

# 基于风洞测压试验数据的飞机舵面铰链力矩系数计算方法研究

## Research on Calculation Method of Hinge Moment Coefficient of Aircraft Rudder Surface Based on Wind Tunnel Pressure Test Data

朱百六

Bailiu Zhu

中航通飞华南飞机工业有限公司 中国·广东 珠海 519040

AVIC Tongfei South China Aircraft Industry Co., Ltd., Zhuhai, Guangdong, 519040, China

**摘要:** 基于风洞测压试验所获得的压强数据,采用数值积分的方法计算出了舵面铰链力矩系数。通过分析数据并将数据与计算结果进行比较,证明了数据具有一定可信度,说明该铰链力矩计算方法具有一定的工程应用价值。推导出了计算舵面铰链力矩系数的积分公式,此公式简单可靠,但只适用于铰链轴位于弦平面内的舵面,而不适用于铰链轴位于弦平面外的舵面。对于轻型公务机研发单位来说,论文采用的这种获取铰链力矩系数的方法廉价而高效。

**Abstract:** Based on the pressure data obtained from wind tunnel pressure test, the rudder hinge moment coefficient is calculated by numerical integration method. By analyzing the data and comparing the data with the calculation results, it is proved that the data has a certain reliability, which shows that the hinge moment calculation method has a certain engineering application value. The integral formula for calculating the hinge moment coefficient of the rudder surface is derived. This formula is simple and reliable, but it is only applicable to the rudder surface where the hinge axis is located in the chord plane, not to the rudder surface where the hinge axis is located outside the chord plane. For the R & D unit of light business aircraft, the method used in this paper to obtain the hinge torque coefficient is cheap and efficient.

**关键词:** 测压试验; 铰链力矩; 弦平面; 轻型公务机

**Keywords:** pressure test; hinge moment; chord plane; light business jet

**DOI:** 10.12346/etr.v4i4.5585

## 1 引言

铰链力矩是作用于操纵面上的气动力对操纵面铰链轴产生的力矩,飞机舵面铰链力矩是飞机舵面操纵系统特性设计中的一个关键参数<sup>[1]</sup>。获取舵面铰链力矩数据有多种方法:理论估算所需时间最短,费用最低,但估算方法一般只适用于特定机型,并且只能估算铰链力矩线性变化部分<sup>[2]</sup>;CFD计算耗时适中,费用较低,但由于舵面位于主翼后缘,舵面和主翼之间的相互干扰涉及到大量流体力学复杂流动问题,要获得准确的铰链力矩数据存在很大困难<sup>[3]</sup>;通过风洞试验来获得铰链力矩数据是目前飞机研发阶段被普遍采用的手段,表明在8m×6m风洞中通过采用大尺寸模型和专用铰链力矩天平可以获得比较可靠的铰链力矩数据,但此方法费

用昂贵,且耗时长<sup>[4]</sup>;通过飞行试验实测技术能够获得最可靠的铰链力矩数据<sup>[1]</sup>,但在飞机研发初期不可能采用此方法。

轻型公务机具有单机利润薄,更新速度快的特点,需要在研发阶段严格控制成本,并缩短研发周期。通过数值积分舵面压强的方法,可以获得比较可靠的舵面铰链力矩数据,同时可以节省大量经费和时间。

## 2 理论分析

图1显示了某轻型公务机襟翼、副翼、升降舵和方向舵布局及其铰链轴的位置。根据铰链轴与舵面的相对位置关系,可以将这4个舵面分为两种类型:一类是铰链轴位于舵面弦平面之上,如副翼、升降舵和方向舵;另一类是铰链轴

【作者简介】朱百六(1981-),男,中国湖北当阳人,硕士,工程师,从事实验空气动力学研究。

位于舵面弦平面之外，如襟翼。

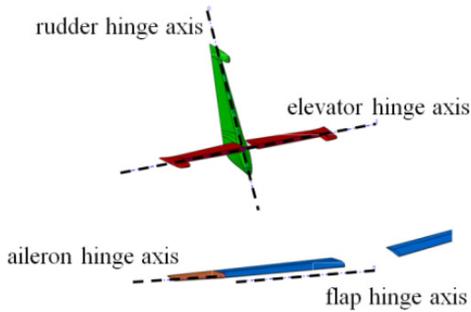


图 1 某轻型公务机舵面布局图

2.1 舵面受力分析

对舵面作两点假设：

- ①舵面翼型为对称翼型，圆头尖尾。
- ②舵面上下表面测压点关于对称面（即弦平面）对称布置。

如图 2 所示，以舵面翼型弦线为 x 轴，垂直弦线向上为 y 轴建立平面直角坐标系， $N$ 、 $T$  分别表示舵面所受的法向力和切向力，点 A、B、C 分别表示舵面压力中心、位于弦平面上的铰链轴和位于弦平面外的铰链轴，点 D、E 表示在舵面上下表面相对弦平面对称布置的两个测压点， $n$ 、 $t$  表示点 D 所受的法向应力和切向应力， $n'$ 、 $t'$  表示点 E 所受的法向应力和切向应力， $\theta$  表示矢量  $\bar{n}$  与弦线的夹角， $\theta = \theta(x,y)$ 。设  $\overline{AB} = h, \overline{BC} = m$ ， $M_h$  为舵面所受铰链力矩，使舵面后缘上偏为正，由图 2 所示关系可推导出：

$$N = \iint [(n - n') \times \sin \theta + (t - t') \times \cos \theta] ds \quad (1)$$

$$T = \iint [(n + n') \times \cos \theta + (t + t') \times \sin \theta] ds \quad (2)$$

$$M_h = N \times h - T \times m \quad (3)$$

讨论：

①当铰链轴位于弦平面外时， $h \neq 0, m \neq 0$ ，将公式 (1) (2) 代入 (3) 中即可得出铰链力矩表达式，但此表达式比较复杂，不适合工程应用。

②当铰链轴位于弦平面上时， $h \neq 0, m \neq 0$  将公式 (1) (2) 代入 (3) 中即可得出： $M_h = \iint [(n - n') \times \sin \theta + (t - t') \times \cos \theta] ds \times h$ 。对于舵面翼型的“圆形头部”可近似认为， $n \approx n', t \approx t'$  对于其他区域可近似认为矢量与弦线的夹角  $n' \approx 90^\circ$ ，因此可推导出：

$$M_h = \iint (n - n') ds \times h \quad (4)$$

2.2 舵面铰链力矩系数计算方法

舵面铰链力矩系数和静压强系数计算公式分别为：

$$C_{Mh} = \frac{M_h}{\rho \infty \times S \times l} \quad (5)$$

$$C_{Pi} = \frac{P_i - P_\infty}{P_\infty} \quad (6)$$

$P_i, P'_i$  分别为点 D、E 静压强， $C_{pi}, C'_{pi}$  分别为点 D、E 静压强系数， $S$  为舵面弦平面面积， $l$  为舵面梢弦长与根弦长的平均值，将  $n = -P_i, n' = -P'_i$  代入公式 (4) (5) 和 (6) 中可得舵面铰链力矩系数表达式：

$$C_{Mh} = \iint (C'_{pi} - C_{pi}) ds \times \frac{h}{S \times l} \quad (7)$$

公式 (7) 只适用于铰链轴位于弦平面上的舵面，如副翼、升降舵和方向舵，而不适用于铰链轴位于弦平面外的舵面，如襟翼。

数据处理方式采用 MATLAB 软件编程，MATLAB 是一种交互式的以矩阵为基础的系统计算平台，它用于科学和工程的计算与可视化，计算步骤为：

- ①使用函数 load，读入测压点位置坐标文件 X、Y 和各测压点压强系数文件 mZ。

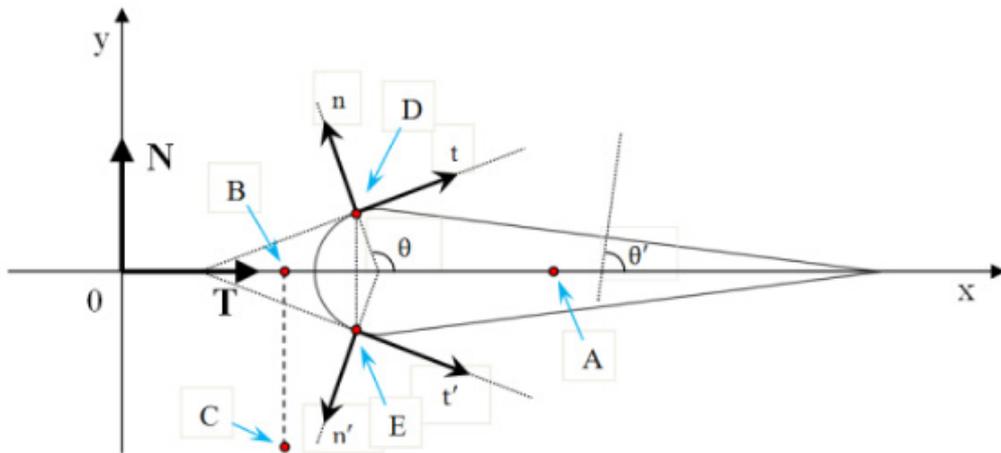


图 2 舵面受力模型

②从  $mZ$  中提取需要的压强系数, 并整理, 得到有效的压强系数文件  $Z$ 。

③使用二维插值函数  $\text{interp2}()$  对  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$  进行内插值, 得到数据点更密集的文件  $XI$ 、 $YI$ 、 $ZI$ 。

④两次使用一维积分函数  $\text{trapz}()$  求得积分值  $\iint (C_{pi} - C_{pi}) ds$ , 用同样方法求得压力中心坐标  $(x_0, y_0)$ 。

⑤计算出力臂, 根据公式 (7) 求出舵面铰链力矩系数, 并在工作空间中直接读出  $C_n$  的值。

### 3 风洞测压试验

飞机全机共布置测压点约 845 个, 其中机身约 97 个, 机翼约 424 个, 平尾约 216 个, 垂尾约 108 个。

风洞测压试验在中国空气动力研究与发展中心低速所的 FL-12 风洞完成, 试验风速为 70m/s, 试验模型比例为 1 : 4.5, 模型材质为铝合金, 采用腹部单点支撑方式, 如图 3 所示。

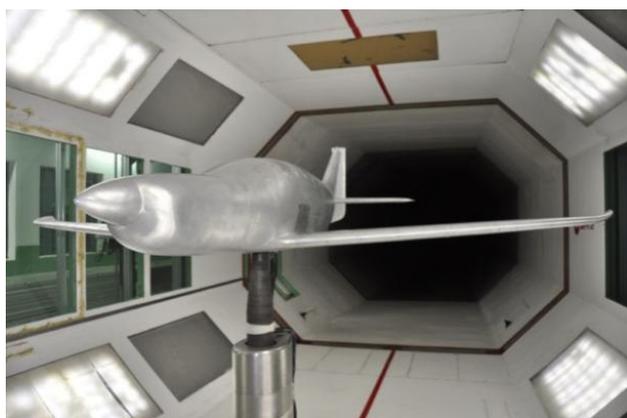


图 3 风洞测压试验模型

### 4 与计算结果比较

在未进行风洞铰链力矩试验的情况下, 将通过积分压强方式获得的舵面铰链力矩数据与计算结果进行比较, 可以在一定程度上检验数据的准确度。

计算模型采用无动力的 1 : 1 半模, 网格划分软件采用, 计算软件采用, 控制方程为雷诺平均 N-S 方程, 湍流模型采用了模型, 大气参数与风洞测压试验一致。

图 4 中, 采用公式 (7) 积分襟翼表面的压强, 忽略了襟翼所受的切向力的影响, 从对比结果来看, 两者最大相差了近一倍, 这进一步说明公式 (7) 不适用于襟翼这种铰链轴位于弦平面外的舵面。

图 5、图 6 和图 7 分别显示了副翼、升降舵和方向舵的对比图, 从 3 个舵面的对比图中可以看出, 积分压强所得到的铰链力矩数据与计算数据在大部分状态差距比较小, 说明通过积分舵面压强所得到的铰链力矩系数数据具有一定的可信度。

图 5 显示了副翼铰链力矩系数的变化曲线, 从图中可以

看出副翼铰链力矩系数受副翼舵面偏转影响最大, 受迎角影响次之, 受侧滑角影响最小。副翼铰链力矩系数与副翼偏角呈线性变化关系。

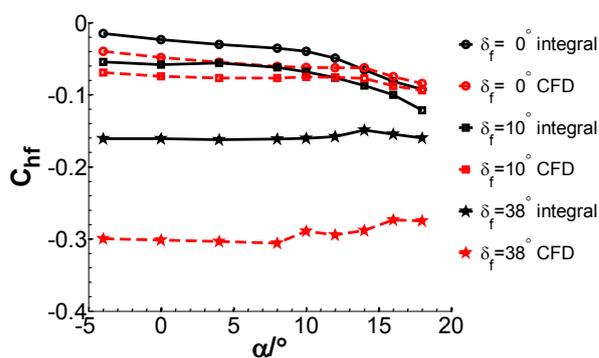


图 4 襟翼铰链力矩系数对比图

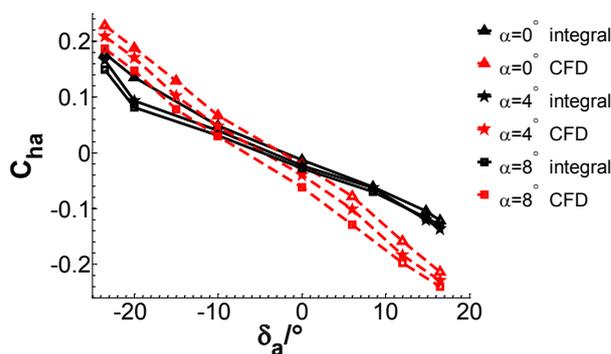


图 5 副翼铰链力矩系数对比图

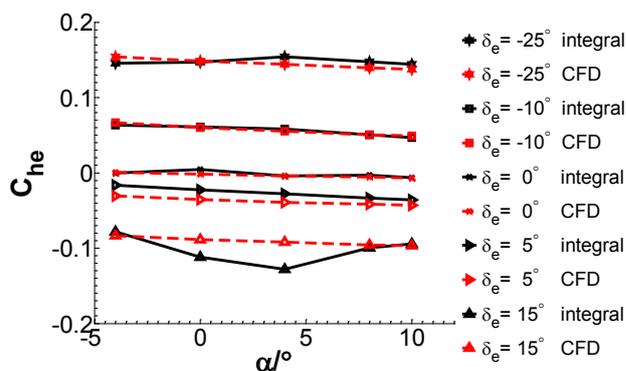


图 6 升降舵铰链力矩系数对比图

图 6 显示了升降舵铰链力矩系数的变化曲线, 从图中可以看出升降舵铰链力矩系数受升降舵偏转影响最大, 受迎角影响较小。升降舵铰链力矩系数与升降舵偏角呈线性变化关系。

图 7 显示了方向舵铰链力矩系数的变化曲线, 从图中可以看出方向舵铰链力矩系数受方向舵偏转影响最大, 受侧滑角影响较小。方向舵铰链力矩系数与方向舵偏角、侧滑角均呈线性变化关系。

副翼、升降舵和方向舵铰链力矩系数变化规律与常规舵面相似,说明数据具有一定可信度,这进一步证实了采用积分舵面压强求取舵面铰链力矩系数的方法可行。

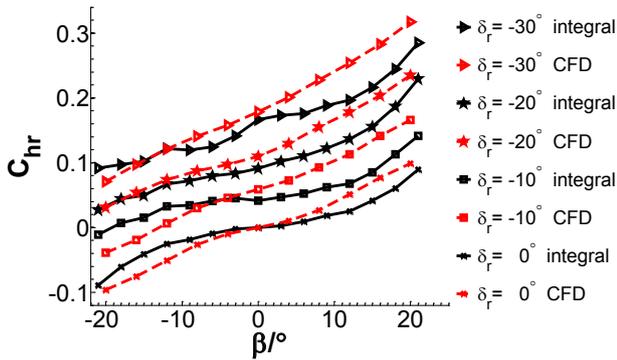


图7 方向舵铰链力矩系数对比图

## 5 结论

通过以上研究分析,可以得出以下两点结论:

①通过数值积分舵面压强的方法,可以获得比较可靠的舵面铰链力矩数据。对于轻型公务机的研发单位来说,这种获取铰链力矩数据的方式廉价而高效。

②铰链力矩系数积分公式  $C_{hr} = \iint (C_{Pi} - C_{Pj}) ds \times \frac{h}{S_{ref}}$  简单可靠,但此公式只适用于铰链轴位于弦平面内的舵面,而不适用于铰链轴位于弦平面外的舵面。

## 参考文献

- [1] 何发东.飞机舵面铰链力矩飞行实测技术研究[J].科学技术与工程,2011,11(31):7835-7838.
- [2] 张锡金,等.飞机设计手册第六册[M].北京:航空工业出版社,2002.
- [3] 吴宗成,朱自强,丁宁,等.三维副翼铰链力矩计算[J].航空学报,2007,28(3):519-526.
- [4] 张晖,肖京平,杨远志,等.8m×6m风洞铰链力矩试验技术[J].流体力学实验与测量,2004,18(2):5.