

利用涡的有利干扰推迟翼涡破裂

冯亚南 夏雪滢 刘霄峰 刘日之

北京航空航天大学, 北京(邮政编码 100083)

摘要 本文通过测力和水槽流态观察试验研究了战斗机和导弹式的翼体组合体翼涡破裂的推迟措施。利用安置于机翼(弹翼)前方和机体两侧的大后掠、小面积的机体边条所产生的边条涡的有利干扰, 可以有效地推迟翼涡的破裂, 从而达到提高最大升力系数和临界迎角的目的, 试验表明, 安置在不同位置的机体边条均可不同程度地提高最大升力系数 C_{Lmax} , 在适当位置时, 可提高临界迎角 α_{kp} 达 $2^\circ \sim 3^\circ$ 。

关键词 大迎角, 分离流, 涡破裂, 流态显示, 测力试验。

符 号

C_L	升力系数	K	升阻比
C_{Lmax}	最大升力系数	α	迎角
$C_{m\alpha}$	俯仰力矩系数对 α 的导数	α_{kp}	临界迎角
C_D	阻力系数	$b-s$	机身边条
C_r	机翼根弦长(m)	$h-p$	上位置
C_m	俯仰力矩系数	$m-p$	中位置
\bar{x}_b	翼涡破裂位置的无量纲值, $\bar{x}_b = x_b/C_r$	$l-p$	下位置

引 言

为提高战斗机和战术弹的机动能力, 需要提高最大升力系数和临界迎角, 并且要求 $\alpha > \alpha_{kp}$ 时 C_L 随 α 和缓下降。飞行器 C_{Lmax} 和 α_{kp} 主要取决于机(弹)翼的贡献。对于大后掠尖前缘细长翼来说, 前缘分离涡的涡升力贡献占有重要比例, 前人进行的许多研究表明, 机翼前缘涡核破裂是导致升力损失的主要因素, 因而, 设法推迟翼涡破裂是一重要研究课题。本文利用试验手段研究飞行器上的机体边条对推迟翼涡破裂的有利干扰影响, 从而达到提高 C_{Lmax} 和 α_{kp} 的目的。

一、实验设备和模型

测力试验和流态观察试验分别在北京航空航天大学流体力学研究所的 D-1 风洞和方形截面水槽中进行。流态观察试验使用的模型为战斗机型的模型和导弹式十字翼身组合

体模型, 水洞试验设备的雷诺数为 $8.4 \times 10^4 (1/m)$, 试验段截面积为 $0.4m \times 0.4m$, 试验时水流速为 $0.1m/s$, 采用染色法显示涡态, 从俯视、侧视和截面三个角度进行了摄影记录。截面流态使用的片光源是由 $5W$ 激光器提供的, 俯视、侧视照片采用普通新闻灯作为光源。

D-1 风洞为椭圆形截面的试验段, 长轴为 $1.05m$, 短轴为 $0.75m$, 为开口试验段。风洞为回流式。试验时平均流速为 $23 \sim 25m/s$ 。试验雷诺数约为 $1.6 \times 10^6 (1/m)$ 。试验用六分量应变式尾支撑天平。天平安装在 α - β 机构上。为做大迎角试验, 利用 β 机构作为改变 α 来使用。本试验 α 从 $0^\circ \sim 50^\circ$, β 从 $-10^\circ \sim 10^\circ$ 。天平信号经通道放大器、采样保持器进入 AD 转换器。数据的采集和处理由 IBM 个人计算机完成。测量结果可当场绘制曲线并打印, 也可事后处理。

本试验中战斗机型的机体边条为一 76° 后掠角的三角形翼, 展长为外露机翼展长的 10.2% , 面积为外露翼面积的 2.2% , 在机身上的安装位置有上、中、下三处, 中位置即机身中心线高度, 上、下位置分别为机身中心线以上或以下的 33% 的半机身高度。三角形边条的后缘轴向位置恰位于机翼根弦前缘轴向位置处。战术弹式组合体模型所用的边条为一 68° 后掠角的三角翼, 其展长为弹翼外露展长的 15% , 面积为外露翼面积的 1.2% , 安装位置只有中位置, 其后缘恰位于弹翼根弦前缘处。

二、水洞流态观察结果

通过水洞流态观察, 记录了两个模型的翼涡核破裂位置随迎角变化并与加机体边条后的结果进行了比较, 见图 1 和图 2。图中 \bar{x}_b 自机翼后缘向前计量。由于左、右涡核破

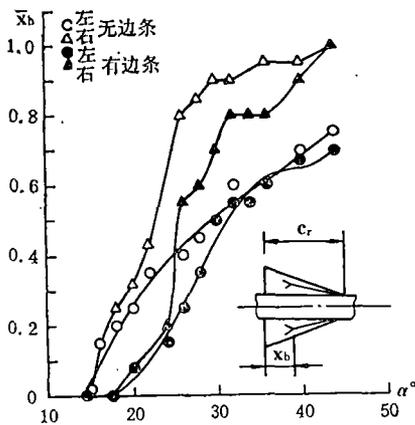


图 1 战斗机模型机体边条(下位置)对翼涡破裂的影响

Fig.1 The body-strake of fighter-type model effect on wing vortex bursting

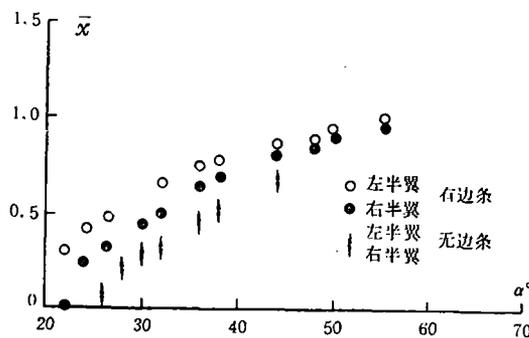


图 2 导弹式翼身组合体的机体边条对翼涡破裂的影响

Fig.2 The body-strake of missile-type wing-body combination model effect on wing vortex bursting

裂呈非对称、非定常变化, 故 \bar{x}_b 是左、右翼分别记录, 记录的数据基本上是一时均值。由图可见, 在试验迎角范围内, 添加机体边条后, 可使翼涡破裂位置推迟。图 3 给出无边

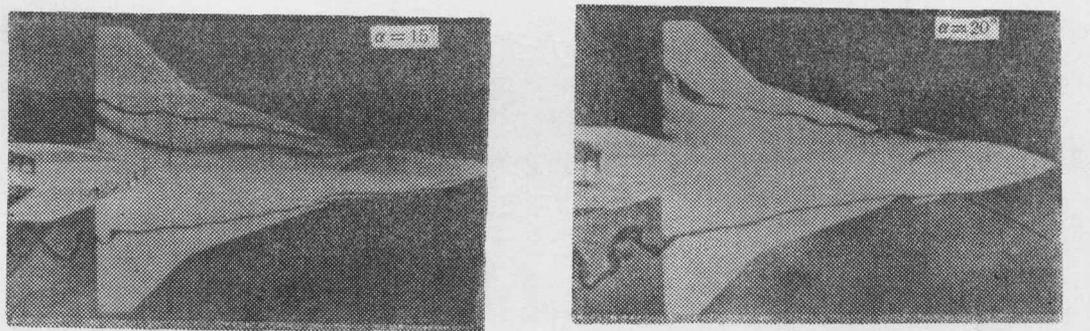
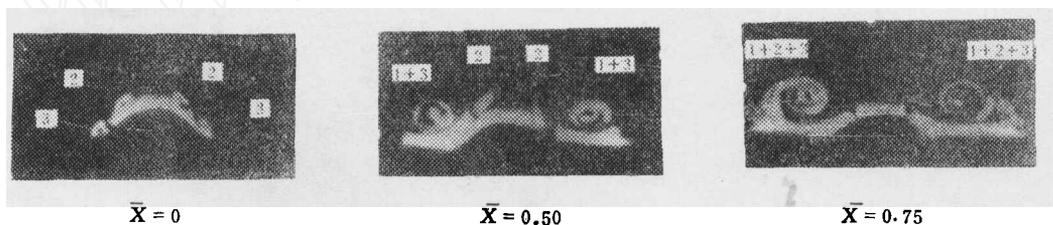


图 3 有、无机体边条时涡态比较

Fig.3 The comparison between vortex patterns of models with and without body-strake

条时 $\alpha=15^\circ$ 时的涡态和加边条后 $\alpha=20^\circ$ 时涡态比较, 比较表明: 由于边条的添加使翼涡初始破裂迎角(翼涡在机翼后缘破裂所对应的迎角)推迟了约 5° 。还观察比较了 $\alpha=28^\circ$ 时加边条与不加边条的涡态。比较表明: 添加边条使翼涡涡核破裂位置向后推迟了约 $(15\% \sim 25\%)C$ 。测力试验表明: $\alpha=28^\circ$ 正好是在基本模型(即不加机体边条)的 α_{k_p} 附近, 由此可推论, 添加边条能使 $C_{L_{max}}$ 增加, 测力试验将证实这一推论是正确的。对导弹式翼身组合体翼涡涡态观察也有类似结论。为了清楚地了解翼涡破裂位置推迟的机理, 进行了截面流态观察并作了照相记录, 如图 4 所示。图中给出了 $\alpha=20^\circ$ 时沿机

图 4 $\alpha=20^\circ$ 沿机翼弦向各截面的涡态Fig.4 The vortex patterns at different section along the chord of the wing, for $\alpha=20^\circ$

翼弦向三个截面的涡态照片。数字“1”代表翼涡, “2”代表体涡, “3”代表边条涡。在机翼根弦前缘处的截面上有一对位于上方的体涡和一对位于机身两侧的边条涡。在 50% 根弦截面处, 体涡已被翼涡诱导绕其转动, 体涡形状亦成为扁长形, 而边条涡与翼涡合并成一个涡, 以“1+3”表示。在 75% 根弦截面处的涡态是体涡、翼涡、边条涡三者合并成一个涡。正是这三个涡的相互绕转与合并促使翼涡破裂位置后移。从图 1 可知, 对于无边条的模型, 在此截面上翼涡已破裂, 而加边条后, 涡破裂则发生在此截面之后。参考文献 [1] 曾指出, 涡的稳定性取决于沿涡核轴向速度与切向速度之比, 该值过小就导致涡核破裂。由此可推断, 由于边条涡的存在对翼涡干扰, 使翼涡涡核轴向速度加大, 故导致涡核推迟破裂。这一推论的正确性已为后来的空间流场测量工作所证实。

以上试验表明, 利用边条涡的有利干扰可以达到推迟翼涡破裂的目的。利用涡的有利干扰并设法消除其不利干扰, 这是气动布局设计者们的奋斗目标。文献 [2] 指出: 弹翼沿体轴后移至某一位置时, 由于体涡的充分发展对翼涡也会产生有利于推迟翼涡破裂的干扰。

三、测力试验结果

为核验机体边条的有利效果,对战斗机型的模型进行了纵、横向测力试验,这里仅介绍纵向试验结果。图5至图7分别给出加边条与不加边条的 $C_L \sim \alpha$ 、 $C_D \sim \alpha$ 、 $K \sim \alpha$ 、 $C_m \sim \alpha$ 的比较。由图5可见,边条的添加可使 $C_{L_{max}}$ 增加, α_{i_p} 也有所增加,从总的趋向看,以边条处于下位置比较有利。在 $\alpha > 8^\circ$ 以后,由于边条的存在, C_L 有所增加,

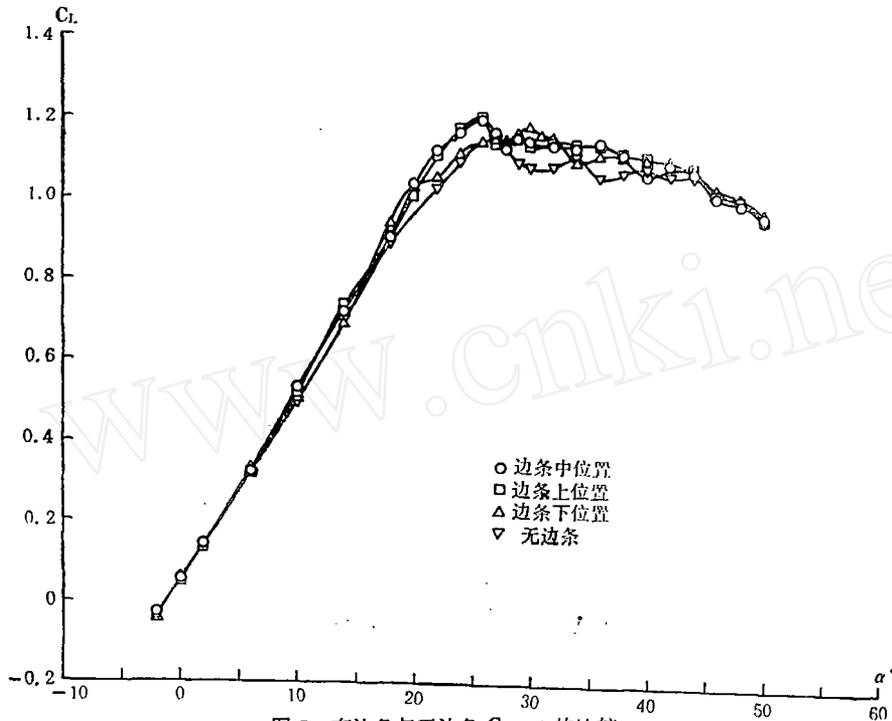


图5 有边条与无边条 $C_L \sim \alpha$ 的比较

Fig.5 The comparison of $C_L \sim \alpha$ between the models with and without body-strake

而获得明显收益的迎角是临界迎角附近,这种收益正是来自于边条涡对体涡、翼涡的有利干扰。图6显示出机体边条对升阻特性的影响,在整个试验迎角范围内,添加边条使 C_D 有所增加,小 α 时,阻力的增加来自于摩擦阻力和压差阻力,中等 α 以后,由于边条引起 C_L 的增加,必然使升致阻力增加。当 $\alpha < 10^\circ$ 时,这就导致 K 下降。但 $\alpha > 10^\circ$,从图中可见边条对 K 基本上无影响,看来这是由于 C_L 和 C_D 增加是同步的,此时阻力主要来自升致阻力。边条起作用主要在临界迎角附近的迎角范围,在该迎角范围内,边条可提高 $C_{L_{max}}$ 和 α_{i_p} ,且对 K 无影响。显然利用机体边条来改善升力特性的方案是可行的,当然,还必须考虑纵向稳定性、航向稳定性、滚转稳定性的要求。关于横、侧向气动特性,由于篇幅限制这里不作讨论。图7给出有、无边条时模型的 $C_m \sim \alpha$ 比较,由图可见,当 $\alpha < 15^\circ$ 时,边条对 C_m 影响不大,当 $\alpha > 15^\circ$ 边条的存在降低了纵向静稳定性。其原因主要是边条本身作为升力面所提供的升力不大,但因该力作用点距力矩参考点(通常是重心)远,而对 C_m 的正值贡献却不小,当 $\alpha > 30^\circ$,边条存在对稳定性降低的程度进一步加大。这主要是翼涡破裂位置前移造成的,此时不管是否有边条,翼涡破

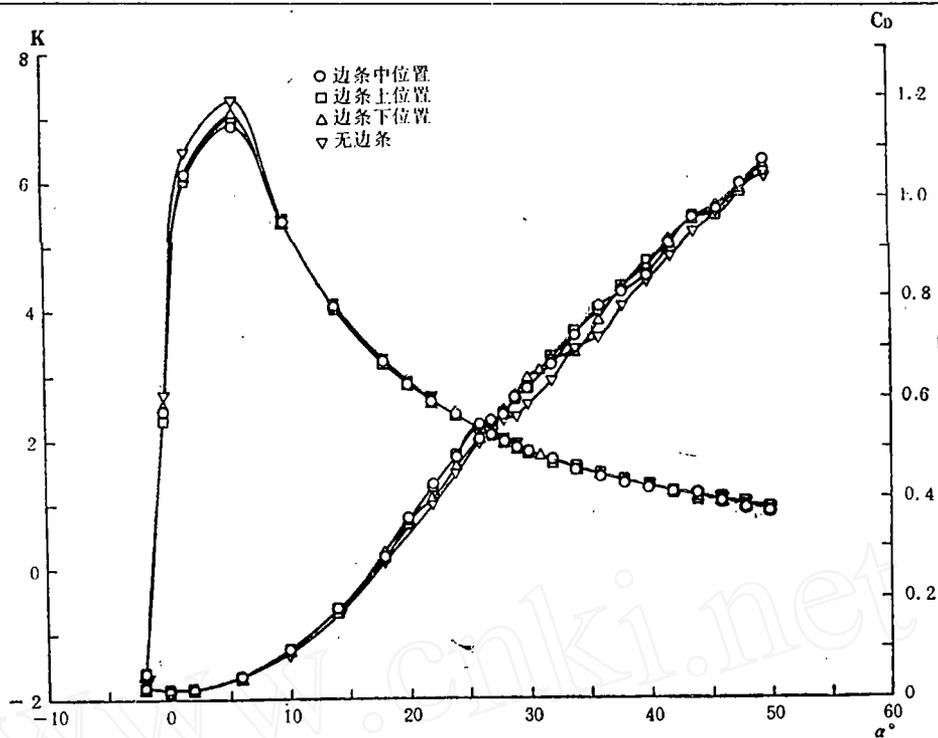


图 6 有边条与无边条的 $C_D \sim \alpha$ 、 $K \sim \alpha$ 比较
 Fig.6 The comparison of $C_D \sim \alpha$, $K \sim \alpha$ between the models with and without body-strake

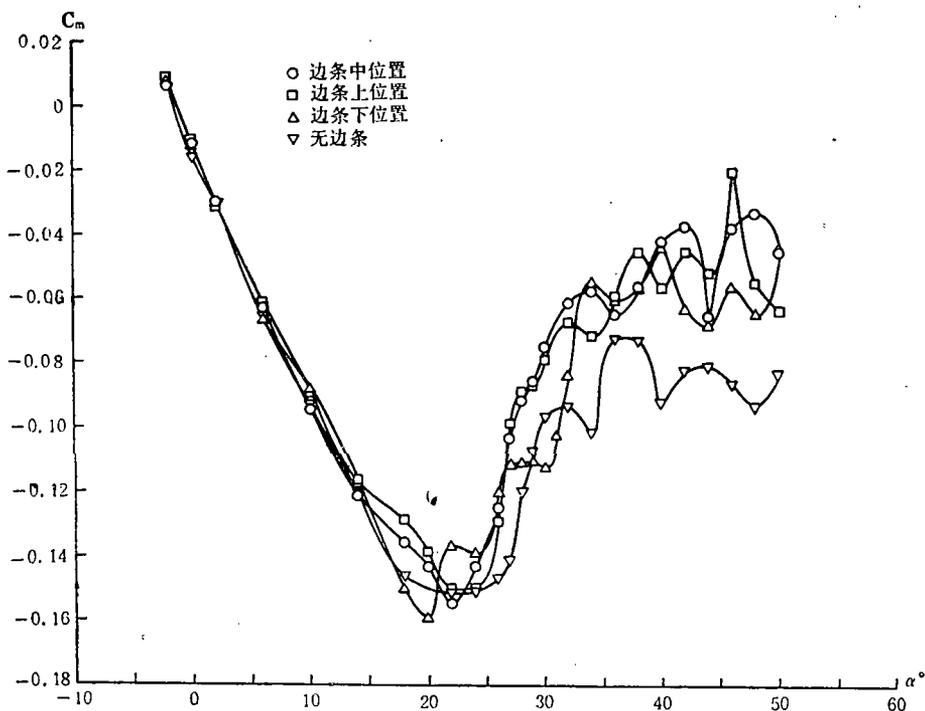


图 7 有边条与无边条的 $C_m \sim \alpha$ 比较
 Fig.7 The comparison of $C_m \sim \alpha$ between the models with and without body-strake

裂位置均已在力矩取矩点(取矩点自后缘向前计 $0.6C$ 处)之前。机体边条本身所产生的抬头力矩占有重要比重。

流动显示和测力试验都表明了,机体边条对提高 $C_{L_{max}}$ 和 α_t ,有一定作用,这种作用主要是由机体边条涡引起的,大体上可分为:

(1)边条涡在机体边条本身引起的涡升力。此量值不大,但它对纵向静稳定性的降低是值得注意的。

(2)边条涡在位于其后的升力面——机翼翼面上有一负压影响区,使翼面升力增加。

(3)边条涡与翼涡、体涡之间的诱导、缠绕及合并的三种干扰现象使翼涡推迟破裂,文献[3]和[4]已对边条形状、大小、安装位置(上、下、前、后)等影响进行测力试验研究,就目前的试验结果要揭示机体边条涡对翼涡、体涡有利干扰的规律,还为时太早,尚需进一步研究探索。

四、结 论

本文试验表明,在机翼前方适当位置的机体两侧安置大后掠、小面积的三角形边条,可以改善中等迎角和失速迎角附近的升力特性,从而有利于提高飞行器的机动能力。从升阻特性上看,机体边条的采用是可行的。当然,还需配合飞行器稳定度的要求来选取。这是因为机体边条的加入会使飞行器纵向稳定性下降。本文测力试验表明:适当位置下的机体边条可使 $C_{L_{max}}$ 提高约10%~15%,可使 α_t 提高 $2^\circ\sim 3^\circ$ 。

参 考 文 献

- 1 Erich H. Wedemeyer. AGARD CP-247, 1978, (13)
- 2 冯亚南,夏雪瀚,刘日之.航空学报, 1990, 11(12): 588—591
- 3 夏雪瀚,冯亚南,武作兵.中国航空科技文献, HJB 900876, 1990.
- 4 夏雪瀚,冯亚南,刘霄峰,韩晓涛.中国航空科技文献, HJB 890726, 1989.

Delay of Wing Vortex Bursting by Using Favorable Interaction of Vortices

Feng Yanan Xia Xuejian Liu Xiaofeng Liu Rizhi
(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

Abstract An experimental investigation to delay wing vortex bursting for fighter and missile-type wing-body combination was carried out by means of flow visualizations and force measurements. Both wings of the experimental models had sharp leading-edge. The body-strake with high sweepback and small area was fixed to both sides of the body. The fighter-type model had a delta body-strake with 70 deg. sweepback angle, 10.2% of the exposed wing span and 2.2% of the exposed wing area. There were three strake positions along the vertical direction of the body, i. e. the higher position, the middle one and the lower one. The vortex flow pattern visualization of models with and without body-strake are presented in the paper. The comparison of these flow patterns indicates that the vortex bursting of the wing for model with body-strake is delayed efficiently. Longitudinal force and moment data were obtained for the fighter model and comparison between experimental results with and without body-strake were given graphically. It illustrates that the effect of the body-strake can increase actually the maximum lift coefficient and that to some extent the critical angle of attack. Experimental result also shows that the drag coefficient has some increment in the presence of body-strake over the range of angle of attack; when $\alpha < 10^\circ$, the lift-drag ratio is decreased, but $\alpha > 10^\circ$, the body-strake has not effect essentially on lift-drag ratio. As using the body-strake, the longitudinal static stability must be considered, because it is decreased.

Key words high angle of attack, separation flow, vortex bursting, flow visualization, force measurement.