

翼-身-外挂物的空气动力干扰*

南京航空学院 黄明格

细长体理论在飞行器空气动力估算中起着重要作用^[1]。本文考虑细长机翼-机身-外挂物组合体,机身与外挂物皆为圆形截面。坐标轴系与横截面形状见图 1(a),用 R 和 r 分别表示机身与外挂物的当地半径, S 为机翼当地半翼展。按照细长体理论,任一横截面之前组合体的升力为^[1]

$$Y = -\rho_{\infty} V_{\infty} \oint_C \varphi \, d\gamma \quad (1)$$

式中 $V_{\infty}, \rho_{\infty}$ 为来流速度和密度。只考虑攻角 α 引起的升力,则 φ 是横流 $V_{\infty}\alpha$ 绕所论横截面而产生的二维不可压缩流的扰动速度位。式中积分沿组合体横截面周线进行。引进复变量 $Z = y + iz$ 及横流总复位函数 $\bar{W} = \varphi + i\psi - iV_{\infty}\alpha Z$, 用留数定理可以很容易计算式(1)的积分。问题归结为确定函数 $W(Z)$ 。

1. 单独机身带外挂物 ($S = R$)

按公式

$$\zeta = \cosh \left\{ \left(\frac{1}{Z} + \frac{i}{2R} \right) / \left[\frac{1}{2\pi} \left(\frac{1}{R} + \frac{1}{r} \right) \right] \right\} \quad (2)$$

将 Z 平面右半流场转绘为上半 ζ 平面,如图 1。在 ζ 平面上与物理平面无穷远点对应的点 C 处放置偶极子,模拟 Z 平面均匀横向来流 $V_{\infty}\alpha$,物面绕流边界条件自然得到满足。故

$$W = K/(\zeta - \zeta_c) \quad (3)$$

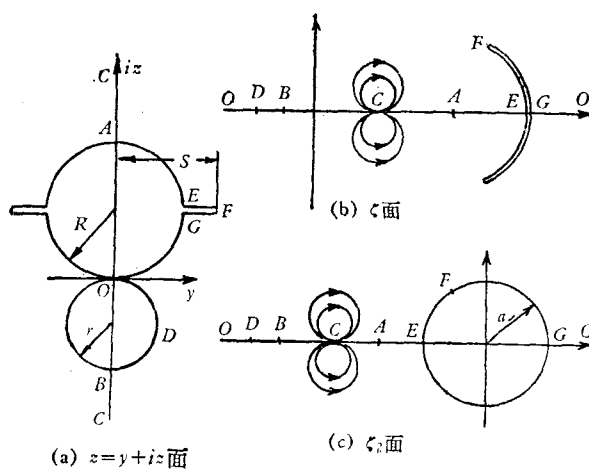


图 1 物理平面与转绘平面

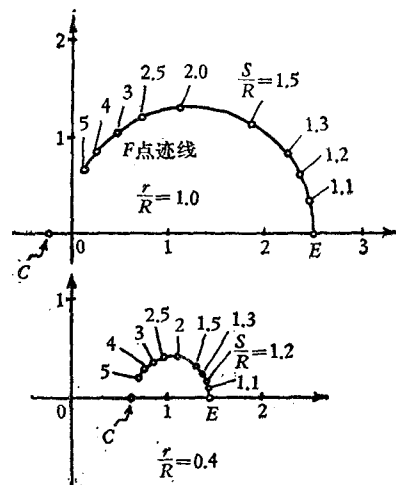


图 2 ζ 平面上机翼的迹线

* 1977 年 11 月 1 日收到。

转到 Z 平面, 将 $W(Z)$ 围绕无穷远点展开, 得到

$$W(Z) = \frac{K}{2\pi} \left(\frac{1}{R} + \frac{1}{r} \right) \left\{ Z + (\text{const.}) - \frac{\frac{1}{6} + \frac{1}{4} \cot^2 \left(\frac{r\pi}{R+r} \right)}{\left[\frac{1}{2\pi} \left(\frac{1}{R} + \frac{1}{r} \right) \right]^2} \frac{1}{Z} + \dots \right\}$$

式中大括号前系数必须等于 $(-V_\infty \alpha i)$, 才能使 Z 面无穷远处获得规定的均匀横流速度 $V_\infty \alpha$, 从而确定 K 值. 最终得到计算组合体升力的细长体理论精确解析公式

$$\frac{Y}{\rho_\infty V_\infty^2 \alpha \pi R^2} = 8\pi^2 \frac{\frac{1}{6} + \frac{1}{4} \cot^2 [(r\pi)/(R+r)]}{[1 + (R/r)]^2} - \left(1 + \frac{r^2}{R^2} \right) \quad (4)$$

2. 翼-身组合体带外挂物 ($S > R$)

如图 1, 仍然利用转绘式 (2), 机翼在 ζ 平面上转绘成一弧形切缝 EFG , 图 2 是计算得到的切缝形状. 作为近似, 用中心位在实轴, 并且通过 E 和 F 点的圆弧代替该缝, 就可以进一步用茹可夫斯基转绘式, 将圆弧切缝转绘为 ζ_2 平面上中心在坐标原点半径为 a 的圆.

表 1 各部件及组合体的升力系数 (α 单位为弧度)

$$C_{y_{W+B+S}} = \frac{Y}{\rho_\infty V_\infty^2 \alpha \pi R^2}, \quad C_{y_B} = \frac{Y_B}{\rho_\infty V_\infty^2 \alpha \pi R^2}, \quad C_{y_S} = \frac{Y_S}{\rho_\infty V_\infty^2 \alpha \pi r^2}$$

$\frac{r}{R}$	$S/R = 1.0$			$S/R = 1.5$		
	$C_{y_{W+B+S}}$	C_{y_B}	C_{y_S}	$C_{y_{W+B+S}}$	C_{y_B}	C_{y_S}
0.2	0.9705	0.9819	-0.2848	1.6634	1.2707	-0.3383
0.6	0.9668	0.8328	0.3721	1.6229	1.1244	0.2856
1.0	1.2899	0.6449	0.6449	1.8666	0.9300	0.5650
1.4	2.0001	0.4729	0.7792	2.4867	0.7440	0.7146
	$S/R = 2.0$			$S/R = 3.0$		
0.2	3.2168	1.7846	-0.4247	8.0750	2.9617	-0.5667
0.6	3.1186	1.6470	0.1390	7.8902	2.8473	-0.1191
1.0	3.2240	1.4500	0.4204	7.7526	2.6648	0.1492
1.4	3.6700	1.2485	0.5906	7.8366	2.4575	0.3255
	$S/R = 4.0$			$S/R = 5.0$		
0.2	15.0249	4.1950	-0.6594	24.0016	5.4461	-0.7213
0.6	14.7922	4.1004	-0.2974	23.7420	5.3666	-0.4200
1.0	14.4992	3.9405	-0.0701	23.3541	5.2276	-0.2215
1.4	14.3106	3.7471	0.1072	22.9820	5.0531	-0.0586

在 ζ_2 平面的 C 点放置偶极子, 模拟物理平面无穷远处均匀横流, 为了使圆 EFG 为流线, 可以利用 Milne-Thompson 的圆定理^[2]写出复位函数

$$W = \frac{K}{\zeta_2 - (\zeta_2)_C} + \frac{K}{(a^2/\zeta_2) - (\zeta_2)_C} \quad (5)$$

K 值的确定方法与上述相同. 最后, 可以找出计算升力的解析公式.

3. 计算结果

利用所推导的公式,在 X-2 型计算机上作了计算,结果见表 1。用脚注 $W + B + S$, B 和 S 分别表示组合体、机身和外挂物,表中给出对应部件的升力系数值。外挂物与机身上的升力是直接利用公式(1)沿对应部件横截面进行数值积分确定的。利用表 1 所给的结果可以确定与[1]类似的干扰升力比值,以供空气动力估算参考。

参 考 文 献

- [1] Nielsen, J. N., Missile Aerodynamics, McGraw-Hill Book Company, Inc. (1960).
- [2] Milne-Thompson, L. M., Theoretical Hydrodynamics, The Macmillan Company (1950).

AERODYNAMIC INTERFERENCE OF WING-BODY-STORE COMBINATIONS

Huang Ming-chu

(Nanjing Aeronautical Institute)