

试飞数据处理方法——升力曲线和极曲线

汤海荣

(上海飞机设计研究院总体气动设计研究部,上海 200436)

A method to process flight test data

Tang Hairong

(General Configuration and Aerodynamics Department of SADRI, Shanghai 200235, China)

摘要:介绍了一种试飞数据处理的方法,详细介绍了数据处理步骤。并以具体的试飞数据为例,根据提供的方法得出升力系数和阻力系数,进而可得到升力曲线和极曲线。对比了试飞数据和风洞试验的结果,两者基本相一致。在处理大量试飞数据的过程中,编写了相应的程序,提高了工作效率。

关键词:试飞数据处理;极曲线;升力曲线

[Abstract] This article describes a method to process flight test data and its procedures. There is an example of calculating the lift and drag coefficient hence getting the lift and polar curve from flight test data. The analytical result and the wind tunnel experiment result are mostly agreed. From the experience of processing flight test data, two programs have been developed to improve the efficiency.

[Key words] process flight test data; polar curve; lift curve

0 引言

在民用飞机试飞取证过程中,性能试飞是一项重要的试飞内容,主要是验证 CCAR(中国民用航空规章)或 FAR(联邦航空条例)中第 25 部的相应条款。

试飞数据处理是性能试飞工作的重要组成部分。首先,通过数据处理可得出飞行试验的结果;其次,由于在实际试飞中,试飞试验取得的只是一些离散点,很多性能数据需通过试飞数据计算得到,这些计算得到的结果将同样作为取证的依据,如通过试飞数据得到的极曲线可用于校验并修正风洞试验的结果,修正后的极曲线可用于计算爬升梯度、巡航性能等数据,因此在整个性能试飞中往往安排较多的飞行架次进行极曲线试飞。试飞数据处理工作也是基于此产生的。

1 试飞数据处理方法

升力曲线和极曲线的试飞方法可以采用爬升和平飞两种方式。本文着重介绍采用平飞方法试飞得到升力曲线与极曲线。

本文的试飞数据处理方法是:由试飞数据得到重力和推力数据(由风扇百分比转速、速度和高度插值得到),采用动力学方程计算出升力系数和阻力系数。

1.1 飞机上的外力

作用于飞机上的外力主要有:飞机的重力 G 、气动力 R (包括升力、阻力和侧力)和发动机推力。其中升力、阻力和侧力的表达式分别为:

$$Y = \frac{1}{2}\rho V^2 S c_y = 0.7 p_H M^2 S c_y \quad (1)$$

$$Q = \frac{1}{2}\rho V^2 S c_x = 0.7 p_H M^2 S c_x \quad (2)$$

$$Z = \frac{1}{2}\rho V^2 S c_z = 0.7 p_H M^2 S c_z \quad (3)$$

式中, c_y 、 c_x 和 c_z 分别为升力系数、阻力系数和侧力系数,它们主要取决于马赫数 M 、雷诺数 Re 、迎角和侧滑角。

1.2 平飞方式的升力系数和阻力系数公式

采用航迹坐标系(原点与飞机质心重合, x 轴指向飞行速度方向; y 轴垂直于 z 轴,指向上方,并位于铅垂平面内; z 轴垂直于 xy 平面,指向右),飞机质心动力学方程为:

$$m \frac{dV}{dt} = P_{ky} \cos(\alpha + \varphi_p) \cos \beta - Q - G \sin \theta \quad (4)$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = P_{ky} [\cos(\alpha + \varphi_p) \sin \beta \sin \gamma_s + \sin(\alpha + \varphi_p) \cos \gamma_s] + Y \cos \gamma_s - Z \sin \gamma_s - G \cos \theta \quad (5)$$

$$-mV \cos \theta \frac{d\psi_s}{dt} = P_{ky} [-\cos(\alpha + \varphi_p) \sin \beta \cos \gamma_s + \sin(\alpha + \varphi_p) \sin \gamma_s] + Y \sin \gamma_s + Z \cos \gamma_s \quad (6)$$

式中: G 为飞机重力(N); m 为飞机质量(kg);

P_{ky} 为发动机可用推力(N); Y 、 Q 、 Z 分别为飞机升力、阻力和侧力(N); α 、 β 分别为飞机迎角和侧滑角; ψ_s 为航迹偏转角,飞行速度 V 在水平面上的投影与地面坐标系 x 轴之间的夹角; γ_s 为滚转角; φ_p 为发动机安装角。

当飞机作无侧滑飞行时, $\beta = 0, Z = 0$, 方程(4)、(5)、(6)简化为:

$$m \frac{dV}{dt} = P_{ky} \cos(\alpha + \varphi_p) - Q - G \sin \theta \quad (7)$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = [P_{ky} \sin(\alpha + \varphi_p) + Y] \cos \gamma_s - G \cos \theta \quad (8)$$

$$-mV \cos \theta \frac{d\psi_s}{dt} = [P_{ky} \sin(\alpha + \varphi_p) + Y] \sin \gamma_s \quad (9)$$

当飞机作定常直线平飞时, $\frac{dV}{dt} = 0, \frac{d\theta}{dt} = 0, \theta = 0, \frac{d\psi_s}{dt} = 0, \gamma_s = 0$, 方程(7)、(8)、(9)简化为:

$$P_{ky} \cos(\alpha + \varphi_p) = Q \quad (10)$$

$$P_{ky} \sin(\alpha + \varphi_p) + Y = G \quad (11)$$

将方程(1)代入方程(11), 可得,

$$c_y = \frac{G - P_{ky} \sin(\alpha + \varphi_p)}{0.5\rho V^2 S} = \frac{G - P_{ky} \sin(\alpha + \varphi_p)}{0.7\rho_H M^2 S} \quad (12)$$

将方程(2)代入方程(10), 可得:

$$c_x = \frac{P_{ky} \cos(\alpha + \varphi_p)}{0.5\rho V^2 S} = \frac{P_{ky} \cos(\alpha + \varphi_p)}{0.7\rho_H M^2 S} \quad (13)$$

式中, 飞机重量 G 由试飞测得的飞机燃油消耗量(或余油量)计算得到。

1.3 爬升方式的升力系数和阻力系数公式

飞机作等真速(无滚转)爬升时, $\frac{dV}{dt} = 0, \frac{d\theta}{dt} = 0, \gamma_s = 0$, 方程(7)、(8)可简化为:

$$P_{ky} \cos(\alpha + \varphi_p) = Q + G \sin \theta \quad (14)$$

$$P_{ky} \sin(\alpha + \varphi_p) + Y = G \cos \theta \quad (15)$$

将方程(1)代入方程(15), 可得,

$$c_y = \frac{G \cos \theta - P_{ky} \sin(\alpha + \varphi_p)}{0.5\rho V^2 S} = \frac{G \cos \theta - P_{ky} \sin(\alpha + \varphi_p)}{0.7\rho_H M^2 S} \quad (16)$$

将方程(2)代入方程(14), 可得,

$$c_x = \frac{P_{ky} \cos(\alpha + \varphi_p) - G \sin \theta}{0.5\rho V^2 S} =$$

$$\frac{P_{ky} \cos(\alpha + \varphi_p) - G \sin \theta}{0.7\rho_H M^2 S} \quad (17)$$

式中航迹角 θ 可由试飞测得的爬升率 V_y 值(按 $\theta = \arcsin \frac{V_y}{V}$) 计算得到。

2 影响升力系数和阻力系数计算的因素

2.1 推力

由计算公式可知, 在试飞中所采用的发动机推力是影响计算的主要因素之一, 所以必须保证计算中采用的发动机推力数据是经飞行试验验证的推力数据。

2.2 高度

准确的飞行高度是得到推力、大气密度等参数的前提, 所以试飞中一般采用由前支杆或拖锥测量出高度的位置误差修正量 ΔHP , 经位置误差修正后才能得到准确的(经位置误差修正的)气压高度值。

2.3 重心

飞机的重心位置不同, 配平飞机(纵向)的平尾偏角就不同, 在本文中选取的试飞数据的重心应根据飞机的装载及燃油量数据确定的、与风洞结果相比必须考虑、重心位置误差的影响。

3 试飞数据处理

本节结合某型号飞机的试飞数据, 选取等速直线平飞的一段飞行数据, 采用上述方法进行计算, 得到升力系数和阻力系数。本节详细介绍了试飞数据处理步骤, 给出了数据处理的结果, 并将试飞结果与风洞试验的结果进行对比。

3.1 数据的挑选和读取

试飞数据是各飞行参数(如速度, 高度, 发动机转速等)的时间历程。首先选择合适的数据段(作等速直线平飞段或正常盘旋段), 在本文中即选择飞机作等速直线平飞的数据段, 主要根据以下参数: 速度 V 、高度 H 、高度变化率 V_y 、航向角、迎角、大气温度、发动机风扇百分比转速、襟翼偏度以及起落架状态。选择合适的数据段并通过将以上所选参数绘成曲线, 如图 4 和图 5 所示, 根据这些参数判断飞机的飞行状态, 并选取定常(各参数都保持不变的一段)飞行的数据段。

由于试飞数据文件比较大, 为了便于读取数据, 编写了数据读取的程序, 其流程图见图 1。



图1 读取数据程序流程图

```

0 10 20 30
1 文件名.txt
2 09:34:38:697,10:17:21:197
3 6,
4 L_ADC_1_203_01$dh_1
5 L_ADC_1_205_01$dh_1
6 L_ADC_1_206_01$dh_1
7 L_ADC_1_212_01$dh_1
8 L_ADC_1_213_01$dh_1
9 L_ADC_1_320_01$dh_1
10 1
    
```

图2 读取所需参数

TIME	L_ADC_1_203_01\$dh_1	L_ADC_1_205_01\$dh_1
2 09:34:38:697	1338.000	0.002
3 09:34:38:947	1338.000	0.001
4 09:34:39:197	1338.000	0.001
5 09:34:39:447	1338.000	0.002
6 09:34:39:697	1338.000	0.001
7 09:34:39:947	1338.000	0.002
8 09:34:40:197	1338.000	0.001
9 09:34:40:447	1337.000	0.001
10 09:34:40:697	1338.000	0.001
11 09:34:40:947	1338.000	0.002
12 09:34:41:197	1338.000	0.002
13 09:34:41:447	1338.000	0.002
14 09:34:41:697	1338.000	0.002
15 09:34:41:947	1338.000	0.002
16 09:34:42:197	1338.000	0.001
17 09:34:42:447	1338.000	0.001
18 09:34:42:697	1338.000	0.001
19 09:34:42:947	1338.000	0.001

图3 输出结果

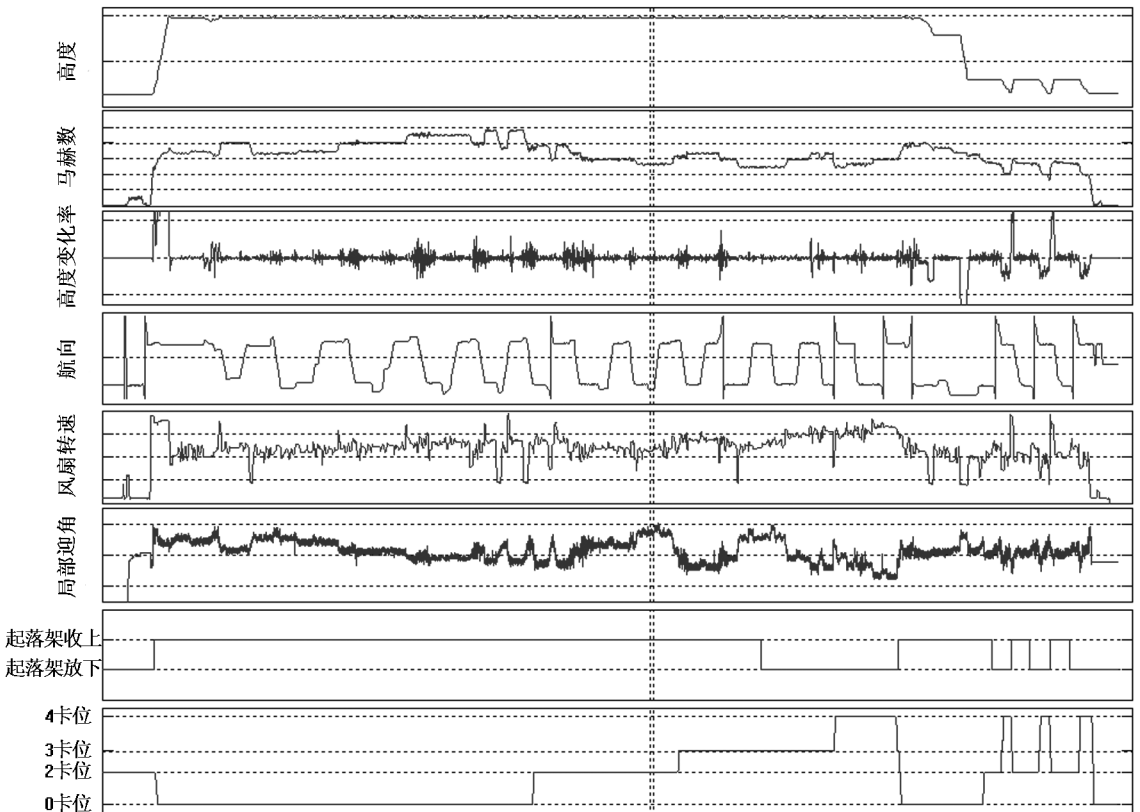


图4 数据段的选择

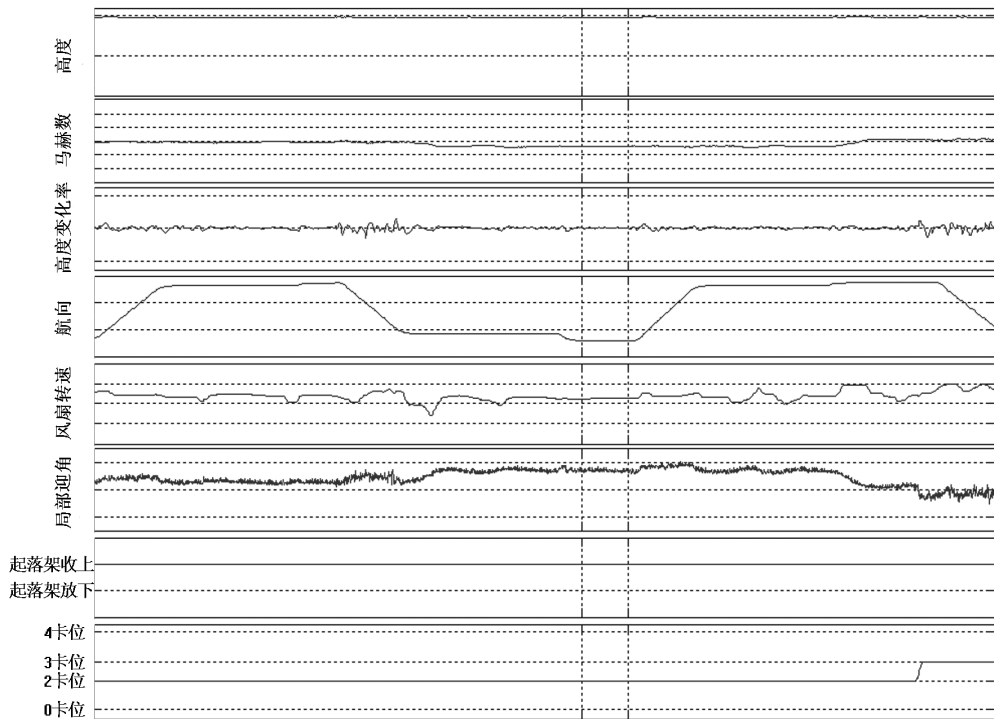


图5 数据段的选择

3.2 推力计算

根据速度、高度和风扇百分比转速(n1)可计算对应的推力值。计算中用到了线性插值公式和抛物线插值公式,分别为:

$$y(x) = y_0 \frac{(x - x_1)}{(x_0 - x_1)} + y_1 \frac{(x - x_0)}{(x_1 - x_0)} \quad (18)$$

$$y(x) = y_0 \frac{(x - x_1)(x - x_2)}{(x_0 - x_1)(x_0 - x_2)} + y_1 \frac{(x - x_0)(x - x_2)}{(x_1 - x_0)(x_1 - x_2)} + y_2 \frac{(x - x_0)(x - x_1)}{(x_2 - x_0)(x_2 - x_1)} \quad (19)$$

根据插值计算公式,编写了插值程序,流程图见图6。

推力数据(曲线)在不同函数间传递采用了自定义类型 TYPE:

```

Type :: arry
Real * 8   Height(50)
Real * 8   Mach(50,50)
Real * 8   n1(50,50,50)
Real * 8   Thrust(50,50,50)
EndType
    
```

3.3 计算结果

由公式(12)和(13)计算得到升力系数和阻力系数,图7和图8为试飞数据与风洞试验值的对比,两者基本相一致。

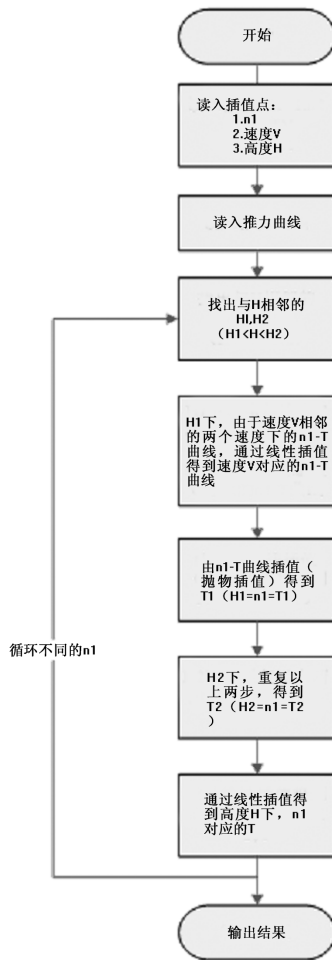


图6 插值程序流程图

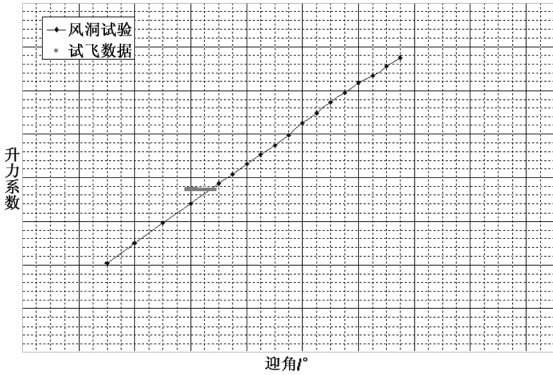


图7 风洞试验与试飞数据对比(升力曲线)

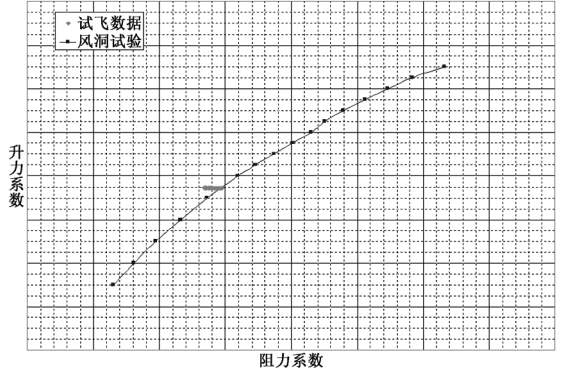
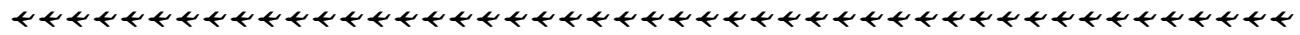


图8 风洞试验与试飞数据对比(极曲线)

4 结论

本文首先推导出试飞数据处理方法的计算公式,并结合实际试飞数据,详细介绍了试飞数据处理步骤,计算得到的结果与风洞试验的结果基本一致。

同时,在面对需要处理的大量试飞数据,本文编写了相应的程序,提高了工作效率。



(上接第8页)

用于新一代驾驶舱显示上。在军机上,已经有了触摸屏的应用。但在民机上,由于对安全性等方面的考虑,例如,触摸屏由于飞机颠簸容易导致误接触,因此现在只有部分便携式 EFB 采用触摸屏。同时,在民机驾驶舱中,触摸显示屏与飞行员之间的距离,触摸屏字符、图形等的显示尺寸等都将是需考虑的因素,因此,在新一代驾驶舱显示上,触摸屏应将用于 MFD 和三类 EFB 上,而 PFD 和 HUD 将不会采用触摸屏。

光标控制主要用于页面内容较多的显示器控制上,包括:飞行管理信息显示器、MFD 和 EFB。光标控制技术类似于商用鼠标,已用在 A380 上。

语音控制技术的应用也将大大减少飞行员工作量。鉴于安全性和语音控制技术局限的考虑,语音控制技术不能用于影响飞行安全的操作,只能用于一些较为繁琐但却不影响飞行安全的控制,例如,画面调度、无线电调谐等操作。

鉴于存在 TAWS、SVS、机场场面导引等均需地形数据库的情况,地形数据库等各类数据库的共用和调度在新一代驾驶舱中也相当重要。

5 结论

欧美航空设计的思想是通过新功能和新技术的不断加来提高飞机的安全性和可操控性,但这却

参考文献:

[1]张锡金等. 飞机设计手册(第6册)气动设计[M]. 北京:航空工业出版社,2002.
 [2]李开宁. 数值计算方法引论[M]. 北京:航空工业出版社,2002.
 [3]彭国伦. Fortran 95 程序设计[M]. 北京:中国电力出版社,2002.

在一定程度上增加了飞行员的工作量和培训时间,当新功能和新技术量的增加达到一定程度后,不但不能帮助提高飞机安全性,反而会降低飞机的安全性。因此,新一代驾驶舱显示技术不仅致力于增加新功能和新技术,更应着重于减少飞行员的工作量和培训时间,更形象地为飞行员提供情形认知。

参考文献:

[1]AC 23-26, Synthetic Vision and Pathway Depictions on the Primary Flight Display,2005.
 [2]AC 120-76A, Guidelines for the Certification, Airworthiness and Operational Approval of Electronic Flight Bag Computing Devices,2007.
 [3]RTCA DO-315, Minimum Aviation System Performance Standards (MASPS) For Enhanced Vision Systems, Synthetic Vision Systems, Combined Vision Systems and Enhanced Flight Vision Systems, SC-213, 2008. 12. 16.
 [4]AC25-11A, Electronic Flight Deck Display, 2007.
 [5]TSO-C151b, "Terrain Awareness And Warning System," December 17, 2002.
 [6]Lynda J. Kramer, Lawrence J. Prinzel III, Flight Test Evaluation of Synthetic Vision Concepts at a Terrain Challenged Airport, NASA/TP-2004-212997, February 2004.
 [7]Dr. M. C. Ertem. An Airborne Synthetic Vision System With HITS Symbology using X-plane for Head up Display, 24th Digital Avionics Systems Conference, October 30, 2005.