

# 利用飞行试验数据进行飞机极曲线计算研究

张 建 杨翠霞

(中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089)

**摘 要:** 使用飞行试验数据进行飞机升力系数、阻力系数和极曲线研究是飞机性能试飞一个重要的方面, 但是, 由于各种因素的限制, 在飞行试验过程中, 我们很难得到飞机的升阻特性。本文主要介绍了使用爬升数据计算飞机升力系数和阻力系数的方法, 这种计算方法已经在 LE500 合格审定试飞时成功使用, 对螺旋桨飞机升阻特性评定具有一定的指导意义。

**关键词:** 升阻特性; 极曲线; 合格审定; 飞行试验

## 1 引 言

极曲线是衡量飞机升阻特性最重要的气动数据, 也是计算飞机性能最重要的原始数据。该数据可通过风洞试验获得, 也可在飞行试验的过程中获得。

在 LE500 飞机的合格审定试飞过程中, 我们验证了一种通过飞行试验数据来获得飞机升力系数、阻力系数和极曲线的方法。本方法直接使用各种状态的爬升飞行试验数据来推导飞机的极曲线, 然后使用此极曲线进行飞机的爬升性能换算, 这种方法对飞机性能试飞具有很重要的意义。

此方法是一种简化方法, 其假设为: 爬升速度引起的压缩性阻力可忽略不计 (一般来说马赫数小于 0.6), 爬升角小于  $15^\circ$ 。

## 2 阻力系数和升力系数计算方法

飞机的阻力系数和升力系数可以使用很多种飞行状态进行计算, 如稳定爬升、稳定平飞、稳定下滑等。对飞机稳定直线爬升时飞机的简化动力学方程为

$$P - \frac{1}{2}\rho V^2 SC_D - G \sin \theta = 0 \quad (1)$$

$$\frac{1}{2}\rho V^2 SC_L = G \cos \theta \quad (2)$$

稳定平飞时飞机的简化动力学方程为

$$P - \frac{1}{2}\rho V^2 SC_D = 0 \quad (3)$$

$$\frac{1}{2}\rho V^2 SC_L = G \quad (4)$$

稳定直线下滑时的简化动力学方程为

$$\frac{1}{2}\rho V^2 SC_D = G \sin \theta \quad (5)$$

$$\frac{1}{2}\rho V^2 SC_L = G \cos \theta \quad (6)$$

但是,螺旋桨飞机对滑流阻力很敏感,而且所有飞机都对配平阻力很敏感,所以,不能将一种飞行状态推广到另一种飞行状态,所以按照以上方程求出的极曲线不能相互通用,应当依次称为爬升极曲线、平飞极曲线和下滑极曲线。

由于在 LE500 飞机的合格审定过程中,我们只进行了稳定爬升状态的升阻力系数的求解,因此这里只推导爬升状态升力系数  $C_L$  和阻力系数  $C_D$  的求解方法。

将式 (1) 两边分别乘以  $V$ , 并令  $V = V_e / \sqrt{\sigma}$ , 则式 (1) 变为

$$BHP_T \cdot \eta_p - \frac{\frac{1}{2}\rho_0 V_e^3 SC_D}{\sqrt{\sigma}} - GV_{y\tau} = 0 \quad (7)$$

式中:  $BHP_T$ ——实际马力;

$\eta_p$ ——螺旋桨的效率;

$V_e$ ——当量空速;

$S$ ——机翼面积;

$\sigma$ ——大气密度比;

$V_{y\tau}$ ——实际爬升率,它通过飞行试验观测爬升率修正得到,修正公式为

$$V_{y\tau} = \frac{T_H}{T_{sd}} \cdot AF \cdot V_{yT} \quad (8)$$

式中:  $T_H$ ——试验日大气温度 (K);

$T_{sd}$ ——标准大气温度 (K);

$V_{yT}$ ——试验观测的爬升率;

$AF$ ——压缩性修正因子 (低速时可以不考虑), 其计算公式为

$$AF = \frac{(1 + 0.2Ma^2)^{3.5} - 1}{(1 + 0.2Ma^2)^{2.5}} - 0.133Ma^2 + 1 \quad (9)$$

将式 (8) 代入, 从此式可求得阻力系数  $C_D$  为

$$C_D = \left[ BHP_T \cdot \eta_p - W \frac{T_H}{T_{sd}} \cdot AF \cdot V_{yT} \right] \cdot \frac{2\sqrt{\sigma}}{\rho_0 V_e^3 S} \quad (10)$$

同样, 令  $V = V_e / \sqrt{\sigma}$ , 式 (2) 变为

$$\frac{1}{2}\rho_0 V_e^2 SC_L = W \sqrt{1 - \left( \frac{V_{y\tau}}{V} \right)^2} = W \sqrt{1 - \left( \frac{V_{y\tau}}{V_e} \right)^2 / \sqrt{\sigma}} \quad (11)$$

将式 (8) 代入, 从而可求升力系数  $C_L$  为

$$C_L = \frac{2W \cdot \sqrt{1 - \left[ \frac{\sqrt{\sigma} T_H}{V_e T_{sd}} \cdot AF \cdot V_{yT} \right]^2}}{\rho_0 V_e^2 S} \quad (12)$$

通过式 (10) 和式 (12) 就可以进行飞机爬升升力系数和阻力系数的计算, 此方法

计算的升力系数和阻力系数的精度与可用功率和螺旋桨效率数据的精度密切相关, 如果想要得到很高精度的升阻系数, 必须具有十分准确的发动机功率和螺旋桨效率计算值。

### 3 数据曲线图

飞机的阻力系数和升力系数之间的关系为

$$C_D = C_{D0} + AC_L^2 \quad (13)$$

假设飞机的速度较低, 也就是说飞行马赫数的变化范围很小, 此时飞机的型阻系数  $C_{D0}$  和诱导阻力因子  $A$  均保持不变, 此时阻力系数  $C_D$  和升力系数平方  $C_L^2$  之间将成为直线关系。

根据不同高度、重量和空速的爬升试验计算出  $C_D$  和  $C_L$ , 就可以绘制  $C_D$  随  $C_L^2$  变化的曲线图。根据所绘制的曲线, 可用图解法确定型阻系数  $C_{D0}$ , 并可得到飞机的诱导阻力因子

$$A = \frac{C_L^2}{(C_D - C_{D0})} \quad (14)$$

式中:  $A$ ——诱导阻力因子。

在 LE500 飞机的试飞过程中, 我们使用襟翼收上、起落架收上构型的爬升数据进行极线法爬升性能换算, 所得到的飞机极曲线如图 1 所示, 根据极曲线, 可以求得诱导阻力因子。

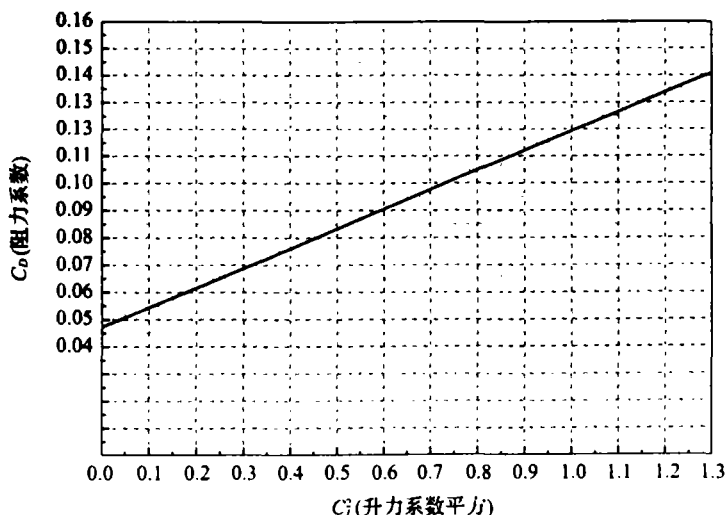


图 1 LE500 飞机升阻特性曲线

### 4 升阻特性曲线的应用

以上求得的  $C_L^2$  随  $C_D$  变化的数据是由重量、高度、温度和功率的试验日状态求得的,

使用以上求得的升阻特性曲线, 可以确定标准大气条件下的飞机的爬升性能数据。根据方程 (1) 可得到如下公式

$$V_y = \frac{(THP_A - THP_R)}{W_{sd} \cdot AF} \quad (15)$$

式中:  $THP_A$ ——可用推进马力;

$THP_R$ ——需用推进马力;

$W_{sd}$ ——标准重量 (kg)。

$$THP_A = BHP_c (\eta_p) \quad (16)$$

式中:  $BHP_c$ ——试验日密度高度上的制动马力。

$$THP_R = \frac{1}{2} \rho V^3 S (C_{D0} + AC_L^2) \quad (17)$$

用  $C_L = \frac{2G_{sd} \cos \theta}{\rho V^2 S}$  替换上式中的变量, 并假设  $\cos \theta = 1$ , 上式可以变化为

$$THP_R = \frac{1}{2} \sigma V^3 \rho_0 S C_{D0} + \frac{2AG_{sd}^2}{\sigma \rho_0 V S} \quad (18)$$

式中:  $V$ ——真空速;

$C_{D0}$ ——型阻系数;

$\rho_0$ ——海平面大气密度。

## 5 结 论

从我们使用此方法对不同高度稳定爬升数据的处理结果来看, 此方法不仅是一种很好的爬升性能数据处理方法, 而且还可以让我们了解飞机的升阻特性, 这也是飞机设计部门最想知道的问题。所以, 此方法是螺旋桨飞机爬升性能换算中一种很值得推荐的方法, 它在帮助我们了解飞机的升阻特性方面具有很高的价值, 这种方法的使用也为以后此类飞机爬升性能数据处理奠定了很好的基础。

## 参 考 文 献

- [1] AC 23-8A. The Chinese flight test establishment of AVIC I, 1990.

作者简介:

张建 (1976—), 男, 陕西西安人, 中国飞行试验研究院工程师, 硕士, 1999年毕业于西北工业大学飞行器设计专业, 2003年硕士毕业, 主要从事飞机飞行性能的试飞研究工作。通信地址: 中国飞行试验研究院飞机所; 邮编: 710089; 电话: (029) 86830411, 13572856495; E-mail: zhangjian20032003@263.net

杨翠霞 (1980—), 女, 山东泰安人, 中国飞行试验研究院工程师, 硕士, 2004年南京理工大学兵器科学专业硕士毕业, 主要从事飞机飞行品质的试飞研究工作。

## Using Flight Test Data to Make the Aircraft Drag Polar Calculation

ZHANG-Jian<sup>1</sup>, YANG Cui-xia<sup>2</sup>

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** Using the flight test data to make the lift coefficient, drag coefficient and polar curve research is one of the important aspects in the aircraft's performance test, however, because of various limitations, it is very difficult to gain the drag and lift characteristics during flight test. This paper mainly introduces the method by which we can calculate the lift coefficient and drag coefficient using the climb flight data, this method is successfully implemented in the LE500 certification flight test, being a guidance for the propeller category aircraft's drag-lift characteristics evaluation.

**Key Words:** lift-drag characteristics; polar curve; qualification certification; flight test