

# 大后掠翼大迎角定常与非定常 俯仰气动特性及其控制

忻鼎定

(北京航空航天大学流体力学研究所, 北京, 100083)

余光志

(北京大学力学系, 北京, 100871)

袁礼

(中国科学院力学研究所, 北京, 100080)

## AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A HIGHLY SWEEPWING IN STEADY/UNSTEADY PITCHING STATES AND EFFECT OF FLAP CONTROL AT LARGE INCIDENCE

Xin Dingding

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

Yu Guangzhi

(Department of Mechanics, Beijing University, Beijing, 100871)

Yuan Li

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Science, Beijing, 100080)

**摘要** 对装有“前端襟翼”和“前缘襟翼”的 74 后掠三角翼, 在迎角  $0^\circ \sim 90^\circ$  范围的定常和非定常 (俯仰振动,  $f = 0.4, 0.8, 1.2\text{Hz}$ ) 的空气动力特性以及襟翼的控制作用作了实验研究。定常流的实验结果与解 N-S 方程的计算结果作了比较。非定常俯仰振动使气动特性的变化出现迟滞现象, 但仍能保持襟翼对定常流控制所具有的优越性。不装襟翼的三角翼的部分校测结果与文献中相应数据一致, 表明实验结果可信。

**关键词** 定常与非定常流 大迎角 襟翼控制 实验与 NS 计算

**中图分类号** V211.15, V211.7

**Abstract** Experiments were conducted to investigate the aerodynamic characteristics of a 74 degree swept delta wing model equipped with an apex-flaps and leading-edge vortex-flaps under the conditions of steady state with the angle of attack varying from  $0^\circ$  to  $90^\circ$  and the unsteady pitching state with the frequencies 0.4, 0.8 and 1.2 Hz as well as the effects of flow control via flap deflection. Comparisons between the results got from experiments and the computation by solving N-S equations were made. The unsteady pitching motion caused the hysteretic variation of the aerodynamic coefficients to occur; however the advantageous effects of flap control were basically kept as in the steady state. Experimental results such as the lift-coefficients obtained from the calibration tests of the basic delta wing with no flaps were comparable to the corresponding values found in references, and thus enhanced the reliability of the present tests.

**Key words** steady/unsteady flow, large incidence, flap control, experiment and NS computation

1995-04-03 收到, 1996-04-08 收到修改稿

国家自然科学基金资助课题

现代歼击机具有大后掠机翼,在进行近战时机翼迎角逾 $60^\circ$ ,已超过临界值。文献[2~4]研究大后掠机翼的定常气动特性及其控制,但迎角均未超过临界值。需进一步研究大后掠机翼超过临界迎角的定常流和俯仰非定常流的气动特性和襟翼的控制作用;并使模型前缘襟翼安装在三角主翼之外,扩大了机翼的内部体积,除能改善气动特性外,还利于实际应用。

## 1 实验设备、模型和实验步骤

低速实验在北京大学的实验段直径为2.25m开口回流式风洞中进行,辅以北京航空航天大学 $0.4\text{m} \times 0.4\text{m}$ 水槽中作的色液和氢泡流场显示。实验以 $74^\circ$ 后掠的三角翼为基本翼,在离其顶点稍后处沿前缘配置外伸的襟翼(涡襟翼)。涡襟翼向下偏转时,因分离涡诱导作用使其上的气动力产生向前的分量,能减小机翼阻力并增加气动效率<sup>[5,6]</sup>,但也引起升力降低。取机翼模型的前端部分(图1),使其绕横轴偏转,构成“前端襟翼”。调节前端襟翼,使其分离涡与涡襟翼的分离涡产生有利干扰可减少升力下降并有增强减阻的效果。后掠角 $74^\circ$ 于 $Ma = 3$ 量级时机翼为亚音速前缘,经验表明此种后掠角能使机翼有较稳定的前缘分离

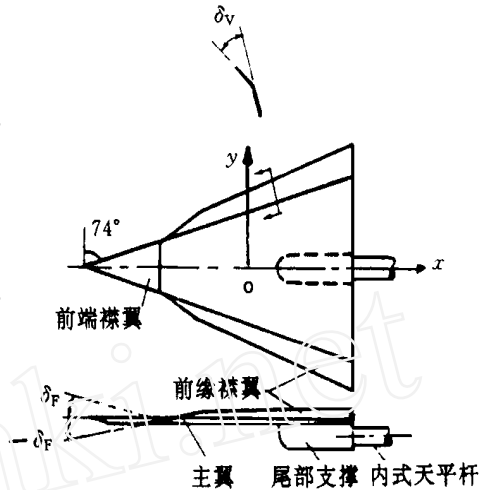


图1 实验模型及尾部支撑示意图

涡。国外常以后掠角接近 $70^\circ$ 的机翼为研究对象<sup>[6,7]</sup>,其原因在于大后掠翼将是下一代飞机采用的一种主要形式。现采用的新模型与文献[4]不同,前缘不是一条直线。前端襟翼和前缘襟翼相对于机翼的面积比分别为5.5%和25%。以前的形式便于研究三角翼分离涡系之间的有利干扰,但前缘襟翼占据主翼部分,不利于实际应用。新模型较厚,用6mm铝板制成以防变形,前缘削尖,后缘切平。机翼下方接近后缘处装有与内式天平支杆相连接的尾部支撑接头(图1)。定常测力实验迎角范围为 $0^\circ$ 至 $90^\circ$ ;非定常实验取三种迎角范围: $0^\circ \sim 40^\circ$ ;  $0^\circ \sim 20^\circ \sim 60^\circ \sim 20^\circ$ 和 $0^\circ \sim 73^\circ \sim 0^\circ$ ;迎角变化频率为0.4, 0.8, 1.2Hz,与其相对应的无量纲频率 $k = \omega c_r / 2V = \pi f c_r / V$ 分别为0.03, 0.06和0.12;  $c_r$ 为根弦弦长。无量纲俯仰角速率 $K = \dot{\alpha}_{\max} c_r / 2V$ 在0.02至0.15之间。每一周期平均测120点,对每点的记录取样10次得其平均值。记录的模拟信号均经滤波,其截止频率为17Hz。上述 $k$ 与 $K$ 值与国外同类实验和飞行实际值大致相当<sup>[8]</sup>。实验风速 $V = 25\text{m/s}$ ,  $Re = 1 \times 10^6$ 。 $\alpha = 90^\circ$ 时,模型堵塞度3%。俯仰振动的迎角按 $\alpha = \alpha_0 + (\alpha_n - \alpha_0) \sin(\omega t)$ 规律变化。

风洞实验测量了法向、弦向气动力和俯仰、滚转力矩;并转换为相应的系数 $C_n, C_a, m_z$ 和 $m_x$ 。升力系数 $C_y$ 和阻力系数 $C_x$ 由 $C_n$ 和 $C_a$ 求得。非定常测量值除象处理定常测量值那样,需修正天平元件间相互干扰和天平弹性影响以及对力矩参考点(机翼气动中心)作位置修正外,尚需减去模型的惯性力和力矩。惯性力和力矩由不吹风时模型振动情况下测得。因模型具有尖前缘,气流分离点固定在前缘上,减少了 $Re$ 数对流态的影响。

## 2 定常气动特性的实验结果

从实验结果可按定常流气动特性和绕流流态将迎角划分为3个区域。

(1)  $0^\circ < \alpha < 30^\circ$  为第 1 区。在此区分离涡在翼面上未破裂, 绕机翼的流动基本上受其控制。  $\alpha$  增至近  $30^\circ$  时分离涡濒临破裂, 前端襟翼偏角  $\delta_f > 0$  (上翘为正) 时破裂出现较早。以图 2 所示模型上翼面流态为例, 在  $\delta_f = 5^\circ$  时, 近后缘处出现分离涡的突然扩大, 表示涡已破裂; 但  $\delta_f = -15^\circ$  时未出现扩大, 即涡破裂被延缓。在  $\delta_f < 0$  时还可看到前端襟翼分离涡明显移向前缘襟翼上方, 增加了作用在其上的负压强。对比测力结果, 可见  $C_n-\alpha$  和  $C_y-\alpha$  曲线斜率均为正(图 3(a)、图 3(c)), 在前缘襟翼偏角  $\delta_f$  不变时改变  $\delta_f$  对斜率影响不大。  $C_a-\alpha$  曲线(图 3(b))在  $\delta_f < 0$  时因涡系移向前缘襟翼而下移, 即减阻效果增大。  $C_x = C_a \cos \alpha + C_n \sin \alpha$ , 其随迎角的变化如图 3(d) 所示。

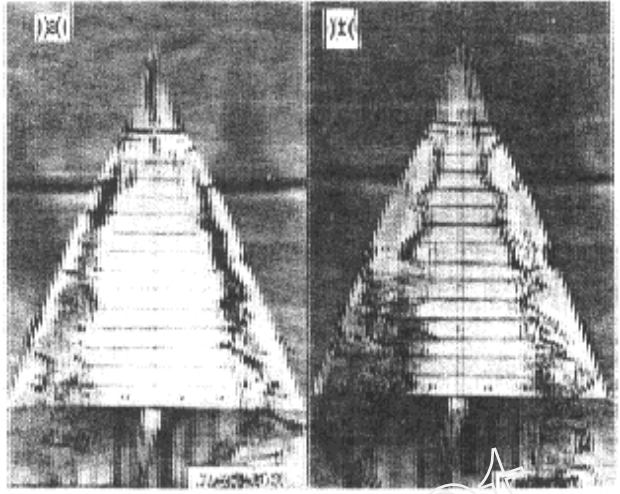


图 2 水槽中绕机翼流态显示照片 ( $\alpha = 30^\circ, \delta_f = -30^\circ$ )  
(a)  $\delta_f = -15^\circ$  (b)  $\delta_f = 5^\circ$

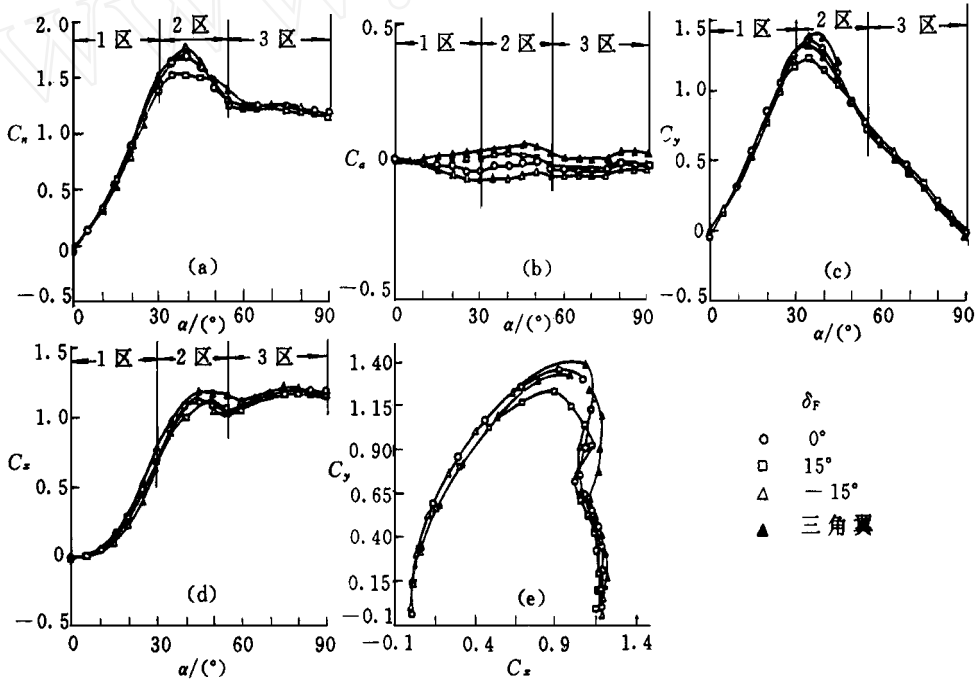


图 3 模型气动特性曲线,  $\delta_f = -30^\circ$

(a)  $C_n-\alpha$  (b)  $C_a-\alpha$  (c)  $C_y-\alpha$  (d)  $C_x-\alpha$  (e)  $C_y-C_x$

(2)  $30^\circ < \alpha < 55^\circ$  为第 2 区。在此区上翼面分离涡出现破裂, 破裂点随迎角增加前移, 上翼面逐渐形成紊乱的尾迹流动;  $C_n$  和  $C_y$  曲线的斜率随迎角增加递减, 使  $C_n$  和  $C_y$  在  $\alpha =$

35°至40°之间出现最大值,  $C_{n_{\max}}$  和  $C_{y_{\max}}$  均随  $\delta_F$  由正变负而增大(图3), 这与  $\delta_F < 0$  可使涡破裂延缓因而  $\alpha_r$  增大有关。  $C_a$  随  $\delta_F$  减小而减小的趋势逐渐减弱。

(3) 55° <  $\alpha$  < 90°为第3区。在此区分离涡已完全破裂, 翼面上的尾迹流动使气动力随迎角变化改变不大。由于  $C_y = C_n \cos \alpha - C_a \sin \alpha$ , 故随  $\alpha$  增加  $C_y$  趋于  $-C_a$ ,  $C_x$  趋于  $C_n$ ; 此时  $C_y$ - $C_x$  曲线几乎垂直于  $C_x$  轴, 受  $\delta_F$  影响甚小(图3(e))。

在上述3个  $\alpha$  分区中  $m_z$ - $\alpha$  曲线变化与  $C_n$ - $\alpha$  相似; 实验中出现  $m_x$  的变化在  $\pm 0.02$  以内, 与  $m_z$  相比为小量对纵向特性影响不大。

### 3 非定常气动特性实验结果

图4是  $\delta_F = -30^\circ$  和  $\delta_F = -15^\circ$  时模型作非定常俯仰振动的  $C_n$ - $\alpha$  和  $C_a$ - $\alpha$  曲线, 为了比较同时给出定常实验结果。图中给出振幅为  $0^\circ \rightarrow 40^\circ \rightarrow 0^\circ$ ,  $20^\circ \rightarrow 60^\circ \rightarrow 20^\circ$  和  $0^\circ \rightarrow 73^\circ \rightarrow 0^\circ$  三种情况, 因  $K = (\alpha_n - \alpha_0)k$ , 相同频率下振幅大则  $K$  值大, 即角速度大。由振幅为  $0^\circ \rightarrow 40^\circ \rightarrow 0^\circ$  的  $C_n$ - $\alpha$  曲线可见, 上仰  $\alpha$  增大时它位于定常曲线之上; 下俯  $\alpha$  减小时居其下, 即随  $\alpha$  的增大和减小  $C_n$ - $\alpha$  形成一迟滞区, 基本上将定常曲线夹在中间, 并使  $\alpha_r$ ,  $C_{n_{\max}}$  和  $C_{y_{\max}}$  增大。  $k$  相同时  $K$  增大迟滞区扩大, 因分离涡破裂随上仰角速度增加而推迟, 这也可以从流态显示中看到。故随振幅增大  $\alpha_r$  增大, 其增量可达  $20^\circ$ 。此外, 当迎角  $\alpha$  由大减小到某一角度时上仰曲线和下俯曲线重合, 环状曲线结束, 此重合点迎角随频率增加而减小。迎角由小变大, 再由大变小, 法向力迟滞线顺时针变化, 轴向力逆时针变化。非定常俯仰振动时, 俯仰力矩曲线亦存在迟滞现象。  $C_y$  和  $C_x$  的非定常值随  $\alpha$  的变化与  $C_n$  和  $C_a$  值随  $\alpha$  的变化有类同之处。

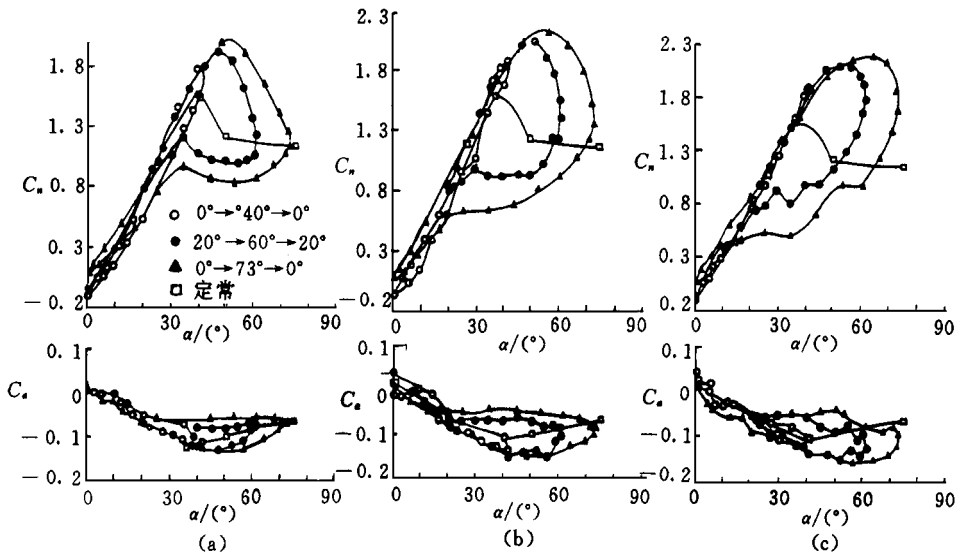


图4 模型非定常俯仰振动的  $C_n$ - $\alpha$  和  $C_a$ - $\alpha$  曲线

(a)  $k = 0.03$ ; (b)  $k = 0.06$ ; (c)  $k = 0.09$

#### 4 前缘襟翼和前端襟翼的气动控制效果

对于定常情况, 襟翼气动控制的总效果是: 在第 1 区, 增大  $\delta_f$  能增大  $C_n$  和  $C_y$ ; 也增大  $C_a$  和  $C_x$ 。在第 2 区, 增大  $\delta_f$  使  $C_{n_{max}}$  和  $C_{y_{max}}$  减小, 使  $C_a$  增大, 而  $C_x$  因受  $C_n$  影响有所减小。在第 2 区  $C_y$  和  $C_x$  在  $\delta_f > 0$  时比在  $\delta_f < 0$  时为小的现象延续至第 3 区。  $\delta_f$  一定时,  $\delta_f$  对  $C_y$  和  $C_x$  的影响(图 3(c), 图 3(d)) 在第 1 区和第 3 区甚小, 但可看到  $\delta_f > 0$  之值与  $\delta_f < 0$  之值相比在第 1 区稍大; 在第 3 区稍小。在第 2 区  $\delta_f < 0$  比  $\delta_f > 0$  有更大的  $C_{y_{max}}$  和  $\alpha_{cr}$  值。

在  $\alpha = 0 \sim 90$  整个范围内,  $\delta_f$  相同  $\delta_f > 0$  的  $C_y$ - $C_x$  极曲线落入  $\delta_f < 0$  的极曲线之内, 且两线间距离在第 3 区中扩大; 但相同  $\delta_f$  时,  $\delta_f > 0$  与  $\delta_f < 0$  极曲线的间距在第 3 区相差甚小(图 3(e))。表明此时  $\delta_f$  的控制已几乎失效; 减小  $\delta_f$  和  $\delta_f$  均能增大在第 1 区的  $C_y/C_x$  值, 而以  $\delta_f$  的控制效果更明显。

从非定常俯仰振动的实验数据可见襟翼仍能保持定常流时的气动控制优越性, 如: 有襟翼的模型在  $\delta_f = -30^\circ$  和  $\delta_f = -15^\circ$  时其  $\alpha_{cr}$  比无襟翼三角翼模型的  $\alpha_{cr}$  增大约  $3^\circ$ ; 而  $C_{n_{max}}$  并不减小, 且有更小的切向力, 说明保持了在定常流中出现的控制效果。

#### 5 定常流实验与 NS 方程计算的比较

为便于比较, 将安装在机翼下方的尾部支撑接头改为上下对称放置, 得到前缘襟翼下偏 ( $\delta_f = -30^\circ$ ) 不同前端襟翼偏角的实验结果(图 5)。图中并给出文献[9]对同一模型数值求解不可压流 NS 方程的结果以作比较。风洞实验  $Re = 10^6$ , 计算因受硬件限制  $Re = 10^4$ , 网格数为  $51 \times 51 \times 49$ , 未计及湍流的影响, 因此在较大迎角 ( $\alpha > 20^\circ$ ) 时计算与实验结果有明显差别。尽管如此, 在前端襟翼的控制效果和前缘涡襟翼的减阻作用等主要方面, 实验与计算两者定性一致, 对于重要的  $C_y/C_x$  参数则是定量一致。

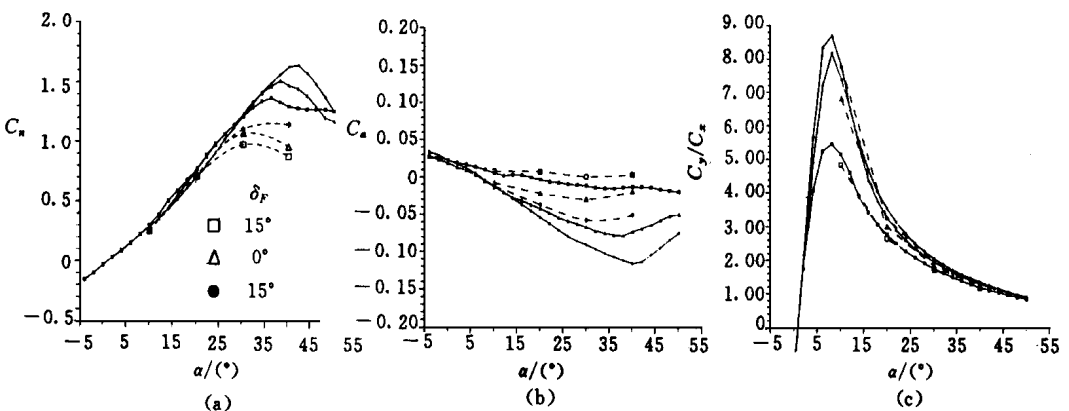


图 5 气动特性实验与计算结果的比较,  $\delta_f = -30^\circ$

(a)  $C_n$ - $\alpha$ ; (b)  $C_a$ - $\alpha$ ; (c)  $C_y/C_x$ - $\alpha$

计算采用拟压缩性方法, 在连续方程中加入  $\beta \hat{q} / \partial t$  项 ( $\beta$  为常数,  $p$  和  $t$  分别为压强和时间)。采用 Beam-Warming 近似隐式因子分解 (AF) 格式; 对空间导数采用中心差分; 为了计算稳定引入人工粘性项; 大迎角时对人工粘性项取值较大, 但未超过  $O(10)$  量级。对此曾与不加人工粘性的迎风紧致格式的结果比较, 二者差异不大。

## 6 无“前缘襟翼”模型的实验值与文献值的比较

为检验实验数据的可信性,作了可与文献作比较的实验,以卸去“前缘襟翼”的三角翼(展弦比 $\lambda = 1.15$ )为校测模型,定常实验在 $\alpha < 5^\circ$ 时升力线斜率 $C_y^\alpha = 0.022/(\text{度})$ ,与文献[10]中相同三角翼的对应值一致; $\alpha = \alpha_{cr}$ 时, $C_{y_{max}} = 1.3$ 比文献中相同 $Re = 10^6$ 下的 $C_{y_{max}} = 1.2$ 稍大;与其对应的 $\alpha_{cr} = 34^\circ$ 则与文献中 $\alpha_{cr} = 35^\circ$ 基本一致。 $\alpha > \alpha_{cr}$ ( $\alpha = 65^\circ, 90^\circ$ )本文的 $C_n$ 分别为1.28和1.19,比文献[8]( $\lambda = 1.0$ 的三角翼,下同)中的值1.22和1.06略大。对于非定常实验值,对应不同 $K$ 值本文的 $C_{n_{max}}$ 比文献[8]数据稍大;但本文 $Re = 10^6$ 比文献[8] $Re = 4.5 \times 10^5$ 大,因此数据偏大有其合理性。

## 7 结论

(1) 可将气动特性的变化按迎角划分为 $0 \sim 30^\circ$ 、 $30 \sim 55^\circ$ 和 $55 \sim 90^\circ$ 三个区域,相应的流动特征分别为:存在前缘分离涡、涡系破裂和出现尾迹流动。

(2) 增加前缘襟翼偏角,在迎角 $0 \sim 30^\circ$ 范围明显提高 $C_y$ 和 $C_n$ ,同时 $C_a$ 增加;在 $55 \sim 90^\circ$ 范围 $C_y$ 和 $C_n$ 减小;在 $30 \sim 55^\circ$ 范围减小 $C_{y_{max}}$ , $C_{n_{max}}$ 和 $\alpha_{cr}$ 。

(3) 减小前端襟翼偏角,明显减小 $C_a$ ,增加 $C_{y_{max}}$ , $C_{n_{max}}$ 和 $\alpha_{cr}$ ,提高 $(C_y/C_x)_{max}$ ;但在迎角 $0^\circ \sim 30^\circ$ 和 $55 \sim 90^\circ$ 区对 $C_y$ 和 $C_x$ 的影响较小。在 $55 \sim 90^\circ$ 区因对 $C_y/C_x$ 作用甚小,宜用前缘襟翼控制。

(4) 非定常俯仰振动能明显提高 $C_{y_{max}}$ , $C_{n_{max}}$ ,并减小 $C_{n_{min}}$ , $K$ 值越大越明显;气动特性出现迟滞现象,迟滞区随 $K$ 的增加而扩大,又随 $k$ 值增加而细长化。

感谢北京大学空气动力实验室顾志福副教授对实验数据后处理工作的帮助和贡献。

## 参 考 文 献

- 1 Lerner E J. First international X-plane to fly. Aerospace America, 1987. 8
- 2 Hsing T D, Guo W H, et al. Effectiveness of combination of apex and leading-edge vortex-flap on a  $74^\circ$  delta-wing. ICAS-88-4.5.1, Israel, 1988
- 3 Hsing T D, Zhang Z Q, et al. A study of the interaction of separated vortices in transonic and supersonic flow on improving the aerodynamic characteristics of vortex-flap. IUTAM Symposium in Novosibirsk/USSR, Springer-Verlag, 1990. 475~483
- 4 Hsing T D, Zhang Z Q, Zhuang F G. The impact of apex-flap on vortex-flapped delta and double delta wings. AIAA P-91-3218, 1991
- 5 Lamar J G, et al. Development of a vortex-lift design procedure and application to slender maneuver-wing configuration. J of Aircraft, 1981, 18(4): 259~266
- 6 Rao D M. Leading-edge vortex-flap experiments on a  $74^\circ$  degree delta wing. NASA CR-159161, 1979
- 7 Rinoie K, et al. Studies on the optimum flap deflection angle of vortex flaps. ICAS-94-4.5.4, Anaheim USA, 1994
- 8 Mohammad-Ameen M J. Low-speed wind tunnel investigation of flow about delta wings oscillating in pitch to very high angle of attack. AIAA p-89-0295, 1989
- 9 Yu L, Hsing T D. A comparison of the experimental and computational study on the effects of vortex-control by deflecting flaps on a highly swept wing. 1st Int Conf on Advances in Fluid Mechancis, New Orleans USA, 1996
- 10 Schlichting H, Truckenbrodt E. Aerodynamik des Flugzeuges. Berlin: Springer-Verlag, 1960. 71~122