 为测量点的空间坐标, X_s 、 Y_s 、 Z_s 为相机的空间坐标。 $a_{ij}(i, j=1, 2, 3)$ 为摄影测量坐标系到像空间坐标系的旋转矩阵,它是相机外方位姿态角 φ 、 ω 、 κ 的函数,详细的表达式参见文献[14]。

实验前粘贴在风洞壁面上的编码标记点通过标尺静态测量出其三维坐标,实验中假定风洞壁面没有变形,根据静态测量得到编码标记点的坐标由式(1)迭代求解得到相机的 6 个外方位元素 X_s 、 Y_s 、 Z_s 、 φ 、 ω 、 κ ,然后由两个相机拍摄的照片前方交会得到模型表面标记点的空间坐标 X 、 Y 、 Z 。

2.2 弯扭特性计算

计算模型的弯扭特性分布,需要将测量计算出的摄影测量坐标系下的标记点坐标转换到风洞洞体气流坐标系中,两个坐标系可以通过式(2)进行变换。

$$\begin{bmatrix} X_w \\ Y_w \\ Z_w \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

A 为风洞气流坐标系对摄影测量坐标系的旋转变换矩阵,该旋转变换矩阵可以通过洞壁粘贴的编码标记点拟合平面的单位法向向量计算得到。

$[X_0 \ Y_0 \ Z_0]^T$ 为风洞气流坐标系相对摄影测量坐标系的平移矩阵,该平移矩阵中的 Y_0 、 Z_0 值可以通过试验段尺寸计算得到, X_0 的值不影响弯扭特性的计算,可以假定为 0。

利用大展弦比机翼剖面刚性假设,同一展向位置的两个标记点的位移变化可以计算出该展向位置的扭转角和弹性轴位移,如图 3。

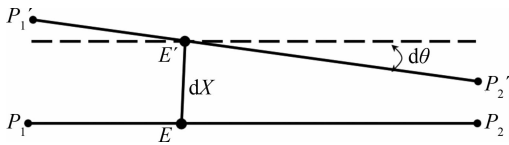


图 3 扭转角和弹性轴位移定义

Fig. 3 Definition of torsional angle and elastic axis displacement

3 网格变形

利用测量得到模型扭转角与弹性轴位移分布曲线,驱动模型表面网格运动,得到变形后外形的表面网格,并通过更新得到新的全流场网格,算法流程如下:

- ① 读入模型表面的 CFD 网格,提取每个网格节点的三维坐标 x, y, z ;
- ② 根据节点的三维坐标 x, y, z 计算节点的展向位置 η_0 ;
- ③ 根据弹性轴坐标沿展向分布插值获得 $\eta = \eta_0$ 时弹性轴坐标 x_0, y_0, z_0 ;根据扭转角展向分布曲线插值获得 $\eta = \eta_0$ 时网格节点绕弹性轴的扭转角 θ_0 ;根据弹性轴位移沿展向分布曲线插值获得 $\eta = \eta_0$ 时弹性轴位移 dx_0 ;
- ④ 利用第③步获得的 $x_0, y_0, z_0, \theta_0, dx_0$,通过旋转和平移坐标变换获得网格节点变形后的坐标 x', y', z' ;
- ⑤ 利用变形后的网格节点坐标 x', y', z' 重构模型变形后外形的 CFD 网格。

其中,弹性轴坐标沿展向分布可以通过数模计算得到或由设计单位提供。在驱动网格变形前,通过最小二乘拟合的方法对测量的弯曲与扭转分布曲线进行光滑,以保证变形后的网格连续。

图 4 给出某个翼身组合体飞机表面网格在弯扭分布特性驱动下的变形示意。

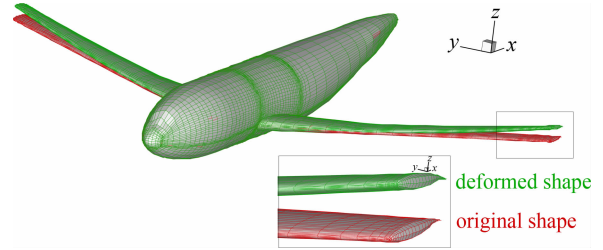


图 4 某翼身组合体模型的表面网格变形

Fig. 4 Surface mesh deformation of a wing-body model

4 结果与讨论

4.1 实验模型

本文研究的模型为一大展弦比连接机翼。机翼由前翼和后翼连接组成,前翼为后掠机翼,后翼为前掠机翼。后翼与前翼在 $\eta = 0.5$ 附近连接,前翼为主机翼,承担着全机的大部分载荷,后翼为副机翼,为全机提供部分升力,主要用来提高全机的刚度,降低机翼的弹性变形。

4.2 实验条件

该实验在中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所的 2.4m 跨声速风洞全模试验段进行,实验条件如表 1。

表 1 实验条件

Table 1 Experiment conditions

Ma	Q/kPa	$\alpha/(\text{°})$	$\beta/(\text{°})$
0.40	11.15	-2~12	0
0.60	21.74	-2~12	0
0.70	28.43	-2~12	0
0.75	32.48	-2~12	0
0.80	35.20	-2~12	0
0.85	40.95	-2~12	0

其中, Q 为风洞运行的速压, α 为模型的迎角, β 为模型的侧滑角。

4.3 计算方法

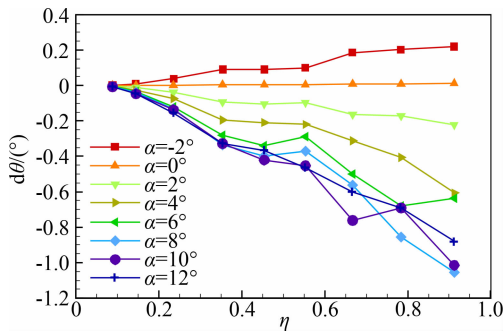
CFD 计算采用结构网格,湍流模型选择两方程的 SST 模型和采用 MUSCL 型的 ROE 格式离散求解雷诺平均的 NS 方程(RANS)。

4.4 结果与讨论

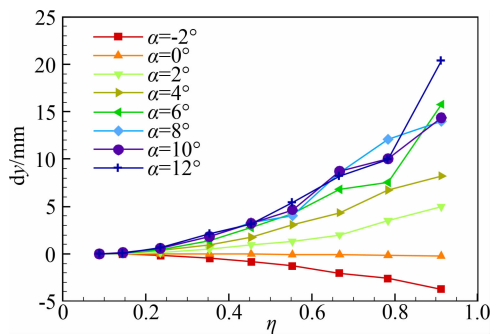
图 5 给出 $Ma = 0.85$ 时测量出的模型前翼弯扭分布特性曲线。从图中可以看出,随着翼展增加的方向,模型变形逐渐增大,在翼梢位置的变形最大, $\alpha = 8^\circ$ 时,前翼翼梢的扭转角最大为 -1.05° , $\alpha = 12^\circ$ 时,前翼翼梢弯曲变形最大为 20.4mm。随着迎角的增大的方向,模型的弯曲变形和扭转变形也在不断地增

大,但增大的速度随着迎角的增大在减小,特别是当迎角到了气动力非线性变化区域(迎角 $\alpha \geq 6^\circ$),变形增大的速度迅速降低,这是由于当迎角继续增大时,在机翼的表面产生了分离流动,影响了机翼表面的载荷分布,降低了机翼受到的升力和扭转力矩增长的速率,从而改变了模型变形随迎角的增长速度。此外,当迎角较大时,模型的弯扭特性沿展向的分布曲线的波动较大,分析认为当迎角较大时,模型受到较大的气动载荷作用,模型支杆在分离流动激励下会产生较大幅度的振动,而且机翼相对机身除了变形外还有在气流激励下的自身振动,这些振动全部耦合到模型变形的测量结果中。模型支杆的振动通过提高采集频率和改善数据处理的方法,可以较好地消除,但模型机翼相对机身的振动因为存在不同的振动形态,而且和机翼相对机身的变形耦合在一起,很难识别,成为影响变形测量精度的主要因素。因此,下一步的研究应当集中在如何识别测量结果中的机翼相对机身振动部分,改善数据处理方法,扣除机翼相对机身振动对测量结果的影响。

图6给出 $Ma = 0.85$ 时测量出的模型后翼弯扭分布特性曲线。受前翼变形的影响,后翼的弯曲变形



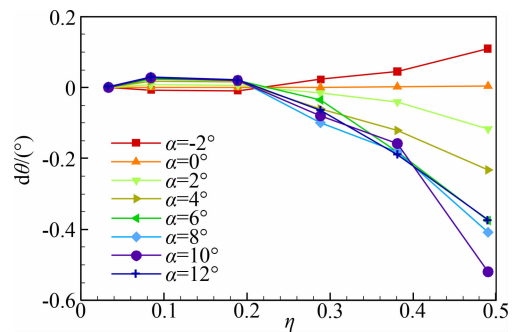
(a) 扭转角分布特性



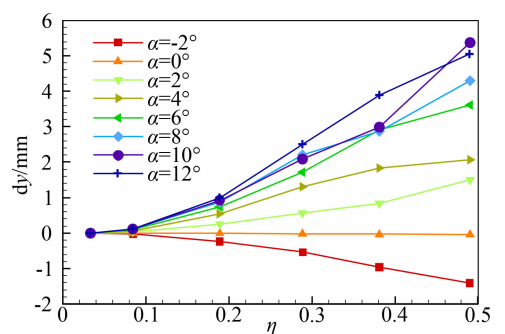
(b) 弹性轴位移分布特性

图5 前翼扭转角和弹性轴位移展向分布特性
Fig. 5 Spanwise distribution of torsional angle and elastic axis displacement on front wing

(弹性轴位移)分布规律与前翼相同,随展向位置和模型迎角的增加,弹性轴的位移增大,不同的是当迎角较大时,后翼弹性轴位移分布的波动没有前翼波动的大,主要是由于后翼的翼展小并且连接在前翼上,后翼的刚度特性较好且受载荷较小造成振动没有前翼的大。后翼扭转角分布与前翼扭转角分布特性差异较大,前翼扭转角分布沿展向是不断增大的,而后翼的扭转角分布在 $\eta = 0.22$ 附近存在一个拐点,拐点位置的扭转角为零,拐点两边的扭转角方向相反,主要是由于后翼是前掠机翼而前翼是后掠机翼的原因造成的。后翼是前掠机翼,前翼为后掠机翼,在升力作用下弯曲变形时,一个会在机翼剖面诱导出正的扭转角^[1],一个会在机翼剖面诱导出负的扭转角^[1],由于前翼承受大部分的气动载荷,所以前翼的变形为主导变形以抵抗气动载荷的作用,而后翼与前翼相连且连接处可以认为刚性,因此前翼的扭转角在连接位置传递给后翼。前翼传递的扭转角与后翼弯曲变形诱导的扭转角方向相反,两个的耦合作用形成了图6(a)所示的后翼扭转特性分布,在靠近翼根且小于拐点的部分,弯曲变形诱导的扭转角起主导作用,在大于拐点且靠近翼梢的部分,前翼传递的扭转角起主导作用。



(a) 扭转角分布特性



(b) 弹性轴位移分布特性

图6 后翼扭转角和弹性轴位移展向分布特性
Fig. 6 Spanwise distribution of torsional angle and elastic axis displacement on back wing

图7为该模型 $Ma=0.85$ 时刚性外形下升力系数 C_L 与阻力系数 C_D 的 CFD 计算结果与变形后测量外形下升力系数 C_L 与阻力系数 C_D 的 CFD 计算结果比较。

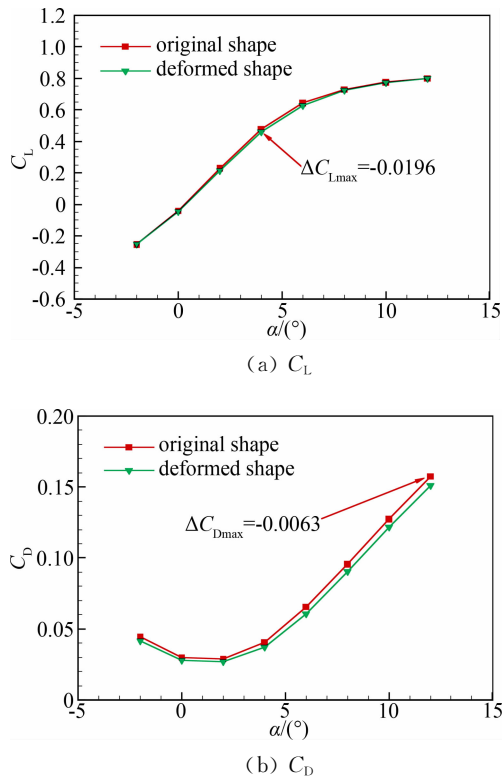


图7 变形前后外形气动 CFD 结果比较

Fig. 7 CFD results of aerodynamic forces on original shape and deformed shape

如图7(a)所示,当模型迎角较小时,模型受到的升力载荷小,模型变形小,变形对升力的影响也很小,随着迎角的增大,模型受到的气动载荷增大,模型变形增大,模型变形对气动力的影响也随着增加,当 $\alpha = 4^\circ$ 时,模型变形对升力的影响量达到最大, $C_{Lmax} = -0.0196$ 。当迎角进一步增加时,此时模型受到的升力和产生的变形继续增加,但模型变形对升力的影响却开始减小,且随着迎角的增加影响量在不断减小,产生这个现象的原因可以从图7(a)的升力曲线上得到解答。模型变形有弯曲和扭转两部分,但对升力影响的主要部分是由机翼剖面的扭转角贡献的,模型机翼变形对升力影响量的大小是由机翼剖面扭转角和升力线斜率共同决定的。尽管随着迎角的增加,模型升力在增大,模型机翼剖面扭转角在增大,但模型的升力线斜率先保持不变后迅速降低,二者的共同作用使得模型变形对升力系数的影响量随迎角先增大后减小。在气动力的线性区域内,升力线斜率基本保持

不变,这时变形对升力的影响体现在模型机翼扭转角的变化上,随着迎角的增大,气动力进入非线性区域,由于气流分离的原因,升力线斜率开始降低,如果升力线斜率降低的速度小于模型机翼扭转角增加的速度,模型变形对升力的影响量会继续增加,反之,如果升力线斜率降低的速度大于模型机翼扭转角增加的速度,模型变形对升力的影响量会开始减小。从图5还可以看出,在模型正升力时,前翼的扭转角为负,因此模型变形使得升力降低,而当迎角 $\alpha = -2^\circ$ 时,模型的升力为负,前翼的扭转角为正,此时模型变形使得模型的升力系数增加了 0.0011。

如图7(b),当迎角较小时,模型变形对阻力的影响量较小,而随着迎角的增大,模型变形对阻力的影响不断增大,在 $\alpha = 12^\circ$ 时,模型变形对阻力的影响量最大 $C_{Dmax} = -0.0063$ 。模型变形对阻力影响的主要部分也是由机翼剖面的扭转角贡献的,该影响量的大小还受到阻力线斜率的影响,从图5、图6和图7可以看出,随着迎角的增大(小于失速迎角下),模型机翼的扭转角在增大,阻力线斜率也在增大,因此模型变形对阻力的影响随着迎角的增加在不断地增大。

图8给出了模型变形对升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 的最大影响量随 Ma 的变化曲线,图中横坐标为

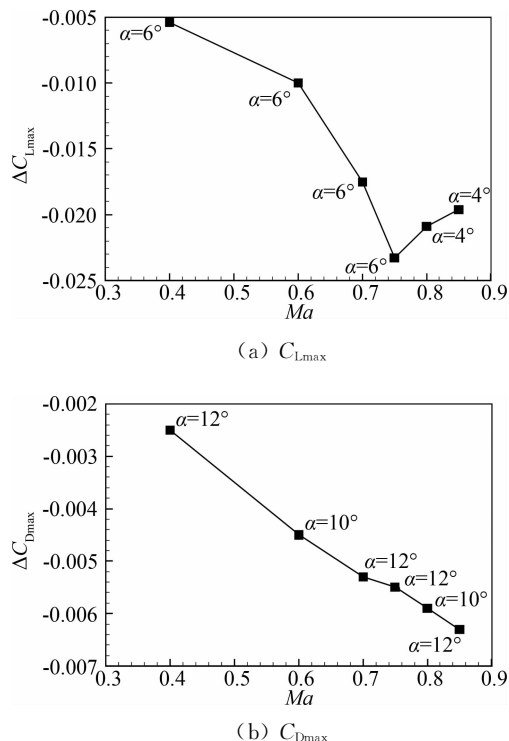


图8 模型变形对气动力最大影响量随 Ma 数的变化曲线
Fig. 8 Maximal variation of aerodynamic force coefficients caused by model deformation at different Ma

Ma 数,纵坐标为气动力系数的影响量,曲线旁矩形框中的角度为模型变形对气动力影响最大时的模型迎角。图 9 给出不同 Ma 数下模型升力系数曲线。

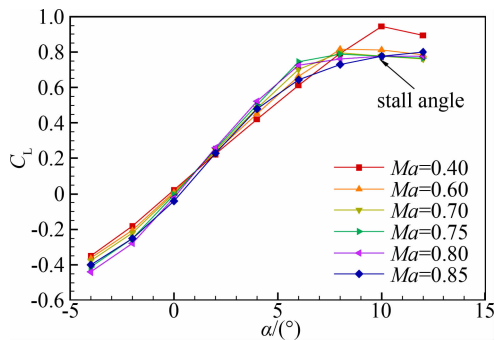


图 9 不同 Ma 数下模型升力系数曲线
Fig. 9 C_L coefficients at different Ma

从图 7 的分析可以知道,模型变形对气动力的影响由气动力导数和模型机翼剖面扭转角乘积的大小决定。

对于升力系数 C_L ,在气动力线性区域,升力线斜率最大且为一恒定值,模型的扭转角随迎角近似线性增加;在气动力非线性区域,升力线斜率开始迅速的减小直到为 0,模型的扭转角由于气动载荷的变化而增加缓慢,因此升力斜率与模型扭转角乘积的最大值应该发生在气动力线性区域的最大迎角附近,即模型变形对升力影响最大应该在气动力线性变化的最大迎角附近。图 8(a)可以看出, $Ma \leq 0.75$ 时,模型变形对升力的影响最大时的模型迎角 α 均为 6° ,而当 $Ma \geq 0.75$ 时,模型变形对升力的影响最大时的模型迎角 α 均为 4° ,从图 9 可以看出, Ma 为 0.4、0.6、0.7、0.75 时,升力线性变化的最大迎角 $\alpha = 6^\circ$,而当 Ma 为 0.8、0.85 时,升力线性变化的最大迎角 $\alpha = 4^\circ$,证明上述论述的正确性。

同理,对于阻力系数 C_D ,模型变形对阻力系数的最大影响量主要由阻力线斜率与模型机翼剖面扭转角乘积的大小决定,由于阻力线斜率随迎角增加缓慢增加,模型扭转角随迎角增加而增大直到模型失速后迅速减小,因此模型变形对阻力系数的影响最大应该发生在失速迎角附近。图 8(b)可以看出,对于所有 Ma ,模型变形对阻力影响最大都发生在失速迎角(如图 9, $\alpha = 10^\circ$)附近,证明了上述论断的正确性。

此外,根据实验数据误差与修正理论^[3],在 Ma 大于 0.40 且小于 0.90 的范围内,风洞测力实验的精度指标为 $\Delta C_L = 0.002$, $\Delta C_D = 0.0005$,从图 8 中可以看出,模型变形对气动力的影响量远远超过了该精度

指标,因此开展风洞模型变形对气动力的影响研究是十分必要的,对于提高风洞实验的精准度具有重要的意义。

5 结论

介绍了一种基于模型变形视频测量和计算流体力学研究风洞模型静弹性变形对气动力影响的方法,并对一大展弦比连接机翼的测量与计算结果进行了分析,得出以下结论:

(1) 振动对于模型变形的测量结果具有很大的影响,模型支杆的周期振动通过提高采样频率和改善数据处理方法可以较好地消除,而机翼自身相对机身的振动因为具有不同的模态且与模型的变形耦合,很难识别,需要进一步的研究测量方法和数据处理方法,消除机翼自身振动对变形测量数据的影响。

(2) 模型变形对气动力的最大影响量不仅与模型的变形有关系,还与气动力导数有关,是二者综合作用的结果。对于升力系数,模型变形对升力影响最大发生在升力线性变化的最大迎角附近,对于阻力系数,模型变形对阻力影响最大发生在失速迎角附近。

(3) 模型弹性变形对气动力的影响量远远超过风洞测力实验的精度指标要求,为了提高风洞实验数据的精准度,开展风洞模型弹性变形对气动力的影响研究与修正是十分必要的。

参 考 文 献:

- [1] 赵永辉. 气动弹性力学与控制[M]. 北京: 科学出版社, 2007.
- [2] 恽起麟. 风洞实验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- [3] 恽起麟. 风洞实验数据的误差与修正[M]. 北京: 国防工业出版社, 1996.
- [4] RODDEN W P, TAYLOR P F. Further refinement of the nonplanar aspects of the subsonic doublet-lattice lifting-surface method[J]. *Journal of Aircraft*, 1998, 35(5): 69-73.
- [5] AMSALLEM D, FARHAT C, LIEU T. Aeroelastic analysis of F-16 and F-18/A configurations using adapted CFD-based reduced-order models [R]. AIAA 2007-2364.
- [6] BURNER A W, FLEMING G A, HOPPE J C. Comparison of three optical methods for measuring model deformation [R]. AIAA-2000-0835.
- [7] BURNER A W, LIU T S, GARG S. Unified model de-

- formation and flow transition measurements[J]. *Journal of Aircraft*, 1999, 36(5): 898-901.
- [8] LIU T S, CATTAFESTA L N, RADEZTSKY R H. Photogrammetry applied to wind tunnel testing [J]. *AIAA Journal*, 2000, 38(6): 964-971.
- [9] PALLEK D, BÜTEFISCH K A, QUEST J, et al. Model deformation measurement in ETW using the moiré technique[A]. 20th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities (ICIASF)[C]. Göttingen, Germany, 2003.
- [10] ALBERTANI R, STANFORD B, HUBNER J P, et al. Aerodynamic coefficients and deformation measurements on flexible micro air vehicle wings[J]. *Experimental Mechanics*, 2007(47): 625-635.
- [11] 罗川, 张征宇, 孙岩, 等. 模型变形视频测量的相机位置坐标与姿态角确定[J]. *实验流体力学*, 2010, 24(6): 88-91.
- [12] 张征宇, 罗川, 孙岩, 等. 振动环境中相机位置坐标与姿态角解算的实验研究[J]. *实验流体力学*, 2011, 25(3): 56-59.
- [13] BELL J H, BURNER A W. Data fusion in wind tunnel testing combined pressure paint and model deformation measurements (Invited)[R]. AIAA-98-2500.
- [14] 王佩军, 徐亚明. 摄影测量学(测绘工程专业)[M]. 武昌: 武汉大学出版社, 2005.

Static aeroelastic effects of wind tunnel model on aerodynamic forces

SUN Yan¹, ZHANG Zheng-yu², DENG Xiao-gang¹, YANG Dang-guo², ZHOU Gui-yu¹

(1. State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. High Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: Based on a model deformation video-measuring system, a method was presented to investigate static aeroelastic effects on aerodynamic forces based on a model deformation video-measuring system and computational fluid dynamic. Static aeroelastic deformation of wing tunnel model under aerodynamic loads was measured by the system and was used to drive the original model surface mesh to move to get deformed surface mesh for CFD. Then CFD results of aerodynamic forces on original shape and deformed shape were acquired to investigate the static aeroelastic effects. Analysis on deformation measurements and computational results of a high aspect ratio joined wing shows that the maximum lift coefficient variation occurs near the maximum attack angle in linear region of lift force while the maximum drag coefficient variation occurs near the stall angle. The variation of aerodynamic forces caused by static aeroelastic deformation is far beyond the precision target set for wind tunnel aerodynamic forces tests. So, it is quite necessary to investigate and modify static aeroelastic effects of wind tunnel model on aerodynamic forces.

Key words: wing tunnel model; static aeroelastic deformation; aerodynamic forces; videogrammetric model deformation; CFD