

文章编号: 1007-3124(2003)02-0041-04

# 75°/45°双三角翼旋涡特性的试验研究

刘 展, 蔡国华

(北京空气动力研究所, 北京 100074)

**摘要:**采用七孔探针在低速风洞中对双三角翼截面和尾流进行流场测量, 并进行翼表面测压试验, 研究了 75°/45°双三角翼在中等迎角到大迎角下的旋涡特性。试验表明, 用七孔探针测量空间流场, 结果准确可靠。75°/45°双三角翼的流态特点是, 由于内翼涡对外翼涡的诱导作用, 使外翼涡趋于稳定, 在一定迎角下, 两涡发生绕合与合并, 随迎角增加, 合并涡破裂点前移。

**关键词:**七孔探针; 双三角翼; 低速风洞; 旋涡特性

中国分类号: V211.7; V211.1<sup>1</sup> 文献标识码: A

## Experimental investigation of the vortex characteristic over 75°/45° double delta wing

LIU Zhan, CAI Guo-hua

(Beijing Institute of Aerodynamics, Beijing, 100074, China)

**Abstract:** By the measurements of the sectional flowfield over the wing and the wake with seven-hole probe and measurements of pressure distributions on the wing surfaces, a great quantity of experiments in a low speed wind tunnel at high angles of attack have been carried out for studying the vortical interaction of a double delta wing having leading edge sweepback angles of 75°/45°. The experimental results indicate that the measurement of the sectional flowfield by seven-hole probe is reliable. The inducement of the strake vortex has stabilized the leading vortex. At given angle of attack, the vortices coil round about each other. With increasing angle of attack, the vortex breakdown position moves forward.

**Key words:** seven-hole probe; double delta wing; low speed wind tunnel; vortical characteristic

## 0 引言

随着可控分离流概念的问世, 边条翼和双三角翼成为协调低速、亚跨声速和超声速矛盾的气动布局方案, 是改进战斗机性能, 提高战斗机机动能力的有效措施之一。双三角翼是由大后掠边条和前缘后掠角很大的后翼组成的, 在一定的迎角下从它们的前缘和后缘分别卷起两对同向旋转的前缘集中涡。在超声速情况下, 前缘涡的干扰效应将大大减弱, 以至它们在气动特性上和附着流状态下相接近。但是, 在低速和亚跨声速飞行时, 两对前缘涡之间的互相诱导、绕合和合并使其绕流流场非常复杂。

研究表明, 由 45°后掠角主翼组成的双三角翼具有一定的特殊性, 其低速绕流随迎角变化的规律极其复杂。针对 75°/45°双三角翼在大迎角下几个典型截面上的涡态进行试验研究, 由此进一步了解旋涡之间的互相诱导、绕合与破裂现象, 以便对复杂绕流结构作进一步的分析。

## 1 试验设备和模型

该试验是在北京空气动力研究所 FD-09 风洞中进行的。试验风速为 30m/s, 在标准大气下, 风洞试

• 收稿日期: 2002-07-05

作者简介: 刘 展(1978-), 女, 河南鹿邑人, 硕士, 研究方向: 实验空气动力学。

验雷诺数为  $7.4 \times 10^5$  (以根弦为参考长度)。图 1 给出测压模型示意图, 内翼后掠角为  $75^\circ$ , 外翼后掠角为  $45^\circ$ , 展长为 456mm, 根弦长  $C_r$  为 360mm。双三角翼的内、外折点位于根弦弦长  $C_r$  之半处。测压截面的位置布置在  $X/C_r = 0.7, 0.8$  处。图中采用气流直角坐标系  $OXYZ$ , 原点与机翼顶点重合,  $X$  轴沿来流方向,  $Y$  轴指向右翼。

利用七孔探针进行截面流场测量是在测压模型上进行的, 对两个截面进行了测量。图 2 给出七孔探针与模型安装的相对位置关系。探针轴线与风洞轴线平行, 探针通过尾支杆固定在大迎角机构上, 可以上下、左右移动。

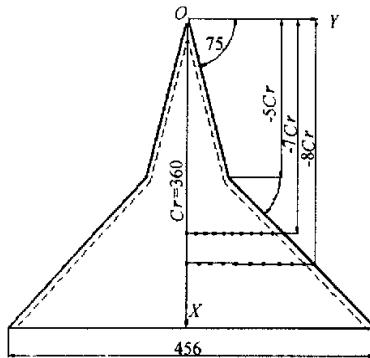


图 1 模型示意图

Fig.1 Sketch of double delta wing model

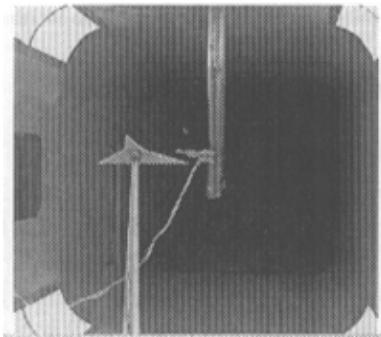


图 2 七孔探针和模型的安装照片

Fig.2 The setting picture of model and seven-hole probe

## 2 试验结果及分析

### 2.1 测压试验

测压试验结果如图 3 和图 4, 图中是无因次坐标, 参考长度是机翼的半展长。

从图 3 中可以看到, 在截面  $X/C_r = 0.7$  处,  $\alpha =$

$12^\circ$  时, 压强分布图呈双峰态, 这表明了双集中涡的存在。且外翼涡的强度高于内翼涡的强度。这是由于当迎角较大时(例如  $\alpha = 12^\circ$ ), 由于内翼涡对外翼涡的诱导作用增强了外翼涡的稳定性, 在离前缘折点下游不远处, 外翼涡的强度远远超过内翼涡的强度。当迎角增加到  $14^\circ$  时, 峰值增加, 且峰值差变小, 峰形位置间隔变小。这说明涡强增强, 且两涡强度相当, 两涡距离变小。由于两个同向涡能否绕合取决于两个涡的距离、其涡强比值、涡核大小与结构, 以及两条涡轴线的夹角等。故此时两涡已经具备绕合的条件。当  $\alpha = 16^\circ$  时, 压强分布只有一个峰值, 两涡已经发生绕合。当  $\alpha = 18^\circ$  时, 峰值达到最大, 即此时涡强最大。当  $\alpha = 20^\circ, 24^\circ$  时, 峰值依次降低。这是由于受其后截面涡破裂的影响, 其涡强在逐渐减少的缘故。当  $\alpha = 28^\circ$  时, 峰形开始平直, 合并涡开始破裂。当  $\alpha = 32^\circ$  时, 峰形已趋于平坦, 此时合并涡完全破裂。

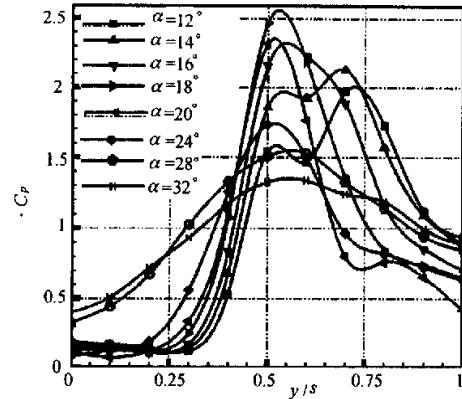
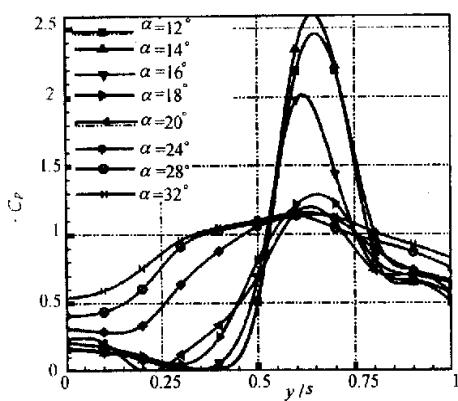


图 3  $75^\circ/45^\circ$  双三角翼  $X/C_r = 0.7$  截面  $C_p$  展向分布

Fig.3  $75^\circ/45^\circ$  double delta wing,  $X/C_r = 0.7$ ,  $C_p$  spanwise distributions

图 4 表明, 在截面  $X/C_r = 0.8$  处,  $\alpha = 12^\circ$  时, 只出现一个峰值, 这说明内、外翼涡已经绕合。而在截面  $X/C_r = 0.7$  处,  $\alpha = 16^\circ$  时, 两涡才绕合。这说明随着迎角的增加, 两涡绕合点不断前移。 $\alpha = 14^\circ$  时,  $X/C_r = 0.8$  截面处的合并涡强达到最大。 $\alpha = 32^\circ, 20^\circ$  时, 与  $\alpha = 16^\circ$  时之比较, 峰值急剧降低, 即涡强急剧减少。这是由于除受其后截面涡破裂影响之外, 由于迎角的增加, 使涡核略有提高, 这一因素也会使峰值下降。当  $\alpha = 24^\circ$  时, 峰形开始平直, 合并涡开始破裂, 与在截面  $X/C_r = 0.7$  相比, 合并涡在此截面破裂的迎角已经降到  $24^\circ$ , 这表明随迎角增加, 合并涡破裂点前移。当  $\alpha = 32^\circ$  时, 此截面处的峰形已经非常平直,

图 4 75°/45°双三角翼  $X/C_r = 0.8$  截面  $C_p$  展向分布Fig. 3 75°/45° double delta wing,  $X/C_r = 0.8$ ,  $C_p$  spanwise distributions

合并涡完全破裂。

## 2.2 空间流场测量

在  $\alpha = 20^\circ$  时, 垂直于来流两个截面上的速度矢量和总压系数分布如图 5 和图 6。从图 5 中可以清晰地看出两对集中涡的旋转方向。

图 6 表明, 在截面  $X/C_r = 0.8$  处, 涡心处总压  $C_{p0}$  最低, 为  $-1.46$ , 总压损失较大。而在截面  $X/C_r = 1.08$  处, 涡心处总压为  $-0.756$ , 总压损失大大降低, 旋涡形成一个大尺寸环流, 其位置向外向上扩展。因为涡核内总压由于粘性作用而减小, 所以可以用涡核内总压损失值和区域的大小来间接描述旋涡的强弱和大小。这说明尾流部分是破裂后的旋涡, 其涡强在减弱。而且, 在靠近机翼中心线附近的尾迹中也有一定的总压损失, 这是由模型支撑杆的阻滞作用引起的。比较  $\alpha = 20^\circ$  时, 截面  $X/C_r = 0.8$  处的展向压力

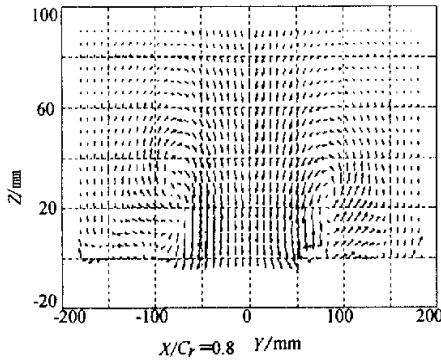


图 5 75°/45°双三角翼在不同截面上的速度矢量分布

Fig. 5 Velocity vector at various sections for 75°/45° double delta wing

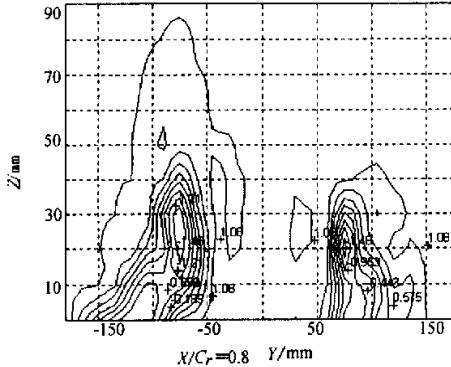


图 6 75°/45°双三角翼在不同截面上的总压系数分布

Fig. 6 Total pressure coefficient at various for 75°/45° double delta wing

分布图和空间总压分布图可以看出,在空间总压值最低处下方,相应地,在翼面上展向压力分布图上就会出现一个峰值。这是由于前缘涡的诱导作用,使上翼面的展向压力分布在涡核下方位置上出现峰值。由此也证实了用七孔探针测量空间流场是可靠的。

图7是同一涡核高度上的总压和静压系数分布。

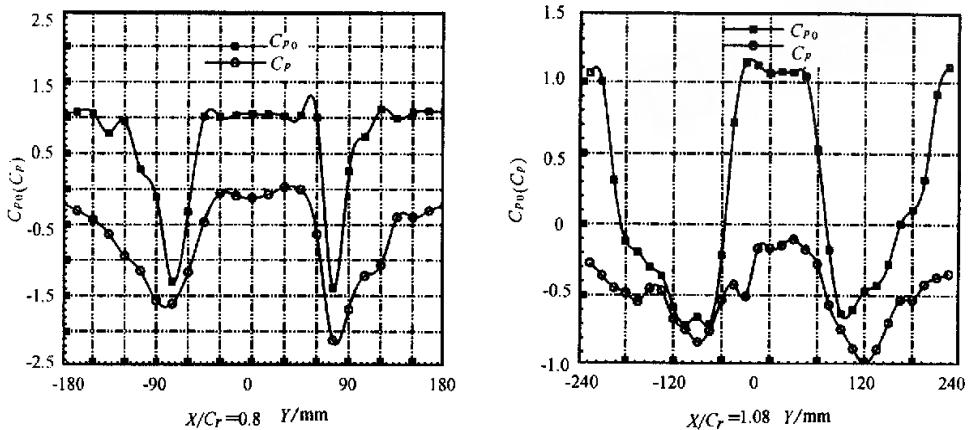


图7 75°/45°双三角翼在涡核高度上的总压和静压系数分布

Fig.7 Total pressure and static pressure coefficient distribution on constant height traverse through each vortex core for 75°/45° double delta wing

### 3 结 论

(1) 在一定迎角下,由于内翼涡对外翼涡的诱导作用,使外翼涡趋于稳定。这种稳定作用随着迎角的继续而增强,直至在翼面上方不再存在外翼涡的破裂,甚至两涡发生绕合和合并,这种稳定作用提高了其破裂迎角。

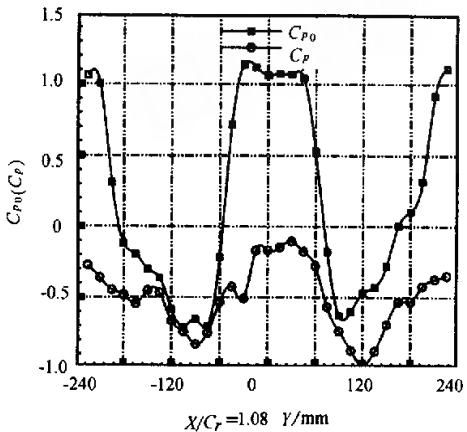
(2) 沿轴向的高逆压梯度是引起前缘分离涡破裂的主要因素,所以对于一定平面形状的机翼,随迎角增加,其涡破裂点前移。

(3) 涡核区是粘性集中的区域,由于粘性的损耗,使涡心处总压、静压最低;其中总压损失十分显著,总压损失值越大,涡越强。

(4) 比较翼表面测压试验和空间流场测量,证明用七孔探针测量空间流场是可靠的。

显然,涡心处总压  $C_{p0}$ 、静压  $C_p$  最低。而且,在尾流部分涡心处的逆压梯度减小。因为这是旋涡破裂后的尾迹区。

从图5、6、7中都可以看出,机翼左右两侧旋涡特性并非完全对称。这反映机翼两侧旋涡的差异,而且,模型安装和测量时也存在一定的误差。



### 参 考 文 献:

- [1] VERHGEN N G. An experimental investigation of the vortex flow over delta and double-delta wing at low speed, Report LR-372, 1983.
- [2] BRENNENSTUHL U, HUMMEL D. Vortex formation over double-delta wing, ICAS-82-6.6.3, 1982.
- [3] OLSEN P E, NELSON R C. Vortex interaction over double delta wing at high angles of attack, AIAA Paper 89-2191-ep, 1989.
- [4] 刘谋佑, 苏文翰. 旋涡运动研究的某些新进展. 航空学报, 1985, 6(1).
- [5] 刘谋佑, 吕志咏等. 边条翼及旋涡分离流, 北京: 北京航空航天大学出版社, 1988.
- [6] 夏雪渝, 邓学鳌. 工程分离流动力学, 北京: 北京航空航天大学出版社, 1991.