双三角翼大迎角翼面压强分布与涡态相关分析[1)]

冯亚南 郑 波 权少平
(北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系)

摘 要 将双三角翼翼面测压试验结果与空间涡态观察测量结果进行了定性的相关对比分析, 分析表明: 垂直于双三角翼翼面的典型横截面上展向压强系数 C_p 分布与空间涡态有明显的对应关系, C_p 分布的峰值数目反映了双三角翼的双涡态和单涡态, C_p 峰值随 α 变化反映了涡强随 α 的变化, C_p 峰值所在展向位置反映着涡核的展向位置, C_p 峰形的平坦反映了涡的破裂.

关键词 分离流动; S 形前缘翼; 涡旋流动; 大迎角
分类号 O 354.1; V 211.18

文献[1]的研究成果已经对三角翼气动设计提供了一套完整的实用工具性资料. 双三角翼流动机理研究起步晚些, 其研究成果尚未成熟到如此程度, 定态流动的研究仍处于热点之中. 本课题组自 1992 年以来对双三角翼进行了 3 期试验研究, 包括水洞涡态观察, 风洞空间流场测量、模型测力和测压, 所发表的前 2 期试验结果见文献[2]至[4]. 第 3 期试验主要进行了详细的翼面测压, 并对前两期测压试验做了必要的重复, 以便澄清研究中存在的问题, 第 3 期试验迎角扩大至 38° 并增加了带侧滑角 β= 2° 的试验. 将测压与涡态观察测量结果进行对比分析是本文的论述目的.

1 试验设备和模型

第 3 期试验是在北京航空航天大学 D-1 风洞中进行的, 试验雷诺数(以机翼根弦作参考)为 6×10^5, 试验模型为两组平板双三角翼, 其内翼后掠角均为 75°, 前缘两面削尖, 外翼后掠角一组是 45°, 另一组是 60°, 前缘由可折装的尖缘板条和圆缘板条 2 组计 4 个板条构成, 内、外翼折点位于根弦弦长 C_r 之半 $C_r/2$ 处. 模型表面自顶点向后缘开有 10 排 120 多个测压孔, 用以测量静压, 测量结果给出各截面上翼面展向压强系数 C_p 分布. 试验迎角 10°~ 38°、侧滑角 0° 和 2°.

2 试验结果分析

图 1 给出 75°/45° 双三角翼内、外翼涡破裂随 α 的发展观测结果, 以供与 C_p 分布进行对比分析. 图 2 给出该机翼在各 α 下 $x/C_r=0.625$ 截面上 C_p 沿半翼展分布(x 为自顶点向后计量的坐标, C_r 为翼根弦长, s 为半展长, y 坐标是垂直 x 轴沿右半翼展方向). 从图 1 知 α= 25° 时外翼涡的破裂位置在 0.70~ 0.75 截面上, 内翼涡破裂位于 0.70~ 0.75 截面时所对应迎角为 α= 34°, 这种涡态发展反映在 $x/C_r=0.625$ 截面上, C_p 分布随 α 的发展有着对应关系. 首先 α< 25° 时, 由 C_p 分布的双峰态可看出它对应内、外翼的双集中涡涡态, 且由 α= 15° 增加到 20° 时 $|C_p|$ 峰值增加, 这表明涡强在增加, α 再加大时, $|C_p|$ 峰值则下降, 这显然是受到位于其后截面的涡破裂影响所致. α> 26° 时 C_p 分布呈单峰态, 这恰好与此截面上的外翼涡完全破裂只存在内翼涡相呼应, α= 26° 时, 外翼尖前缘时外翼 $|C_p|$ 峰值明显下降, 峰形拉平, 而外翼圆前缘时下降程度要小些直至 α= 28° 峰形平直, 这一现象反映了外翼涡的破裂, 也反映出

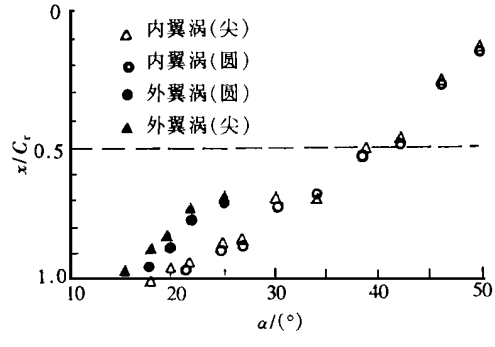


图 1 75°/45° 双三角翼内外翼涡破裂位置随迎角的变化

收稿日期: 1996-12-09 第一作者 女 62 岁 教授 100083 北京
1) 航空科学基金资助项目

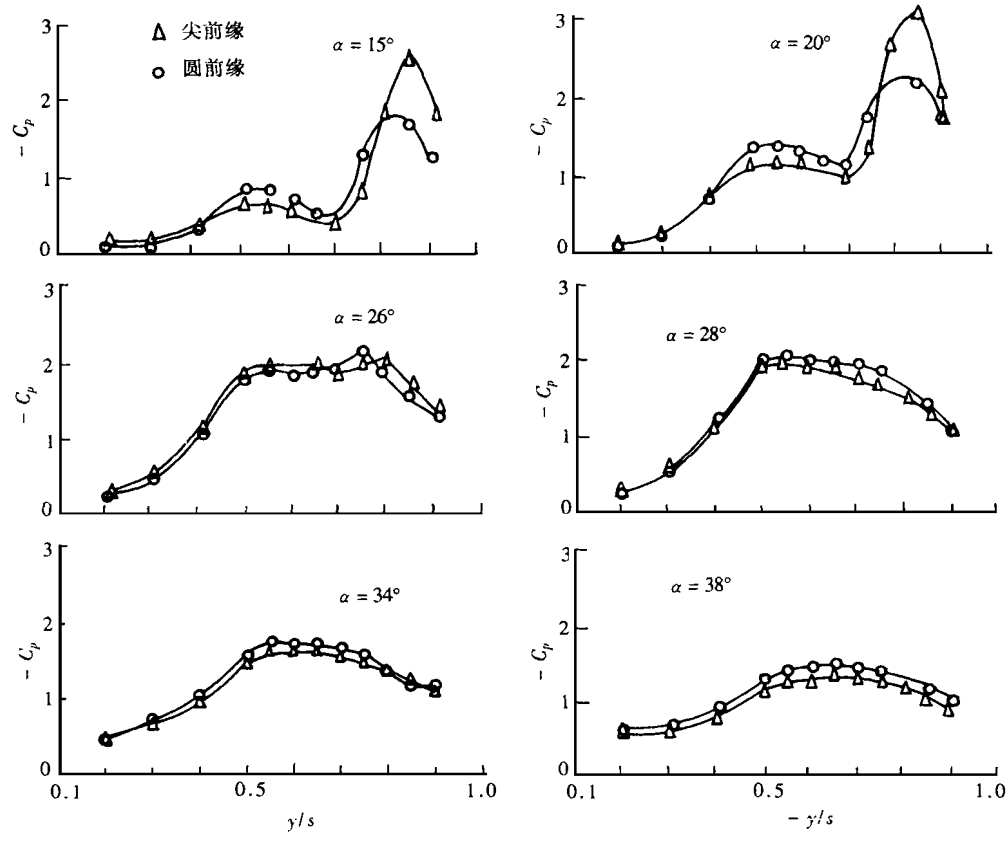


图 2 75°/45°双三角翼 x/C_r= 0.625 截面上翼面展向 C_p 分布(β= 0°)

外翼前缘钝化使涡破裂推迟的影响. 由 α= 34°的 C_p 分布可见, 内翼涡的| C_p |峰值下降、峰形拉平, 这与图 1 所示的迎角下内翼涡破裂已接近此截面是相对应的, α= 38°时此截面上内翼涡完全破裂, C_p 分布峰形较 34°时更为平直. 比较图中 α = 28°~ 38°的 C_p 分布还可看出, 当外翼涡完全破裂时, 外翼前缘钝化使| C_p | 提高. 这可从文献[4]对空间流场测量结果获得解释, 文献[4]指出外翼前缘钝化使内翼涡向外下方靠拢, 亦即圆前缘较尖前缘更靠近翼面一些.

图 3 给出 75°/45°机翼在侧滑角 β= 2°下 0.625截面上左、右两半翼 C_p 展向分布. α≤24°时 C_p 分布均为双峰态, 且当 α< 24°时右半翼外翼| C_p |峰值高于左半翼的外翼| C_p |峰值, 这是因 β 的存在使右半翼有效后掠角比左半翼小, 以导致右半翼涡强要高些, 当 α= 24°时可见, 右半翼外翼| C_p |峰值较 α= 18°大为减少, 这正反映右半翼外翼涡破裂位置已近 0.625 截面, 而 α= 26°时右半翼外翼涡完全破裂, C_p 分布已呈现单峰态, 而此 α 下左半翼 C_p 分布却仍呈双峰态, 但较 α= 24°时外翼| C_p |峰值减少. α= 28°时左半翼外翼涡破裂才到达此截面. α ≥26°时左半翼| C_p |峰值明显大于右半翼, 这是由于右半翼受紧靠其后截面上内翼涡破裂影响要大些. α= 34°时右半翼的内翼涡破裂已达此截面, C_p 分布则近于平直, 而左半翼却在 α= 38°时 C_p 分布峰形才拉平. 图 3 表明 β 的存在与 β= 0°相比, 右半翼内、外翼涡破裂提早, 左半翼的内、外翼涡破裂推迟. 外翼前缘钝化影响则与 β= 0°时类同.

图 4 给出 75°/60°双三角翼 β= 0°, x/C_r= 0.625截面几个典型 α 下的C_p 展向分布, α= 10°, C_p 呈双峰态, 它表征了内外翼双集中涡的存在; α= 20°时, C_p 呈单峰态分布, 此时正表征了内、外翼合并涡态, 这与文献[4]截面流场测量是一致的. 文献[2]图 2 指出: 合并涡破裂到达该截面时的迎角为 34°~ 36°(尖前缘破裂早于圆前缘, 文献[2]图中 x_b 是自后缘向前计量), 这一现象反映在 α= 30°时| C_p |峰值较 α= 28°时已经下降, 且外翼圆前缘| C_p |高于尖前缘| C_p |. α= 36°时 C_p 分布峰形平直, 合并涡已在该截面处破裂. 比较图 2 和图 4 中, α= 20°和 28°两组双三角翼 C_p 分布可见, 75°/60°机翼的 α= 20°时, | C_p |峰值及其展向位置界于 75°/45°的内、外翼| C_p |峰值和展向位置之间, 而α= 28°时, 75°/60°机翼的| C_p |峰值高于

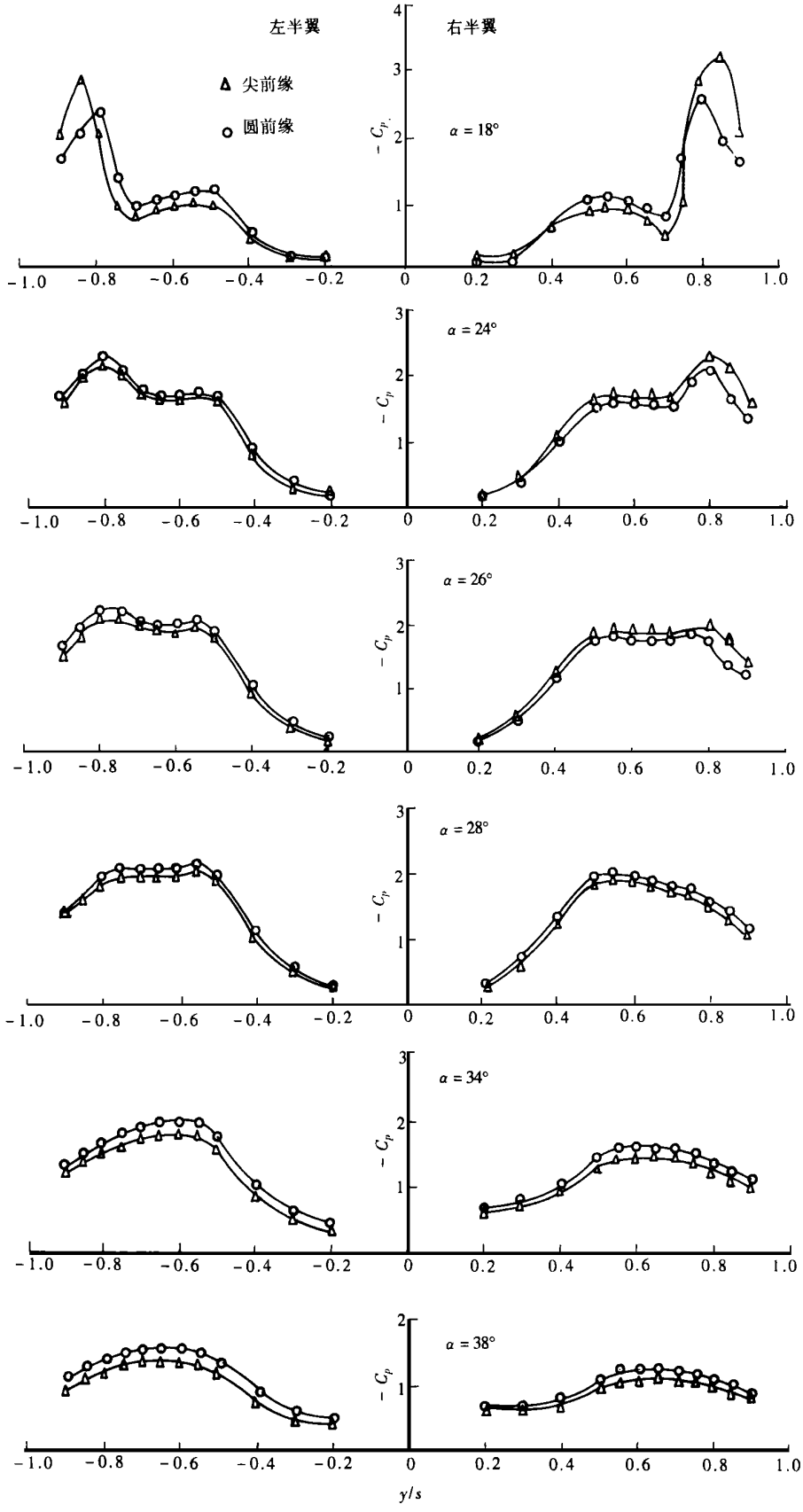


图 3　75°/45° 双三角翼 $x/C_r = 0.625$ 截面上翼面展向 C_p 分布($\beta = 2°$)

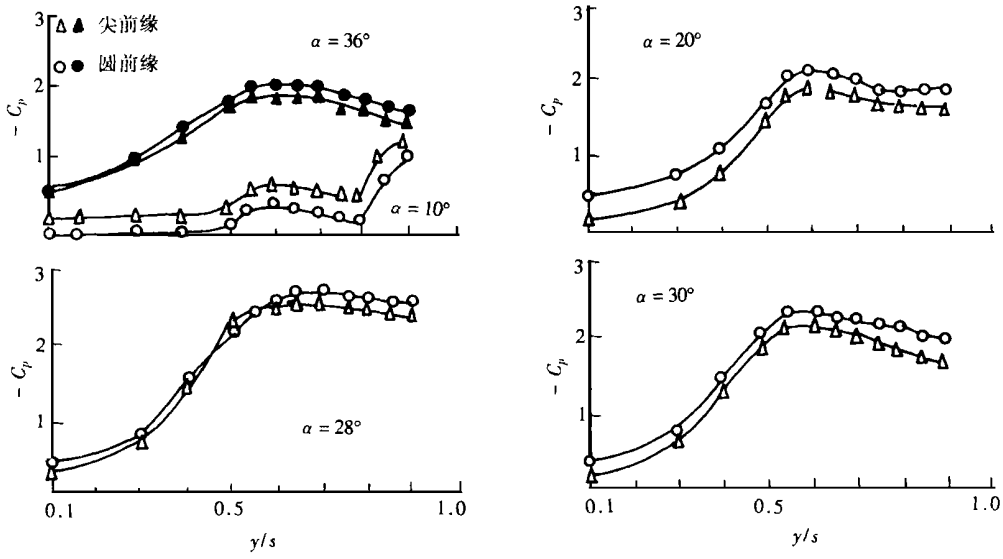


图4 75°/60°双三角翼 $x/C_r=0.625$ 截面上翼面展向 C_p 分布($\beta=0°$)

75°/45°机翼, 其展向位置也较之靠外, 显然这是内、外翼涡合并影响, 75°/45°机翼在此α下, 外翼涡却已经完全破裂.

3 结 论

1) C_p 分布的单、双峰态反映着双三角翼的单或双涡系的两种不同涡态. 2) C_p 峰值的展向位置与涡核的展向位置相对应. 3) C_p 峰值随α的变化反映着涡强随α的变化, $|C_p|$ 峰值随α的突降反映着涡破裂影响, C_p 峰形平直反映着涡的破裂. 4) 双三角翼外翼前缘钝化使双涡系外翼涡或单涡系的合并涡推迟破裂, β的存在使右半翼涡提早破裂, 左半翼涡推迟破裂, 这些在 C_p 分布的峰值突降上也有相应体现.

参 考 文 献

1 Kulfan R M. Wing geomety on leading edge vortices. AIAA Paper 1979, 79-1872
2 冯亚南, 刘日之, 邢玉山. 双三角翼外翼前缘钝度对气动特性的影响. 北京航空航天大学学报, 1993, (1): 57~62
3 冯亚南, 吴 成, 熊善文, 等. 75°/45°双三角翼外翼前缘形状对大迎角分离流特性影响. 空气动力学学报, 1994, 12(3): 301~306
4 冯亚南, 吴 成, 熊善文. 两种典型双三角翼外翼前缘钝化对涡流特性的影响. 北京航空航天大学学报, 1997, 23(3): 341~345

Correlative Analysis between Pressure Distributions and Vortex Pattern of Double-Delta Wings at High Angles of Attack

Feng Yanan Zheng Bo Quan Shaoping
(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Dept. of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics)

Abstract The pressure distributions on two models of double-delta wing were measured in the low speed wind tunnel in BUAA. They are 75°/45° and 75°/60° double-delta wings with sharp or round outboard leading-edge. The analysis indicates that two peaks of the pressure distributions on some typical cross sections of the double-delta wing characterize the double vortices while the one peak of those characterize the single or merged vortex patterns. The position of the vortex core can be marked by the location of the spanwise pressure peak. The vortex breakdown can be displayed by the decrease of the pressure peak and flat pressure distribution with increasing angle of attack. The outboard leading-edge of the double-delta wing being blunted causes inboard and outboard vortices close each other and stronger interaction. The pressure distributions and vortex breakdown positions will be unsymmetric about the centreline of the wing due to a side slip. All of the unsymmetric vortex flow characteristics that can be found on the correlative pressure distributions.

Key words separated flow; double delta wings; vortex flow; high angle of attack