

# 某型飞机表面局部压力计算

童中翔, 翟庆刚

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

**摘要:**根据流场的叠加原理,用平面点源、点汇、二元直匀流叠加而成的流场模型,模拟某型飞机机身的表面流场。该流场模型的主要参数与机身几何参数一一对应,只要代入机身几何数据,就可以求出该模型的精确表达式。再根据实际飞行条件,把该流场模型转化为三元流场,根据流场特性,可以确定机身表面的压力分布规律。通过与该型飞机实验数据的比较可知,此模型及计算程序精度较高,具有普遍的适用性。

**关键词:**流场;速度;压力;扰动

**中图分类号:**V21      **文献标识码:**A      **文章编号:**1009-3516(2004)02-0013-03

某型飞机在飞行训练中,后舱玻璃突然破碎,造成极大的飞行隐患,威胁飞行安全。经分析,后舱玻璃破碎是机身表面压力系数过大所致。对此,需要计算飞机机身的表面压力,以解决该问题。同时,飞机表面压力计算,对于确定飞机结构强度,计算飞机飞行性能,以及在飞行仿真中都有极大的应用。

该机机身细长,近似为一个旋成体,飞行中大部分时间为定常平飞,且迎角、侧滑角、偏航角、滚转角都较小。可以假设机身绕流均匀对称,并可以简化为一个二元流场。用一个平面点源、点汇、二元直匀流相叠加,可以得到一个类似于机身绕流的流场模型。此模型的主要参数就是点源、点汇的强度  $Q_1$ 、 $Q_2$ ,它们之间的距离  $l$  和二元直匀流的速度  $V_0$ 。只要求出它们的值,就可以确定机身表面的压力分布。

## 1 求点源、点汇的强度及其距离

设直匀流的速度为  $V_0$ ,平面点源、平面点汇的强度分别为  $Q_1$ 、 $Q_2$ ,点源、点汇之间的距离为  $l$ ,建立平面直角坐标系,取点源为坐标原点  $O$ ,水平向右为  $x$  轴,则它们叠加形式见图 1。

由于该型飞机的巡航速度为 500 km/h,所以取  $V_0 = 500$  km/h,因为该机机身前后基本对称,所以点源、点汇的强度相等,即  $Q_1 = Q_2$ 。根据叠加原理,叠加后流场的速度位和流函数分别为<sup>[1]</sup>

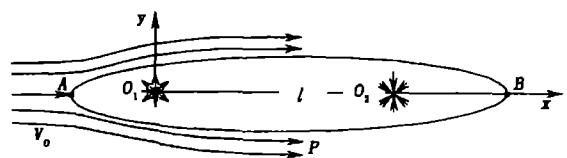


图1 点源、点汇、直匀流叠加图

$$\Phi(x, y) = V_0 x + \frac{Q}{4\pi} \ln(x^2 + y^2) - \frac{Q}{4\pi} \ln[(x-l)^2 + y^2]; \Psi(x, y) = V_0 y + \frac{Q}{2\pi} \arctan \frac{y}{x} - \frac{Q}{2\pi} \arctan \frac{y}{x-l} \quad (1)$$

于是流场中各点的速度方程为

$$V_x = \frac{\partial \Phi}{\partial x} = V_0 + \frac{Q}{2\pi} \left[ \frac{x}{x^2 + y^2} - \frac{x-l}{(x-l)^2 + y^2} \right]; V_y = \frac{\partial \Phi}{\partial y} = \frac{Q}{2\pi} \left[ \frac{y}{x^2 + y^2} - \frac{y}{(x-l)^2 + y^2} \right] \quad (2)$$

由图 1 可知 A、B 两点速度为零,是驻点,把  $V_x = 0, y = 0$  代入式(2),解得

$$x_{1,2} = l/2 \pm \sqrt{l^2 + 2Ql/\pi V_0}/2。设该机机身长度为 a,于是可得: |x_1 - x_2| = a。经整理得$$
$$l^2 + 2Ql/\pi V_0 = a^2 \quad (3)$$

又因为当  $x=l/2$  时,点源、点汇所引起的  $y$  向分速度  $V_y$  大小相等方向相反,所以在  $x=l/2$  处  $V_y=0$ 。而它们引起的  $V_x$  却是大小、方向都相同,并指向  $x$  正向,把  $x=l/2$  代入式(1)得:

$$V_x = V_0 + Ql[l/(l^2 + 4y^2)]/\pi \quad (4)$$

机身厚度为  $h$ ,把  $y=h/2$ ,  $y=0$ ,代入式(4),并计算在  $x=l/2$  处,流线  $APB$  所围区域内的平均速度为

$$\bar{V} = (V_{x0} + V_{h/2})/2 = V_0 + Q/\pi l + Ql/\pi(l^2 + h^2) \quad (5)$$

因为在  $x=l/2$  处,从点源  $O$  发出的流量为  $Q$  的流体全部在流线  $APB$  所围区域内以平均速度  $\bar{V}$  流向右边,而机身厚度为  $h$ ,于是得到  $\bar{V} = Q/h$ ,即

$$V_0 + Q/\pi l + Ql/\pi(l^2 + h^2) = Q/h \quad (6)$$

查该机有关资料,机身长度  $a=34.8$  m,机身高度  $h=2.5$  m,又已知  $V_0=500$  km/h  $=138.9$  m/s,代入式(2)、(3)、(5)、(6),联立求解,即

$$l^2 + 2Ql/\pi V_0 = a^2; V_0 + Q/\pi l + Q/\pi(l^2 + h^2) = Q/h \quad (7)$$

解得:  $Q=364.3$  m<sup>2</sup>/s,  $l=34$  m。

## 2 建立二元流场模型

把驻点  $A$  的坐标代入流函数方程,因为  $\theta_A = \theta_{A'} = \pi$ ,得

$$\Psi_{APB} = v_0 y_A + Q\theta_{A'}/2\pi - Q\theta_A/2\pi = 0 \quad (8)$$

根据  $\Psi(x, y) = C$ ,可得流线方程为

$$\Psi_{APB} = v_0 y_A + \frac{Q}{2\pi} \arctan \frac{y}{x} - \frac{Q}{2\pi} \arctan \frac{y}{x-l} = 0 \quad (9)$$

流场上的各点的压力用伯努力方程求出:

$$P = (P_0 + V_0^2/2) - (V_x^2 + V_y^2)/2 \quad (10)$$

其压力系数为

$$\bar{P} = 2(P - P_0)/\rho v_0^2 = 1 - (v_x^2 + v_y^2)/v_0^2 \quad (11)$$

于是速度方程(1)、流线方程(9)、压力系数方程(10)构成一个二元流场模型<sup>[2]</sup>,整理为

$$\begin{cases} V_0 y + \frac{Q}{2\pi} \arctan \frac{y}{x} - \frac{Q}{2\pi} \arctan \frac{y}{x-l} = 0; V_x = V_0 + \frac{Q}{2\pi} \left[ \frac{x}{x^2 + y^2} - \frac{x-l}{(x-l)^2 + y^2} \right] \\ V_y = \frac{Q}{2\pi} \left[ \frac{x}{x^2 + y^2} - \frac{x-l}{(x-l)^2 + y^2} \right]; \bar{P} = 1 - \frac{v_x^2 + v_y^2}{v_0^2} \end{cases} \quad (12)$$

式中:  $Q=364.3$  m<sup>2</sup>/s,  $l=34$  m,  $V_0=138.9$  m/s。对应每一个都有一个压力系数  $\bar{P}$  与之对应,此模型对其它各类飞机也适用。

## 3 压力系数求解及与实际比较

我们已经建立了一般的二元流场模型,但还要根据具体的飞行条件,把此模型转化为三元流场,并考虑到实际中的干扰,对结果进行加权校正。飞机在正常飞行中都有迎角  $\alpha$ ,只不过通常  $\alpha$  较小,其绕流仍类似于图1,只是流动不再对称。迎角的主要影响是使气流产生了绕机身的周向流动。机翼的影响主要是改变了机身的局部迎角,另一方面在机身上引起  $x$  向的诱导速度  $V'_x$  和洗流速度  $V'_y$ 。

综合考虑机身和机翼的影响<sup>[3]</sup>,可以设

$$\bar{P}_{\text{real}} = k_1 k_2 \bar{P} \quad (13)$$

式中:  $k_1$  与迎角有关,可表示为  $k_1 = f(\alpha)$ ;  $k_2$  与机翼的安装角  $\Psi$  它与弦长度  $b$  有关,可以表示为  $k_2 = f(\Psi, b)$ 。由于该型飞机的飞行速度较低,迎角引起的绕流增益较小,机翼引起的  $V'_x$  与  $V'_y$  都较小,为简化计算,可以取  $k_1, k_2$  为常数。根据实验数据,取  $k_1 = 1.1$ ,  $k_2 = 1.15$ ,于是得实际压力系数为

$$\bar{P}_{\text{real}} = k_2 k_1 \bar{P} = 1.265 \bar{P} \quad (14)$$

对该型飞机,由于发动机装在机翼根部,紧靠机身,还要考虑发动机对机身绕流的影响<sup>[4]</sup>。设发动机空气流量为  $G$ ,推力为  $P_r$ ,喷口的气流速度为  $V'$ ,有  $P_r = G\Delta v = G(V' - v_0)$ ,即  $V' = P_r/G + v_0$ 。

所以,从发动机喷口位置开始,速度  $V'_x$  增加了  $V'$ , 最后为  $V'_x = v_x + V' = v_x + v_0 + P_r/G$ 。将此式代入式(12)并与式(14)联立,即可求出机身上各点的实际压力系数。已知该型飞机发动机的额定推力为 7 650 kg, 空气流量为 162 kg/s, 带入式(12)经计算,绘制出机身上各点的压力系数曲线<sup>[3]</sup>。

此流场模型计算的的压力系数曲线与风洞测试的压力系数曲线相比较,结果见图 2。

由图 2 可以看出,在机身顶点 A 处,压力系数  $\bar{P} = 1$ ; 从 A 点往后,  $\bar{P}$  迅速下降,在距 A 点不远处,  $\bar{P}$  降为零,说明该处速度已达到远前方来流速度  $V_\infty$ ; 此后,气流沿机身表面加速,经过一段距离以后,流速达到最大,  $\bar{P}$  达到最小,这一点称为最大速度点,或最低压力点;过了最大速度点后,流体开始减速,压力系数变大。由于该型飞机的发动机装在机翼根部,所以发动机的进、出口气流对机身绕流影响较大,特别是在喷口处,由于速度的急剧增大,导致压力系数迅速减小,形成阶跃性的变化。在机后无穷远处,速度已和来流速度相同,  $\bar{P}$  又趋于零。

与实际数据比较可知,此模型计算比较精确,能够较好地反应飞机机身表面的压力分布规律,用此方法可以解决实际问题,对其他飞机也很适用。

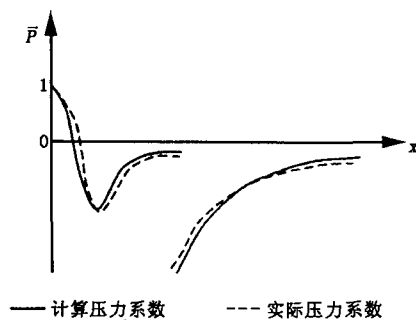


图 2 两种曲线的对比

#### 参考文献:

- [1] 张建邦,程邦勤,王旭. 飞机扰动运动方程特征根的数值求解[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2002,3(4):81-83.
- [2] 童中翔,王晓东. 大气紊流仿真算法的改进[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2002,3(6):10-13.
- [3] 曾攀,石刚. 孔劲. 工程中的高梯度问题及 Bezier 耦合单元建模[J]. 应用力学学报,2003,20(2):6-11.
- [4] 张志斌,李新亮,沈孟育. 三维直叶栅非定常流动的并行计算研究[J]. 航空动力学报,2003,18(2):283-288.

(编辑:姚树峰)

## A Local Pressure Algorithm of a Certain Airplane Surface

TONG Zhong-xiang; ZHAI Qing-gang

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China)

**Abstract:** The pressure of a certain airplane surface is calculated. Based on the superpose principle of current field, a two-dimension model with a planar point-fountain, a point-converge and a constant current of current field is established. According to the corresponding relationship between the main parameters of the model and the geometric parameters of the airframe, the model can be translated to three-dimension and expressed accurately. The rule of pressure distributing on the airframe surface can be gained from the characteristics of the current field. Finally, the contrast between the experiment and the calculation shows that the model and the procedure are exact, and the model can be used in a wide range.

**Key words:** current field; velocity; pressure; disturbance