

文章编号: 1000-0887(2005) 09-1114-07

# 信天翁近海面飞行时的气动力研究<sup>\*</sup>

盛其虎, 吴德铭, 张亮

(哈尔滨工程大学 船舶工程学院, 哈尔滨 150001)

(周恒推荐)

**摘要:** 针对信天翁近海面的飞行条件, 研究信天翁能在大风浪中高效飞行的力学机理。将信天翁简化为二维机翼, 采用势流理论的面元方法, 重点研究了波浪的有益干扰, 给出了信天翁在匀速固定高度飞行和自由飞行两种状态下的波浪扰动力。计算结果表明: 信天翁的飞行效率不仅取决于飞行的高度和速度, 而且取决于浪高和波长; 在大风浪下信天翁可以从波浪有益干扰中获得推力来抵消部分飞行阻力, 提高飞行效能。

**关键词:** 非定常; 气动力; 面元法; 波浪干扰; 信天翁

**中图分类号:** V211.41      **文献标识码:** A

## 引 言

人们很早就发现, 象信天翁这样的大型鸟类具有卓越的飞行性能, 特别是在大风浪条件下, 它可在海面上方长时间地在空中保持自由滑翔状态。Wood<sup>[1]</sup>对这一问题作了计算分析。他认为在大风浪情况下海面上的水平风速随高度增加。信天翁在近海面以一定的初速迎风飞行, 迅速上升, 利用高空风速较大这一条件达到较高的飞行高度, 然后顺风俯冲, 将势能转化为动能, 近海面时再掉头以较快的初速度沿一条几乎水平的直线长时间滑翔飞行。Wood 的分析指出, 信天翁可以利用海面上方的风速梯度就是这样在大风浪条件下不需要消耗体能长时间在海面上飞行, 甚至能实现逆风飞行。他的研究报告中没有考虑海面上空气流波动的影响, 而且采用经验公式估算信天翁的气动力参数。

本文主要探讨在大风浪条件下海面上方空气的波动运动对信天翁气动力特性和飞行性能的影响。分析计算的结果表明, 信天翁在浪上飞行时, 能从波动运动的空气中获取推力, 而且海浪浪高越大, 这一推力越大。这一力学机理是信天翁能在大风浪下高效飞行的重要原因。信天翁的减阻机理实际上是升力体和边界面相对运动产生的流体动力干扰的结果。本文提出的理论方法和结论可用于预报和提高导流型直叶潮流水轮机, 风力机等叶轮机械的能量系数。

\* 收稿日期: 2003\_08\_10; 修订日期: 2005\_04\_05

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50279004); 国家高科技研究(863)计划基金资助项目(2002AA516010)

作者简介: 盛其虎(1974—), 男, 浙江富阳人, 讲师, 博士(联系人, Tel/Fax: + 86\_451\_82518417; E\_mail: shengqihu@163.com);

吴德铭(1938—), 男, 江苏吴县人, 教授;

张亮(1959—), 男, 内蒙古和林县人, 教授, 博士(E\_mail: zhangliang@hibeu.edu.cn)。

# 1 理论模型

考虑信天翁在海面附近波动运动的空气中飞行。由于信天翁翼的展弦比很大,我们把信天翁在海面上方飞行简化为一个二维机翼在海面上方飞行的非定常气动力问题。飞行时从翼后缘不断拖出尾涡。假设海面上方空气为无粘性不可压缩流体,在翼表面和尾迹涡面之外,运动无旋,机翼飞行高度为  $h$ , 飞行速度为  $U$ , 机翼表面  $S_B$  的法线方向为  $n$ , 海面  $S_F$  波面高度为  $\eta(x, t)$ , 在海面以上空气运动速度势为  $\phi(x, y, t)$  满足拉普拉斯方程

$$\nabla^2 \phi(x, y, t) = 0 \quad (y > \eta) \tag{1}$$

在翼表面  $S_B$  上满足不可穿透边界条件

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} = \mathbf{U} \cdot \mathbf{n} \quad (S_B \text{ 上}), \tag{2}$$

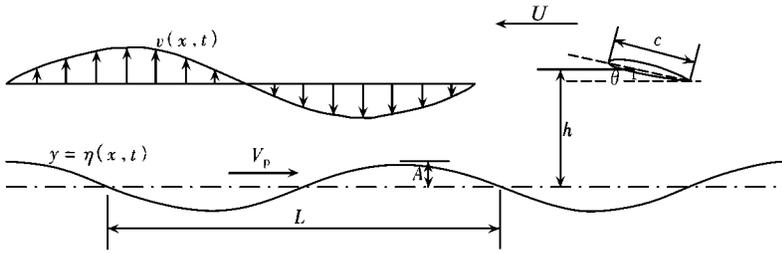


图1 信天翁近海面飞行示意图

尾缘 Kutta 条件为上下表面压力相等条件, 而从后缘拖出的尾涡则随流体质点运动, 此外在水表面  $S_F$  上还应满足自由面边界条件。

把速度势  $\phi$  分解为与海浪运动相应的扰动运动速度势  $\phi_0$  和机翼在波动的空气流场中飞行产生的扰动速度势  $\phi_1$  两部分, 即

$$\phi = \phi_0 + \phi_1, \tag{3}$$

其中  $\phi_0$  在空气流场中满足 Laplace 方程, 在海水表面  $S_F(y = \eta)$  上满足自由面边界条件。

我们根据双层流体界面波的理论给出速度势  $\phi_0$  (参见文献[2])。假设海面  $S_F$  是前后无限伸展的余弦行进波

$$\eta = A \cos(kx - \omega t), \tag{4}$$

其中  $A$  为波幅,  $k$  为波数,  $\omega$  为圆频率。

海面以上空气的扰动速度势  $\phi_0$  的解可写为

$$\phi_0 = -\frac{A\omega}{k} e^{-ky} \sin(kx - \omega t) \tag{5}$$

空气扰动运动的垂向速度分量

$$v = A\omega e^{-ky} \sin(kx - \omega t) \tag{6}$$

在高度为  $h$  时, 垂向扰动速度分量的幅值为

$$v_0(h) = A\omega e^{-kh}, \tag{7}$$

$v_0$  随高度的增加而衰减。

机翼在波动的空气流场中飞行产生的扰动速度势  $\phi_1$  应满足

$$\nabla^2 \phi_1(x, y, t) = 0 \quad (y > \eta), \tag{8}$$

在翼表面上满足不可穿透条件

$$\frac{\partial \phi_1}{\partial n} = \mathbf{U} \cdot \mathbf{n} - \frac{\partial \phi_0}{\partial n} \quad (S_B \text{ 上}), \quad (9)$$

壁面效应只有当飞行高度  $h$  和弦长的比值  $h/c$  很小时才比较显著, 本文中考虑的问题  $h/c$  较大, 壁面效应很小。同时翼面产生的扰动压力对水表面波形状的影响也是微小的, 都可以略去不计。在时域中对这个非定常气动力问题用逐步求解, 用非定常伯努利方程求出压力, 进而积分得出翼面上的气动力。

## 2 数值模型

本文采用面元方法求解, 在机翼表面布置常值线源, 机翼中线上布置线性分布涡; 取尾缘上下表面最后两个控制点的压力相等的 Kutta 条件; 机翼表面网格采用前后加密的划分方式以保证计算的精度; 每一瞬时自由涡的强度和位置由计算确定。最新产生的自由涡为常值分布的连续涡片。其余的自由涡按点涡处理。计算时采用 NACA0006 翼型。试算表明, 表面分块数  $N = 100$  时 (见图 2), 阻力系数的计算值的误差小于  $4 \times 10^{-4}$ 。

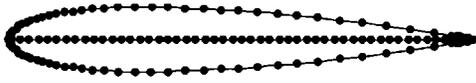


图 2 NACA0006 数值计算网格  $N = 100$

信天翁在无界流中定常飞行时的粘性阻力<sup>[3]</sup>和诱导阻力<sup>[4]</sup>估算如下:

参照文献[1], 取信天翁的各项参数为: 重量  $W = 66.8 \text{ N}$ , 翼面积  $S = 0.53 \text{ m}^2$ , 弦长  $c = 0.18 \text{ m}$ , 展弦比  $\lambda = 16.23$ 。

下面对信天翁在无界流中定常飞行的阻力系数作出估计, 摩擦阻力系数<sup>[5]</sup>  $C_f$  和诱导阻力系数<sup>[4]</sup>  $C_{Di}$  估算公式如下

$$C_f = \begin{cases} 2.66 / \sqrt{Re}, & Re < 7.8 \times 10^6, \\ 0.003, & Re > 7.8 \times 10^6, \end{cases} \quad C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \lambda} \quad (10)$$

取信天翁的体长  $l = 2c$ , 身体直径为  $D = l/3$ , 身体按回转体处理<sup>[3]</sup>, 翼湿面积为  $S_w = 2 \times 0.53 \text{ m}^2$ , 弦长  $c = 0.18 \text{ m}$ , 身体湿面积  $S_B = 0.137 \text{ m}^2$ 。信天翁在不同速度下的无界流阻力系数估算结果见表 1。表中  $Re_w$  和  $Re_B$  分别代表为翼和身体的  $Re$  数。  $C_{fw}$  和  $C_{fB}$  分别为翼和身体的摩擦阻力系数,  $C_f$  为总摩擦阻力系数,  $C_L$  为升力系数,  $C_{Di}$  为诱导阻力系数,  $C_D$  为总阻力系数。

数值计算中海浪波长和波幅的取值范围根据海况确定<sup>[6]</sup>, 例如 6 级海况平均波长 55 m 至 76 m, 平均波高 2.1 m 至 3.2 m, 有义波高 3.75 m 至 5.00 m。

表 1 信天翁定常流阻力估算值

$U/(m/s)$	$Re_w$	$C_{fw}$	$Re_B$	$C_{fB}$	$C_f$	$C_L$	$C_{Di}$	$C_D$
15	184 900	0.006 19	369 799	0.004 37	0.012 9	0.918	0.016 5	0.029 4
20	246 533	0.005 36	493 066	0.003 79	0.011 2	0.516	0.005 2	0.016 4
25	308 166	0.004 79	616 332	0.003 39	0.010 0	0.330	0.002 1	0.012 1
30	369 799	0.004 37	739 598	0.003 09	0.009 1	0.229 5	0.001 0	0.010 2

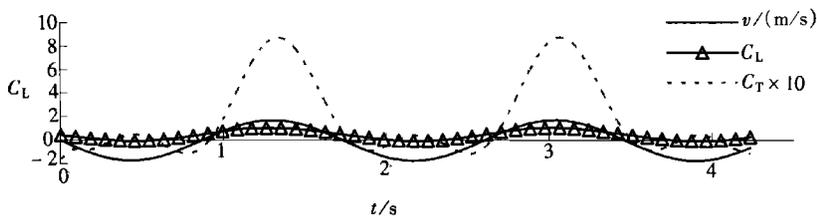
## 3 数值结果与分析

### 3.1 定高度飞行时的波动推力

#### 算例 1 波长的影响

假设信天翁的在海浪上方一定的高度飞行, 并保持水平飞行速度不变。为了考察不同波

长和飞行速度对信天翁飞行的影响, 保持在该飞行高度的空气垂向扰动速度幅值  $v_0$  不变(取  $v_0 = 1.71 \text{ m/s}$ , 相当于波长  $L = 50 \text{ m}$  时, 波幅  $A = 1.5 \text{ m}$  时在  $h = 0$  处的垂向扰动速度幅值)。

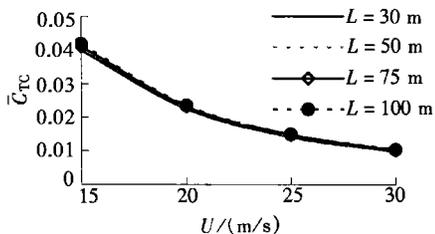


( $v_0 = 1.71 \text{ m/s}$ ,  $L = 50 \text{ m}$ ,  $U = 20 \text{ m/s}$ ,  $\alpha_0 = 4.3^\circ$ )

图3 固定高度飞行时信天翁的升力系数和阻力系数时域解

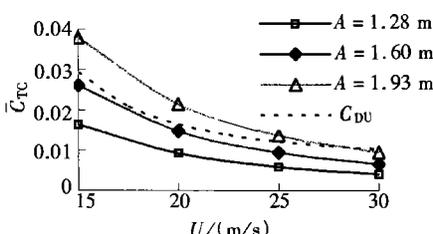
图3是波长  $L = 50 \text{ m}$ 、扰动速度幅值  $v_0 = 1.71 \text{ m/s}$ 、飞行速度  $U = 20 \text{ m/s}$ 、翼倾角  $\alpha_0 = 4.3^\circ$  时信天翁的升力系数  $C_L$  和推力系数  $C_T$  的时域解, 粗实线表示空气的垂向波动速度  $v$ 。

图4是固定高度飞行时不同波长下平均波动推力系数  $C_{TC}$  和飞行速度的关系。从图中可以看出, 不同波长情况下的  $C_{TC}$  基本保持不变。



( $v_0 = 1.71 \text{ m/s}$ )

图4 不同波长时  $C_{TC}$  随速度变化关系



( $h = 2 \text{ m}$ ,  $L = 50 \text{ m}$ )

图5 不同波幅时  $C_{TC}$  随速度变化关系

### 算例2 波幅的影响

考虑波幅对信天翁飞行的影响, 保持波长不变(取波长  $L = 50 \text{ m}$ ), 飞行高度  $h = 2 \text{ m}$ , 改变波幅和飞行速度,  $C_{TC}$  的计算结果见图5。图中虚线表示无界流中信天翁的定常飞行阻力系数  $C_{DU}$ 。从图5可以看出,  $C_{TC}$  随波幅的增加而变大。当波幅  $A > 1.93 \text{ m}$  ( $v_0 > 1.66 \text{ m/s}$ ) 时,  $C_{TC}$  超过  $C_{DU}$ 。

### 3.2 垂向自由飞行时的运动响应和波动推力

由于信天翁在海面附近飞行时升力是随时间变化的, 因此在实际飞行中, 飞行高度也应该随时间变化。现在考虑信天翁对波浪运动的响应。假设信天翁的水平飞行速度保持不变, 在垂直方向作自由运动。垂向运动方程为:

$$\frac{W \cdot}{g} \ddot{y} = \frac{1}{2} \rho U^2 S C_L - W \quad (11)$$

信天翁的空气动力系数和运动是耦合在一起的, 因此在每一时间步都需要同时计算信天翁的运动和受力。只有在特定的倾角  $\theta_0$  下才能保证信天翁飞行轨迹的平均高度保持不变。在不同的波浪条件下, 保持平衡的倾角  $\theta_0$  是不同的, 具体数值可以通过试算得到。

信天翁的运动和受力可以表示成 Fourier 级数的形式:

$$y = h + \sum_{n=1}^{\infty} Y_n \cos(n \omega t + \varepsilon_n) \quad (12)$$

$$C_L = C_{L0} + \sum_{n=1}^{\infty} C_L^{(n)} \sin(n\omega_e t + \epsilon_{L,n}), \quad (13)$$

$$C_T = C_{T0} + \sum_{n=1}^{\infty} C_T^{(n)} \sin(n\omega_e t + \epsilon_{T,n}). \quad (14)$$

图6给出了  $U = 20 \text{ m/s}$ 、 $L = 50 \text{ m}$ 、 $A = 2 \text{ m}$ 、 $h = 2 \text{ m}$  时信天翁自由飞行升力系数  $C_L$  和推力系数  $C_T$  的时域解。  $C_L$ 、 $C_T$  和波动运动速度  $v$  具有不同的相位。

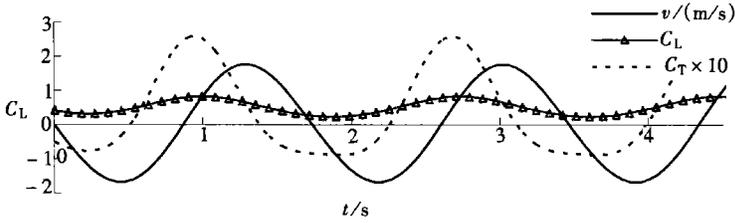


图6 信天翁垂向自由升沉,水平方向匀速飞行时  $C_L$  和  $C_T$  随时间变化关系 ( $U = 20 \text{ m/s}$ ,  $L = 50 \text{ m}$ ,  $A = 1.55 \text{ m}$ ,  $h = 2 \text{ m}$ )

自由飞行时,信天翁仍然可以从波浪对空气扰动中获得一部分推力。与固定高度飞行相比,自由飞行时  $C_L$  和  $C_T$  的变化幅度要小得多。

位移幅值和波幅的比值  $Y_1/A e^{-kh}$  随波长增大而增大(见图7),响应的延迟减小(见图8)。 $Y_1/A e^{-kh}$  随飞行速度的增加而减小。

自由飞行时的平均推力系数  $C_T$  随着波长的增加而减小(见图9)。自由飞行时的总阻力系数  $C_{DU}$  如图10所示,  $C_T$  小于  $C_{DU}$ 。

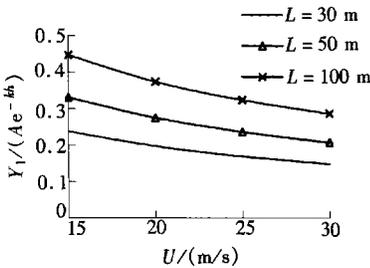


图7 自由升沉时的  $Y_1/A e^{-kh}$

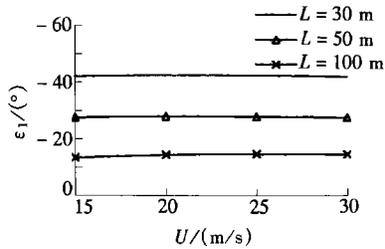


图8 自由升沉时的相移角  $\epsilon_1$

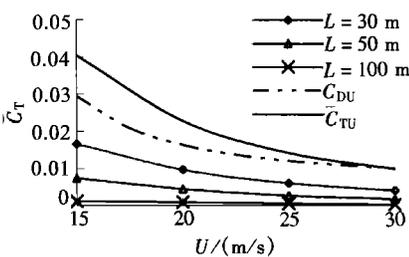


图9 自由升沉时的平均推力  $C_T$

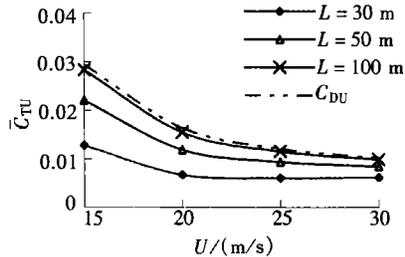


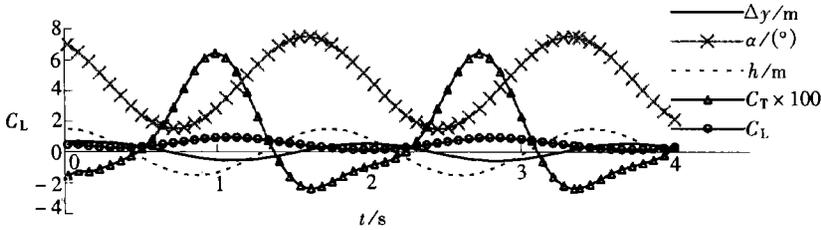
图10 自由升沉信天翁的平均阻力  $C_{DU}$

### 3.3 自由飞行和机翼倾角变化的耦合对气动力的影响

信天翁在波动空气中飞行时,以恰当的规律调整翼倾角可改善气动力特性。设翼的倾角按以下规律调整:

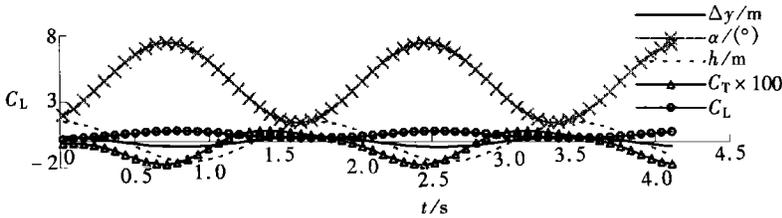
$$\theta(t) = \theta_0 + \beta \sin(\omega_e t + \epsilon), \quad (15)$$

平均倾角  $\theta_0$  根据平均飞行高度不变的条件确定。取海浪波长  $L = 50 \text{ m}$ , 平均飞行高度处空气波动运动扰动速度幅值  $v_0 = 1.71 \text{ m/s}$ , 信天翁的飞行速度  $U = 20 \text{ m/s}$ , 翼的倾角变化幅值  $\beta = 3^\circ$ , 计算结果表明, 相角差  $\epsilon_0 = 120^\circ$  时为最有利, 平均波动推力  $C_T$  最大, 相角差  $\epsilon_0 = -60^\circ$  时  $C_T$  最小。图 11、图 12 分别为  $\epsilon_0 = 120^\circ$  和  $\epsilon_0 = -60^\circ$  时信天翁的气动力随时间变化曲线。



$$(L = 50 \text{ m}, v_0 = 1.71 \text{ m/s}, \theta(t) = 4.5^\circ + 3^\circ \times \sin(\omega_c t + 2\pi/3))$$

图 11 最佳相角差时气动力时域曲线



$$(L = 50 \text{ m}, v_0 = 1.71 \text{ m/s}, \theta(t) = 4.46^\circ + 3^\circ \times \sin(\omega_c t - \pi/3))$$

图 12 最不利相角差时气动力时域曲线

图 13 为不同的翼倾角变化幅值  $\beta$  情况下, 垂向位移幅值  $Y_1$ , 平均推力系数  $C_T$  随相角差  $\epsilon_0$  的变化规律, 图中, 粗实线为翼倾角保持恒定时信天翁获得的平均波动推力, 粗虚线则是翼倾角保持恒定时信天翁位移振幅。从图中可以看出, 当翼倾角变化幅值  $\beta$  不同时, 倾角变化的相位对信天翁的气动力性能的影响规律基本相似, 只是在具体数值上有所区别。值得注意的是, 在最佳状态下, 信天翁从波动气流中获得的推力足以粘性阻力和诱导阻力之和, 实现“零阻力”自由飞行。

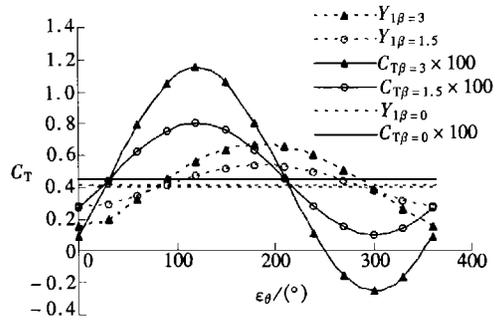


图 13 位移振幅、平均推力和倾角相位的关系

## 4 结 论

- 1) 翼面在波动的扰动气流中水平飞行时存在波动推力, 它主要取决于气流垂向扰动速度的幅值, 而且随波幅的增加而加大。
- 2) 信天翁在波动的气流中自由飞行时会随波动气流在垂直方向作升沉运动。由于运动响应, 自由运动时的推力比固定高度飞行要小。但是信天翁可以在飞行过程中通过适当的调整翼倾角来获得更多的推力。
- 3) 在大风浪条件下信天翁可以借助波动效应减小体能消耗。这是信天翁在大风浪时作长时间在海面上高效飞行的重要原因。

该文得到哈尔滨工程大学基础研究基金资助(HEUF04001)

[参 考 文 献]

- [1] Wood C J. The flight of albatross (a computer simulation) [J]. *the Ibis*, 1973, **115**(2): 244—256.
- [2] Lamb H. *Hydrodynamics* [M]. 6th Ed. New York: Cambridge University Press, 1932, 65—70.
- [3] Templin R J. The spectrum of animal flight: insects to pterosaurs [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2000, **36**(1): 393—436.
- [4] Robinson A, Laumann J A. *Wing Theory* [M]. New York: Cambridge University Press, 1956, 20—22.
- [5] Shyy W, Berg M, Ljungqvist D. Flapping and flexible wings for biological and micro air vehicles [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1999, **35**(1): 455—505.
- [6] Bhattacharyya T. *Dynamics of Marine Vehicles* [M]. New York: John Wiley & Sons, 1978, 110—118.

## **Aerodynamic Forces Acting on an Albatross Flying Above Sea Waves**

SHENG Qi\_hu, WU De\_ming, ZHANG Liang

( College of Shipbuilding Engineering, Harbin Engineering University,  
Harbin 150001, P. R. China )

**Abstract:** Numerical investigation on the dynamic mechanism has been made for an albatross to fly effectively in the region near sea surface. Emphasizing on the effect of the sea wave, the albatross is simplified as a two-dimensional airfoil and the panel method based on the potential flow theory is employed to calculate the wave effect on the aerodynamic forces. The numerical results have been presented for the states of: 1) flying at different constant speeds with constant heights above sea level; 2) flying at different constant speeds with the combined oscillations of pitching and free heaving. The study on the cases shows that the albatross' flight efficiency depends on not only the speed and height of flight but also the wave amplitude and the wavelength. The albatross benefits by wave effect to get thrust, so as to reduce the resistance in the circumstances of rough sea.

**Key words:** unsteady; aerodynamics; panel method; wave effect; albatross