

文章编号: 1672-9897(2005)03-0051-07

双立尾和三角翼之间的气动干扰实验研究

高杰, 张明禄, 吕志咏

(北京航空航天大学流体力学研究所, 北京 100083)

摘要:在北航的风洞和水洞中进行了关于双立尾与三角翼组合外形的气动特性实验研究, 研究了不同位置的立尾与三角翼的干扰机理。实验选取4个不同后掠角三角翼、每个三角翼设置6种立尾位置, 研究这些参数对三角翼气动特性的影响。基于实验结果的分析 and 比较, 提出了气动干扰的机理, 比较了立尾的展向和弦向位置的干扰特性, 以及三角翼和立尾特性间的干扰, 最后给出了最优的立尾位置。

关键词:三角翼; 立尾; 涡破裂; 气动特性

中图分类号: V211.74; TV131.2

文献标识码: A

Investigation of aerodynamic interference between delta wings and twin fins

GAO Jie, ZHANG Ming-lu, LU Zhi-yong

(The Institute of Fluid Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Experiments on aerodynamic characteristics of delta wings with twin fins were carried out in the wind tunnel and the water tunnel in Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA). The research was to examine the mechanisms of vortex-fin interaction. 4 sweep delta wings and 6 fin positions were chosen to investigate the effect of these parameters on the aerodynamic characteristics of the configurations with delta-twin fins. Based on analysis and comparison of the results, the aerodynamic interaction mechanism is presented, the vortex-fin interaction characteristics between chordwise and spanwise fins positions are compared, and the vortex-fin interaction characteristics of the twin-fin configuration is presented. Finally, the optimum position of twin fins is given in this paper.

Key words: delta wing; vertical tail; vortex breakdown; aerodynamic characteristics

0 引言

现代和未来高性能战斗机要求具有在大迎角下的机动性和敏捷性。目前战斗机已达到飞行迎角从 $25^\circ \sim 35^\circ$ 间的机动操纵能力, 有一些机动在迎角 60° 甚至更高时完成。此种飞机很大程度上是由前缘涡的流场控制的, 涡是在具有大后掠角的机翼上产生的。这种布局的飞机在大迎角下的过失速机动飞行, 常常伴随着高度非线性的气动特性。对于具有良好飞行

品质的飞机来说, 立尾可以提供好的横航向稳定性, 而涡流特别是破裂涡流的干扰不管是对于单立尾还是双立尾飞机的纵向和横向特性都会造成一定干扰, 严重情况下可能使飞机丧失稳定性, 造成飞机坠毁事故。

在研究过程中选取了4个不同后掠角三角翼与6种位置不同的立尾组合而成的24种双立尾三角翼布局进行了水洞流动显示和风洞测力实验, 并对这些三角翼—立尾布局的纵向和横航向特性进行了分析

• 收稿日期: 2004-10-08; 修订日期: 2004-11-09

基金项目: 自然科学基金(10272014); 航空基金(01A51041)

作者简介: 高杰(1981-), 女, 河南省郑州市人, 硕士生, 研究方向: 三角翼同双立尾的干扰及立尾抖振研究。

和比较,得到了立尾对三角翼静态气动特性的影响,给出最佳的立尾位置。

1 设备及模型

1.1 实验设备

流动显示实验在北航 600mm × 600mm 水槽中进行,水流速度在 6~8cm/s 之间,基于机翼根弦长的实验雷诺数 $Re = 8 \times 10^3 \sim 1 \times 10^4$ 。流动显示实验使用墨水作为显示剂,利用 CCD 摄像头及图像采集系统获得涡核破裂连续变化的图像,图像采集速度 24 帧/s。

风洞实验是在北航 D-1 开口回流式风洞中进行的,风洞试验段截面为椭圆形,长轴为 1.02m,短轴为 0.76m,风速在 15~17m/s 之间,基于根弦长的实验雷诺数 $Re = 2 \times 10^5 \sim 4 \times 10^5$ 。利用六分量内式应变天平测力。

1.2 实验设备

风洞实验中选取前缘后掠角分别为 50°、65°、70°、75° 的 4 个翼面积 (0.29m²) 相等的三角翼模型 (图 1 (a)~(d)),模型由厚 10mm 的玻璃钢制造,模型上表面为平面,下表面的前缘有 45° 的倒角,为了避免对涡流场的影响,支架采用了下表面支撑方式。

立尾选取前缘后掠角 37°、厚 6mm 的玻璃钢材质模型,立尾前缘和尾缘有 45° 的倒角 (e),立尾与三角翼通过滑道连接, (f) 是连接侧面图。实验立尾位置选取了 6 种,在图 1(a) 和 (f) 中分别标出了 65° 后掠翼的 6 个位置参数示意图:展向的坐标有 A、B、C 三种选择,弦向选取了 1、2 两个位置,展向与弦向组合为 6 个立尾位置。

模型外形示意图如图 1。

2 实验结果及讨论

2.1 双立尾对三角翼纵向特性的影响

对于大后掠三角翼来说,产生的升力除了位流升力以外,还有涡流升力。流动显示 (图 2~3) 实验观察到:在一定迎角下,从三角翼面两侧前缘卷起两个旋转方向相反的前缘涡,涡核中时间平均的弦向速度近似是轴对称的,它的最大速度可以达到自由来流速度的 2~3 倍。前缘涡对周围流场产生很大的诱导速度^[1],这些将在三角翼上产生额外的升力,即涡流升力。

万方数据

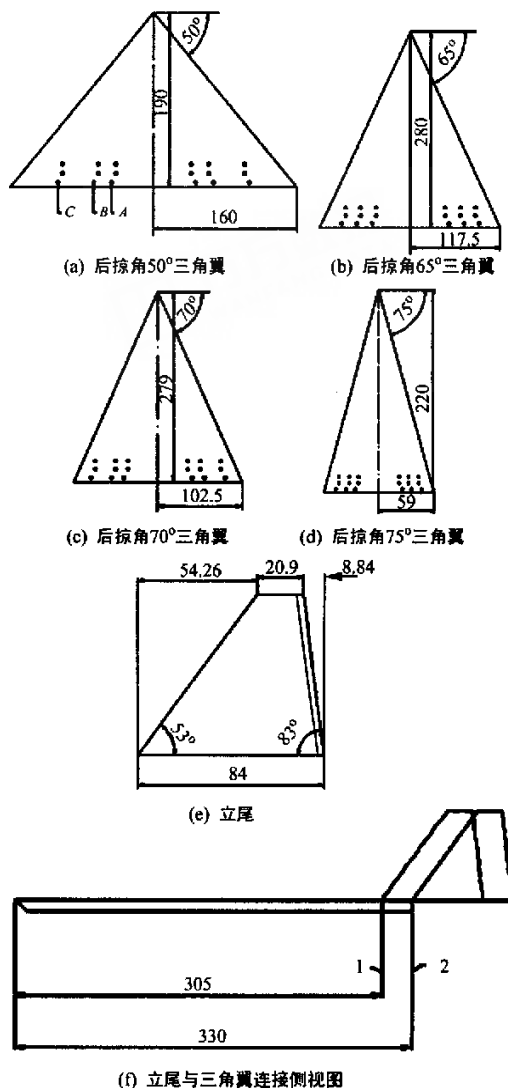


图 1 模型示意图(单位:mm)

Fig.1 Sketch of model(unit:mm)

Wentz^[2]在 F/A-18 飞机模型上进行了去掉立尾的实验,发现对前缘涡影响很小,他归结为立尾厚度比较小,产生的逆压梯度不足以影响前缘涡的破裂。而与此观点不同的是 Erickson's^[3]和 B.H.K.Lee^[4]等人认为立尾影响涡的稳定性,立尾位置布置得不合适将影响最大升力及纵向-横向稳定性。笔者进行的流态实验发现:立尾的位置并不影响前缘涡上游的轨迹,这与文献[5]的结论是一致的。立尾的位置影响的是前缘涡的破裂位置,立尾将使得涡核破裂位置提前。图 2 中显示不带立尾的 70°后掠三角翼的涡在迎角 20°并没有破裂,而配有立尾的 70°后掠三角翼组合体在 20°的时候就已经破裂了;不同的立尾位置破裂

情况不同,靠近涡核位置的立尾使得涡先破,离涡核越远破裂的迎角越大,图3给出15°迎角C-1和B-1位置流动图,B-1的位置刚好处在两条涡核尾迹上,涡此时就已经破裂了,而离涡核最远的位置C-1涡还没有破裂,从统计流动显示图片中得到70°后掠三角翼涡核的位置沿展向介于A和B之间,而靠近B位置。

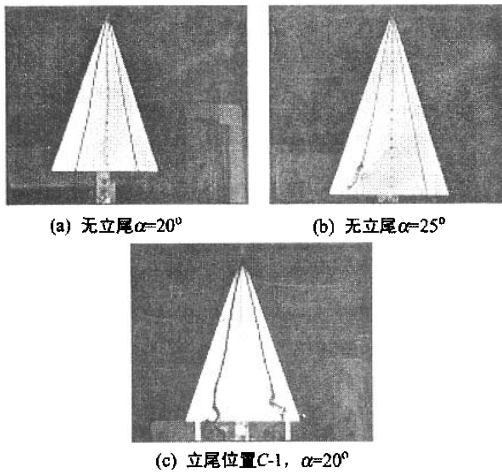


图2 有、无立尾三角翼流动显示图

Fig.2 Flow visualization for fins off and fins on

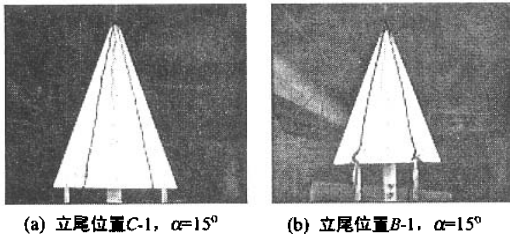


图3 不同立尾位置三角翼流动显示图

Fig.3 Flow visualization of two fin positions

由于立尾的作用而使前缘涡提前破裂,对升力产生了一定影响。图3~4给出了70°后掠三角翼不同的立尾位置对升力系数 C_L 的影响:有立尾三角翼产生的 C_L 都小于无立尾情况,带立尾的三角翼产生的最大 C_L 大约1.0,而无立尾的情况最大 C_L 超过了1.1。图4给出弦向立尾位置相同,不同展向立尾位置对 C_L 的影响,同时与无立尾时的 C_L 相比较:靠近前缘涡的A、B位置处立尾作用下得到的 C_L 小于远离前缘涡的C位置的 C_L ,图5则是展向立尾位置相同(B位置),不同弦向立尾位置得到的 C_L 曲线图。比较这两幅图发现立尾位置的展向变化对升力的影响大于沿弦向变化的影响。

万方数据

对于以上现象解释有如下原因:立尾的存在相当于在三角翼流场中增加了一个逆压梯度,由于逆压梯度的影响,加快了涡的破裂;靠近涡核处的立尾对涡核的影响严重,涡就容易破裂,反之就小。已经得到70°后掠三角翼涡核的位置沿展向介于A和B之间,靠近B位置,所以B位置 C_L 减小得最多,避开涡核的C位置减小最少。弦向位置改变也有影响,可能是实验选取的立尾位置间隔比较小,影响不是很明显。不过也可以大致看出靠近尾缘逆压梯度大,升力减小得更多一些,结果与理论分析是吻合的。表1还给出了所有立尾位置出现破裂所对应的迎角,可以进一步验证分析结论。50°、65°、75°后掠三角翼与70°升力曲线的趋势一致,以上结论同样适合这三个三角翼。

表1 不同立尾位置涡破裂点对应的迎角

Table 1 Angle of attack of vortex breakdown at 6 fin positions

展向 弦向	A 位置	B 位置	C 位置
1 位置	15°	10°	20°
2 位置	20°	15°	20°

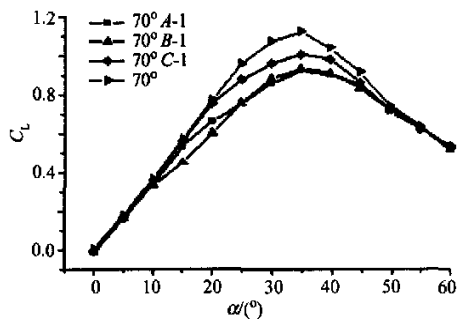


图4 展向位置不同的立尾对升力系数的影响

Fig.4 Effect of spanwise fin's position on lift curves

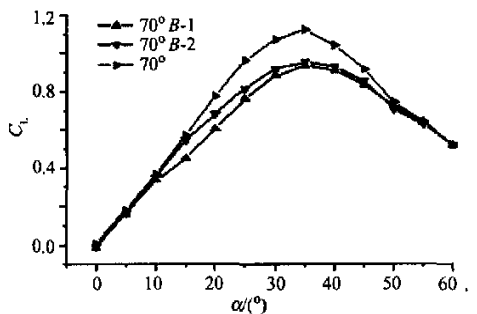


图5 弦向位置不同的立尾对升力系数的影响

Fig.5 Effect of chordwise fin's position on lift curves

通过对4个后掠翼 C_L 曲线图(6~9)进行比较得出:后掠角越大,无立尾三角翼的最大升力越大,立尾干扰所致的 C_L 量越大。4个后掠翼中,75°三角翼的 C_L 减小最多,最大值由1.1减小到0.9,而50°后掠角时立尾对 C_L 的影响很小,在C位置处 C_L 几乎没有减小。原因是后掠角越大,涡破裂开始出现所对应的迎角越大,从而失速迎角也越大,涡升力随着迎角的增加而增加,70°、75°后掠翼失速迎角达到35°,而50°后掠翼15°涡就完全破裂了,因此70°、75°后掠翼产生的涡升力最大。正是由于后掠角越大,涡也就越大,所以立尾的影响会更显著,升力也就减小得越多。表2中将4个三角翼的几个参数进行了对比。

由于距离涡核最近的立尾对涡破裂影响最大,而后掠角不同卷起的两个涡核的夹角是不同的,因此使得 C_L 减小得最大所对应的立尾位置不同:50°、75°后掠三角翼立尾的位置为A-1,65°后掠为A-1与B-1(可能涡核位置介于它们之间),70°后掠为B-1。对于这4个三角翼来说,C-2的位置离涡核都是最远的,所以C-2位置 C_L 减小得最少。

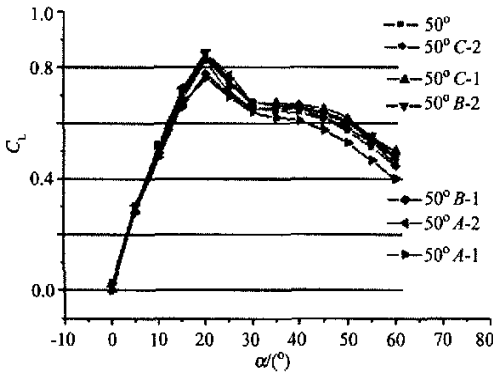


图6 50°后掠三角翼升力曲线

Fig.6 Lift curves for 50° delta wing

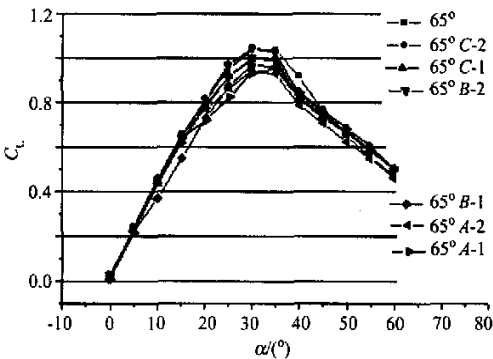


图7 65°后掠三角翼升力曲线

Fig.7 Lift curves for 65° delta wing

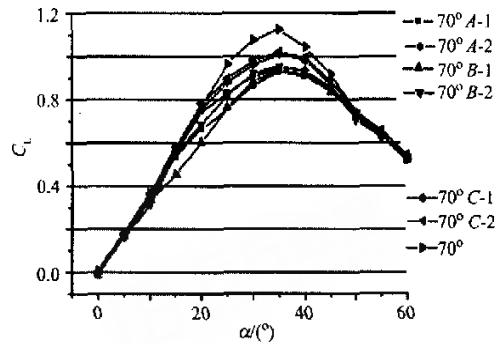


图8 70°后掠三角翼升力曲线

Fig.8 Lift curves for 70° delta wing

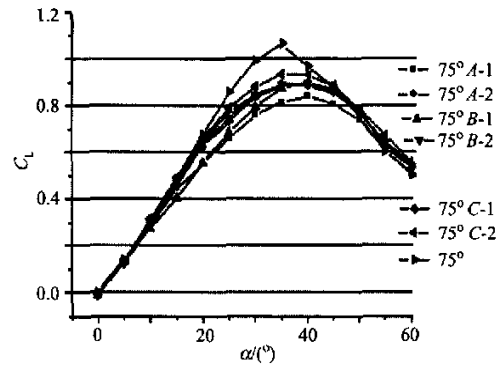


图9 75°后掠三角翼升力曲线

Fig.9 Lift curves for 75° delta wing

表2 不同后掠角的参数比较

Table 2 Aerodynamic parameters for 4 sweep delta wings

后掠	50°	65°	70°	75°
最大 C_L	0.85	1.04	1.1	1.1
带立尾最大 C_L	0.85	1.04	1.0	0.9
失速迎角	20°	30°	35°	35°

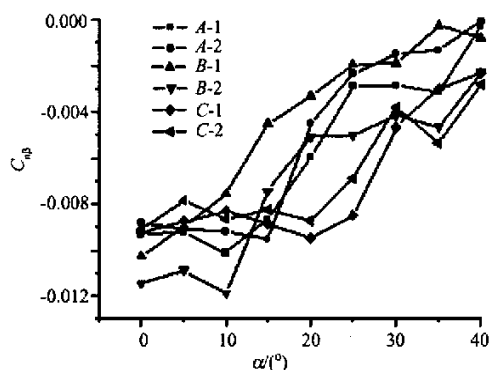
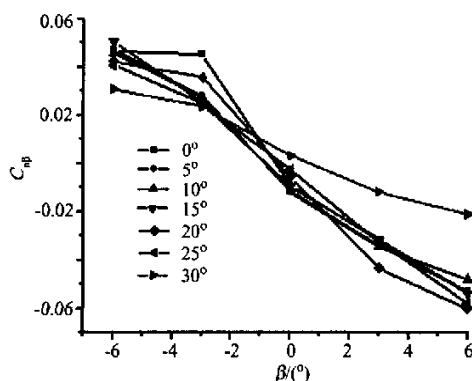
2.2 双立尾对三角翼横航向静稳定特性的影响

2.2.1 双立尾对航向静稳定导数 $C_{y\beta}$ 值的影响

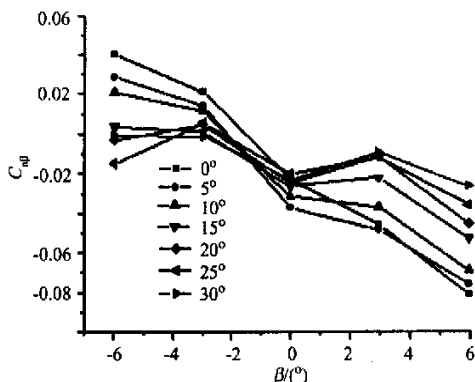
对双立尾三角翼来说,在立尾上产生的侧力以及立尾和机翼的摩擦和压差阻力在侧滑时都可以产生偏航力矩。由于翼面阻力不对称的差值较小,所以立尾是产生航向力矩的主要部件。

前文已经提到不同的立尾位置,会影响机翼产生的前缘涡,前缘涡的作用引起翼面上的压强分布变化,这又反过来影响立尾的流场品质,从而影响飞机的航向稳定性^[6],适当地确定立尾位置,避开迎风侧涡对迎风侧立尾的影响,能够增大航向稳定性。

图 10 给出了 70° 后掠三角翼所有立尾位置处的 $C_{n\beta}$ (重心位置为从顶点算起的弦长的 $2/3$ 处) $\sim \alpha$ 曲线。 $C_{n\beta} < 0$ 时, 三角翼航向是静稳定的, 绝对值越大, $C_{n\beta}$ 稳定度越好, 从图中可以看出在小 α 下, B-2 位置的 $C_{n\beta}$ 值最小, 其他位置 $C_{n\beta}$ 值相差不大; α 在 $0^\circ \sim 30^\circ$ 范围内, C-1 位置 $C_{n\beta}$ 值最小, 其次是 C-2 位置, B-1 位置最差; 由于迎角 $\alpha > 40^\circ$ 以后, 所有的立尾位置处的 $C_{n\beta}$ 都变得不稳定, 所以只给出了迎角 α 从 $0^\circ \sim 40^\circ$ 的 $C_{n\beta}$ 值。目前战斗机要求 α 达到从 $25^\circ \sim 35^\circ$ 的大迎角机动操纵能力^[5], 因此可以看到在这段迎角范围内, C-1 位置航向稳定性最好, B-1 位置则最差。图 11, 12 是立尾分别在 C-1 和 B-1 处的 $C_{n\beta}$ 在 $0^\circ \sim 30^\circ$ 下的曲线。可以看到立尾在 C-1 处, $C_{n\beta}$ 曲线的线性度在很大的 α 范围内都保持得很好, 而 B-1 处线性度较差, 大迎角时甚至不稳定, 这进一步说明 C-1 位置立尾工作条件最好。

图 10 不同立尾位置处 $C_{n\beta} \sim \alpha$ 曲线Fig. 10 $C_{n\beta} \sim \alpha$ curves for 6 fin positions图 11 C-1 位置处 $0^\circ \sim 30^\circ$ 迎角下的 $C_{n\beta} \sim \beta$ Fig. 11 $C_{n\beta} \sim \beta$ curves for $0^\circ < \alpha < 30^\circ$

立尾位置 C-1 处工作条件最好, 有以下原因: 在大迎角 ($\alpha > 40^\circ$) 下, 翼面上前缘涡破裂点已到翼面顶端附近, 气流完全分离, 立尾处在尾流区, 其效率损失殆尽, 所以所有立尾位置产生的 $C_{n\beta}$ 值在 β 为 0° 附近都不很稳定; 而 α 在 $15^\circ \sim 30^\circ$ 范围内, 一方面 C 位置立尾避开了涡核, 使得涡破裂得最慢, 前缘涡比较稳定地以一定的走向往下游运动, 这使得立尾的流场品质比较好; 另一方面 C 位置的立尾之间的距离较大, 机翼产生的涡沿展向始终在立尾之间, 相对位置变化不大, 这些都使得 $C_{n\beta}$ 比较稳定。而 A、B 位置立尾处, 因为相反的原因, 涡的走向可能从立尾的一侧变到另一侧, 从而使得侧力的大小、方向变化, 造成三角翼的航向稳定性没有 C 位置好。图 10 中 C 位置处的 $C_{n\beta}$ 值最小, 是前缘涡与立尾相互作用的结果, 其中涡的具体作用的机理则需要通过测得立尾上的压强分布作进一步深入研究。

图 12 B-1 位置处 $0^\circ \sim 30^\circ$ 迎角下的 $C_{n\beta} \sim \beta$ Fig. 12 $C_{n\beta} \sim \beta$ curves for $0^\circ < \alpha < 30^\circ$

50° 、 65° 、 75° 后掠三角翼与 70° 航向稳定性分析结果一致, 以上结论同样适合这三个后掠翼。图 13 给出了 65° 后掠三角翼的曲线, 由于沿弦向的不同立尾位置对 $C_{n\beta}$ 影响不明显, 因此该图只给出沿展向的三个典型立尾位置的 $C_{n\beta}$ 曲线, 同时该图更清晰地得出 C-1 位置最优。

2.2.2 双立尾对横向静稳定导数 $C_{l\beta}$ 值的影响

大迎角下侧滑时, 从机翼前缘卷起的前缘涡的位置和强度不再对称, 发生非对称破裂, 这将引起机翼滚转稳定性的非线性变化。滚转力矩也由两部分组成: 机翼的不对称升力对对称轴取矩得到 C_l ; 同时立尾有一定高度, 立尾上的侧力 C_e 沿也可以产生一定的 C_l 。不对称升力是产生 C_l 的主要部分, 而翼面上

的升力分布由于受到立尾的影响,也将引起 $C_{l\beta}$ 的变化,同样存在最优的立尾位置。

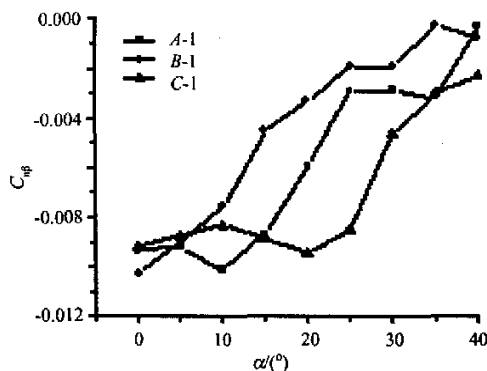


图 13 65°后掠三角翼展向位置不同的立尾处 $C_{l\beta}$ - α 曲线

Fig. 13 $C_{l\beta}$ - α curves at 3 spanwise fins positions for 65° delta wings

图 14 给出了 70°后掠三角翼所有立尾位置处的 $C_{l\beta}$ - α 曲线,图中 α 在 0°~60°范围内 $C_{l\beta}$ 都是稳定的。在 α 为 0°时,虽然翼面上还没有产生升力,但是由于侧滑的作用,立尾上会有 C_e 产生,所以 α 为 0°时 $C_{l\beta}$ 并不为 0,而是有一个小的负的稳定初值;在小迎角下,机翼上产生的不对称升力对 $C_{l\beta}$ 起主要作用,立尾上由侧力产生的 $C_{l\beta}$ 占很小一部分,同时在小迎角下涡还没有形成,翼面上产生的升力不受立尾影响,所以图中 $\alpha < 10^\circ$ 时,所有立尾位置的 $C_{l\beta}$ 值几乎相同,只是 B-1 位置的 $C_{l\beta}$ 绝对值在 $\alpha = 10^\circ$ 时相对于其他位置小很多,这是由于在 α 为 10°附近 70°后掠三角翼翼面上就已经产生前缘涡了,而 B-1 位置刚好在涡轴轴线方向,所以只要前缘涡一产生,此位置处涡就破裂,这样对翼面上的升力产生了明显的影响,因此 $C_{l\beta}$ 绝对值相对小很多;迎角继续增大,涡的强度增加,受到立尾的影响开始变大,在 $\alpha < 20^\circ$ 、有侧滑时,没有立尾情况下,一方面迎风侧的机翼涡先破裂,随迎角增加,破裂点前移,会产生不稳定的滚转力矩,另一方面在有侧滑时,迎风侧涡核的后掠角将随侧滑角增加而增加,背风侧的则减小,侧滑角的增加,意味着机翼迎风侧前缘的有效后掠角的减小,按 Erickson^[7]经验公式,涡核的有效后掠角也随之减小,由于涡核后掠角随机翼前缘后掠角线性减小的比例是 0.62,所以实际涡核的后掠角稍有增加,因此迎风侧的涡强要大于背风侧的涡强,产生稳定的滚转力矩,两方面综合起来,在这个迎角范围内产生的是稳定的滚转力矩,并且随迎角增加,稳定性增加,但只有 C

位置处的稳定性是继续增加的,其它位置处由于立尾的干扰作用,涡破裂的非对称性增加,稳定性都不同程度地降低;当 $\alpha > 20^\circ$ 以后,涡的破裂非对称程度加大,迎风侧涡的强度逐渐不能抵消涡破裂的作用,机翼的稳定性开始降低,同样由于 C 位置处涡破裂最慢,稳定性减小得最慢。而当 $\alpha > 45^\circ$ 后,翼面上涡完全破裂,各个位置处的 $C_{l\beta}$ 差别很小了。

50°、65°、75°后掠三角翼与 70°横向稳定性分析结果大部分是一致的,只是 50°、65°后掠翼 A 立尾位置在迎角 20°附近有点奇异:50°后掠翼在迎角 20°时,横向是不稳定的,在此迎角下 $C_{l\beta}$ 为零或正。65°后掠三角翼 A 位置虽然是稳定的,但在 20°迎角附近稳定性下降得比其它位置都严重。为什么会出现这种情况,由于其它位置的测值还是很合理的,而且 50°、65°后掠翼都出现这样的情况,所以应该不是实验操作的问题,而且整体比较这 4 个后掠角的曲线图(图 15),发现 A 位置的横向稳定性都最差,从整体趋势上还是

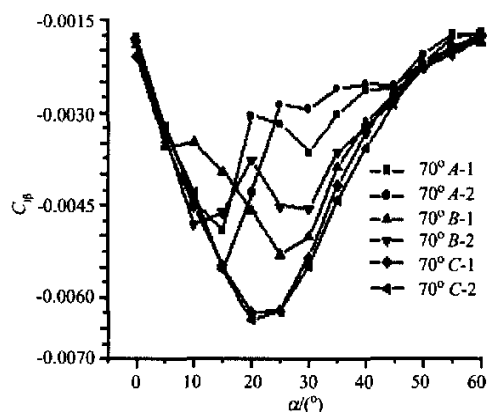
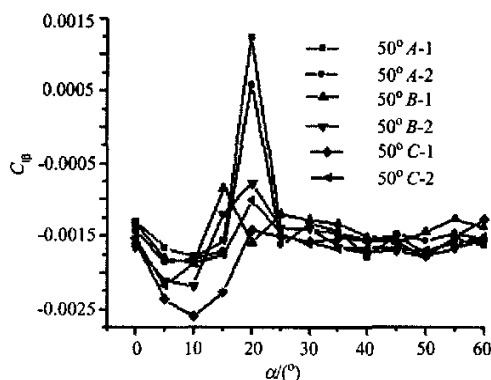
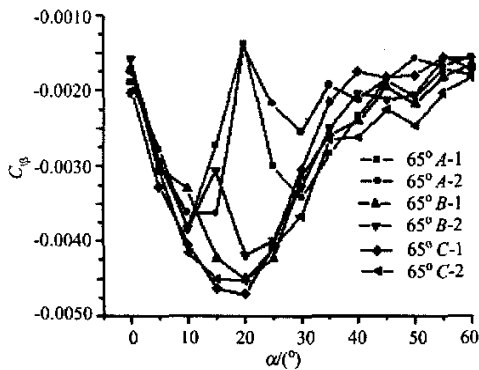


图 14 不同立尾位置处 $C_{l\beta}$ - α 曲线

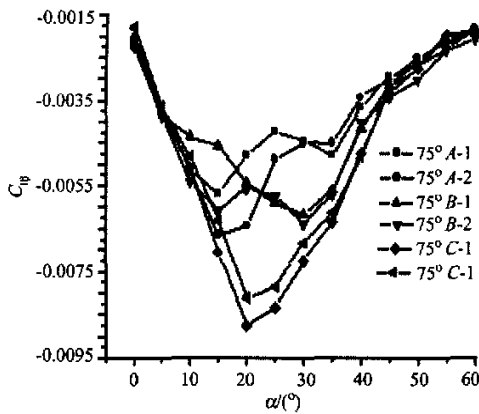
Fig. 14 $C_{l\beta}$ - α curves for 6 fin positions



(a) 50°不同立尾位置处 $C_{l\beta}$ - α 曲线



(b) 65°不同立尾位置处 C_L - α 曲线



(c) 75°不同立尾位置处 C_L - α 曲线

图 15 不同后掠角的 C_L - α 曲线

Fig. 15 C_L - α curves for 6 fin positions of 50°, 65°, 75° delta wings

正确的,只是具体值偏差有些大,要搞清楚原因,需要通过测得翼面上及立尾的压强分布和翼面的流态,进一步研究 A 位置作用的机理。

3 结 论

通过对不同立尾位置、不同后掠角的三角翼与双

立尾组合体的静态气动特性所进行的分析和讨论,得出如下结论:

(1) 立尾的作用使得三角翼前缘涡提前破裂,涡升力相对于无立尾三角翼减小;而靠近前缘涡核位置的立尾使得涡升力减小得最多;在笔者所描述的 4 个后掠双立尾三角翼中,发现后掠角越大,涡升力减小得越多;

(2) 避开前缘涡核的立尾位置,使得双立尾三角翼在一定迎角范围内(实验结果是 $0^\circ \sim 30^\circ$)是航向静稳定的;

(3) 避开前缘涡核的立尾位置,使得双立尾三角翼是横向稳定的;同时后掠角越大的三角翼,横向稳定性越好。

参考文献:

- [1] ISMET G. Review of unsteady vortex flows over delta wings [R]. Department of Mechanical Engineering, University of Bath, Bath BA2 7AY, United Kingdom.
- [2] WENTZ WH Jr. Vortex-fin interaction on a fighter aircraft [R]. AIAA 87-2474, AIAA 7th Lighter-Than-Air Technology Conference, Monterey, California, August 1987. p.392-9.
- [3] ERICKSON G E. Water tunnel flow visualization and tunnel visualization and wind tunnel data analysis of the F/A18 [R]. NASA CR-165859, May 1982.
- [4] LEE B H K. Vertical tail buffeting of fighter aircraft [J]. Progress in Aerospace Sciences 36(2000) 193-279.
- [5] ANTHONY E W. Experimental investigation of vortex-fin interaction [R]. AIAA-93-0050.
- [6] 刘谋诘,吕志咏等. 边条翼及旋涡分离流 [M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1988.
- [7] ERICKSON G E. Flow studies of slender wing vortices [R]. AIAA paper 80-1423, 1980.