

民用飞机平尾气动载荷计算方法研究

Research on the Aerodynamical Load Calculation of Horizontal Tail of Civil Aircraft

刘毅 / Liu Yi

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

水平尾翼的主要功能是保证飞机具有纵向静稳定性和俯仰可操纵性。民用飞机由于起飞重量大、重心变化范围广,对平尾的操纵性要求很高,为了提高平尾的操纵效率,民用飞机一般采用平尾安定面可微动的设计手段,加上升降舵偏转以及翼身洗流等因素的影响,使得飞行中平尾处的流场变得非常复杂,如何准确或保守地确定平尾上的气动载荷一直是民用飞机飞行载荷计算中的一个难点。介绍了民用飞机平尾气动总载荷和载荷分布的计算原理和方法,并提出了如何协调基于测力、测压试验得到的载荷,以及平尾弦向分布载荷的修正方法。

关键词:民用飞机;平尾载荷;载荷分布;总载荷协调;修正方法

[Abstract] The main function of the Horizontal Tail (H-Tail) is to ensure the static longitudinal stability and the maneuver of an aircraft. The heavy take-off weight and the various CG of the Civil Aircraft make it highly demanded for the control ability of the H-Tail. To improve the efficiency of H-Tail, most Civil Aircrafts adopt deflectable H-Tails. With the deflection of both the H-Tail and the Elevator, together with the influence of the Wing and the Fuselage, the airstream around the H-Tail is quite complex and makes it difficult to calculate its aerodynamical load. This paper shows how to calculate both the total aerodynamical load and the distributional load of the H-Tail. It also demonstrates how to harmonize the total load based on the wind tunnel force tests and pressure tests, and shows some unique methods on how to modify the distributional load.

[Key words] Civil Aircraft; Horizontal Tail's Load; Load Distribution; Harmonization of the Total Load; Modification Methods

0 引言

民用飞机平尾的主要作用是保证飞机的焦点位于重心之后,使飞机在各种重心情况下具有纵向静稳定性,确保飞机在各种飞行情况下能够保持纵向平衡和纵向操纵性。平尾的设计需遵循以下原则:(1)确保飞机有达到最大过载的机动能力;(2)确保飞机在任何重心位置都是纵向静稳定的;(3)任何重量下前重心起飞时能满足抬前轮要求,前重心着陆时能够配平飞机。

民用飞机由于载客量大,飞机的起飞重量大,重心的变化范围广,对平尾的操纵性提出了很高的要求。因此,现代大型飞机平尾往往采用安定面可

微动的设计手段,以提高平尾的操纵效率。在实际飞行状态中,由于平尾安定面和升降舵的偏转、翼身组合体下洗的干扰、以及飞机发动机尾喷流的影响,会使得平尾处的流场变得非常的复杂。如何科学、合理地计算平尾的气动载荷成为民用飞机载荷设计师们必须面对的一个难题。

平尾气动载荷计算分为总载荷计算和分布载荷计算。对民用飞机而言,总载荷计算需要根据CCAR25部的相关条款规定要求,建立飞机运动微分方程,求解出飞机在整个机动过程中的状态参数,如迎角、平尾偏角、升降舵偏角、速压等,进而利用测力试验得到的气动特性导数(或系数)求解出平尾上的气动总载荷。同时,结构强度专业还需要

根据力的分布形态和力的作用点(即压心),进行分布载荷计算。

1 平尾总载荷计算

1.1 坐标系定义

在建立运动方程前,需要选择坐标系,采用体轴坐标系,坐标原点 O 位于重心处,X 轴在飞机对称平面内沿机身向前,Y 轴垂直于飞机对称平面沿翼展向右,Z 轴由右手法则确定,如图 1 所示。

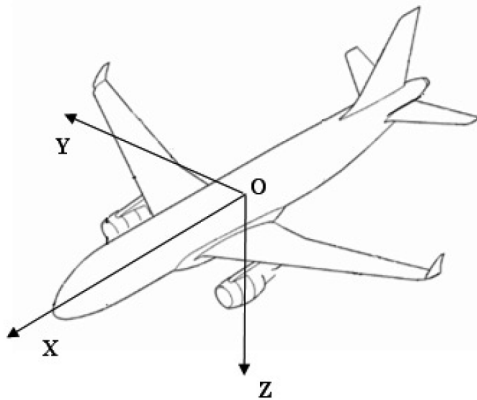


图 1 飞机体轴坐标系

1.2 飞机运动方程

飞机的运动可采用以下六自由度方程来描述^[1]:

$$\left. \begin{aligned} m \left(\frac{dV_x}{dt} + w_y V_z - w_z V_y \right) &= \Sigma F_x \\ m \left(\frac{dV_y}{dt} + w_z V_x - w_x V_z \right) &= \Sigma F_y \\ m \left(\frac{dV_z}{dt} + w_x V_y - w_y V_x \right) &= \Sigma F_z \\ J_x \frac{dw_x}{dt} + (J_z - J_y) w_y w_z - J_{xz} \left(\frac{dw_z}{dt} + w_x w_y \right) &= \Sigma M_x \\ J_y \frac{dw_y}{dt} + (J_x - J_z) w_x w_z + J_{xz} (w_x^2 - w_z^2) &= \Sigma M_y \\ J_x \frac{dw_z}{dt} + (J_y - J_x) w_x w_y - J_{xz} \left(\frac{dw_x}{dt} - w_y w_z \right) &= \Sigma M_z \end{aligned} \right\} (1)$$

式中: V_x 、 V_y 、 V_z 为速度在坐标系三个方向的投影分量; J_x 、 J_y 、 J_z 为飞机的惯矩在三个方向的分量; w_x 、 w_y 、 w_z 为角速度在三个方向的分量; F_x 、 F_y 、 F_z 为三个方向的气动力分量; M_x 、 M_y 、 M_z 为三个方向的力矩分量; m 为飞机的质量。

平尾载荷的严重情况一般为对称机动情况,令 $dV_y/dt=0$, $dw_x/dt=0$, $dw_z/dt=0$, 则对称机动运动方程可简化为如下三自由度方程:

$$\left. \begin{aligned} m \left(\frac{dV_x}{dt} + w_y V_z - w_z V_y \right) &= \Sigma F_x \\ m \left(\frac{dV_z}{dt} + w_x V_y - w_y V_x \right) &= \Sigma F_z \\ J_y \frac{dw_y}{dt} + (J_x - J_z) w_x w_z + J_{xz} (w_x^2 - w_z^2) &= \Sigma M_y \end{aligned} \right\} (2)$$

考虑到飞机的气动力特性和发动机推力,令 $\beta=0$ 、 $w_x=0$, 则式(2)可改写为:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV_x}{dt} &= V_y w_z - v_z w_y + (P \cos \varphi_p - F_x \cos \alpha - F_z \sin \alpha) / m - g \sin \theta \\ \frac{dV_z}{dt} &= V_x w_y - v_y w_x - (P \sin \varphi_p + F_x \sin \alpha - F_z \cos \alpha) / m + g \cos \theta \cos \gamma \\ \frac{dw_y}{dt} &= \frac{J_z - J_x}{J_y} w_x w_z + \frac{J_{xz}}{J_y} (w_z^2 - w_x^2) + \frac{1}{J_y} \Sigma M_y \end{aligned} \right\} (3)$$

式中: α 为飞机迎角; β 为飞机侧滑角; γ 为飞机倾斜角; θ 为飞机俯仰角; φ_p 为发动机推力线在飞机对称面上的投影与飞机纵轴之间的夹角,当推力线向上方偏斜时为正; P 为发动机推力。

1.3 初始条件

初始条件是过载为 1 的平飞状态,此时升降舵不偏转,通过平尾的偏转来配平飞机, $w_{\delta 0}=0$, 由平衡方程可以得到初始状态的平尾微动角和迎角:

$$\left. \begin{aligned} \delta_{h0} &= \frac{C_{z0} m_y^\alpha - C_z^\alpha m_{y0} - mg m_y^\alpha / q S}{C_z^\alpha m_y^{\delta h} - C_z^{\delta h} m_y^\alpha} \\ a_0 = \theta_0 &= \frac{(mg/qS - C_{z0} - C_z^{\delta h} \delta_{h0})}{C_z^\alpha} \end{aligned} \right\} (4)$$

式中: δ_{h0} 为初始时刻的平尾偏度; C_{z0} 为 $a=0$ 时的升力系数; C_z^α 为全机升力线斜率; $C_z^{\delta h}$ 为平尾效率; $m_y^{\delta h}$ 为俯仰力矩系数对平尾偏度的导数; m_{y0} 为全机零升俯仰力矩系数; m_y^α 为俯仰力矩系数对迎角的导数; q 为飞机的速压; S 为飞机参考面积。

1.4 舵偏偏转输入

当纵向过载为 1 时,一般通过平尾的微动来配平飞机,而过载超过 1 的 Δn 部分,则由升降舵偏转来实现飞机配平。不同对称机动情况的舵偏输入要求在 CCAR25 部里有明确的规定^[2],图 2 给出了非校验机动时典型的舵偏输入曲线。

1.5 总载荷计算

确立了初始条件和舵偏输入后,可以采用龙格库塔法求解运动微分方程。将风洞测力试验得到的气动特性导数(或系数)代入微分方程,可以求出各个时刻飞机的马赫数 M 、迎角 α 、平尾偏度 δ_h 、升降舵偏度 δ_e 以及飞行速压 q 等参数。再利用风

洞测力试验得到的全机和平尾气动导数,得到平尾的总气动载荷:

$$F_H = f(\alpha, \delta_h, \delta_e, q) \quad (5)$$

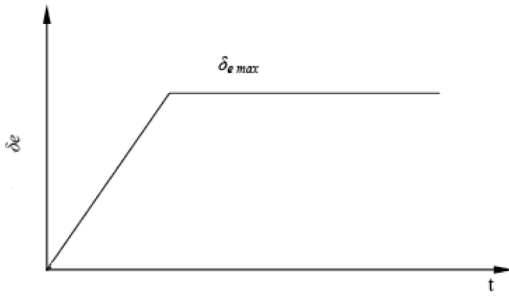


图2 非校验机动升降舵偏转曲线

2 载荷分布计算

用上述方法只能确定平尾气动载荷的大小和方向,无法获得载荷作用的具体位置以及载荷的分布形态,因此还需进行载荷分布的计算。载荷分布是指:(1)气动总载荷的作用点位置(压心) X_C, Y_C ; (2)平尾剖面气动载荷; (3)剖面的压心位置; (4)剖面的弦向载荷 C_p 分布^[1]。

在实际平尾分布载荷计算中,往往把平尾分成 N 个剖面,需要分别求解出各个剖面上的载荷大小和压心,并确定各个剖面的弦向 C_p 分布。

平尾载荷分布的计算有基于理论计算以及基于测压试验结果两种方法。

2.1 载荷分布的理论计算

在民用飞机方案设计阶段,由于缺乏试验数据的支持,往往采用理论计算来获得载荷分布数据,采用线化理论的假设,将平尾处的扰流问题线化为几个解的叠加,平尾上的气动力可分解为由翼型弯扭贡献、迎角贡献、舵偏贡献以及翼型厚度贡献四项的线性叠加,如图3所示^[1]。

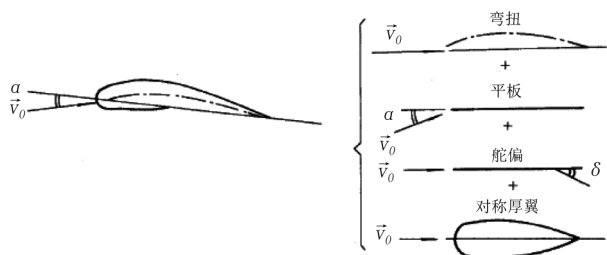


图3 平尾气动力计算的线性分解

2.2 基于测压试验的载荷分布计算

在飞机详细设计阶段,理论计算不能完全满足飞行载荷设计需求,需要取得平尾风洞测压试验数

据来计算平尾的载荷分布。通过高、低速测压试验,可建立平尾 C_p 分布数据库,再根据总载荷求解出迎角、平尾偏度、升降舵偏度、速压等状态参数从而进行载荷分布的计算。基于测压试验的载荷分布计算有先插值 C_p 后积分以及先积分 C_p 再插值两种方法。

2.2.1 先插值 C_p 后积分

假设平尾需要给出 N 个剖面的分布载荷,先利用测压试验数据库,插值得到各个剖面的 C_p 值。假设第 i 个剖面的上下表面分别插值出 m 个点,上表面第 j 个点的压力系数为 $C_{ps(i,j)}$,下表面第 j 个点的压力系数为 $C_{px(i,j)}$,每个点代表一个微元,该微元的面积为 $\Delta S_{(i,j)}$,该点的 X 向坐标为 $x_{(i,j)}$,则第 i 个剖面的分布载荷 F_{zi} 、剖面压心 X_{ci} 的计算公式分别为:

$$\left. \begin{aligned} F_{zi} &= \sum_{j=1}^m (C_{px(i,j)} - C_{ps(i,j)}) \cdot \Delta S_{(i,j)} \cdot q \\ X_{ci} &= \sum_{j=1}^m (C_{px(i,j)} - C_{ps(i,j)}) \cdot \Delta S_{(i,j)} \cdot x_{(i,j)} \cdot q / F_{zi} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

通过式(6)可以计算出平尾 N 个剖面的分布载荷压心。该方法是直接插值测压结果的 C_p 值,再对插值后的 C_p 进行积分。

2.2.2 先积分 C_p 再插值

假设测压试验平尾上有 L 个剖面,先采用式(6)积分得到平尾 L 个测压剖面上的载荷和压心,利用插值的方法得到平尾 N 个剖面的分布载荷和压心。这种方法是先对测压结果的 C_p 积分,再对积分结果进行插值。

无论采用哪种方法,在计算出平尾 N 个剖面的分布载荷后,便可以得到整个平尾的总载荷 F'_H ,并可积分得到整个平尾 X 向压心 X_C 和展向压心 Y_C 。

$$\left. \begin{aligned} F'_H &= \sum_{i=1}^N F_{zi} \\ X_C &= \sum_{i=1}^N F_{zi} \cdot X_{ci} / F'_H \\ Y_C &= \sum_{i=1}^N F_{zi} \cdot Y_{ci} / F'_H \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

式中, Y_{ci} 为第 i 个剖面的 Y 向站位坐标。

2.3 总载荷的协调

通过求解运动微分方程,利用测力试验得到的气动特性导数,可以求解出平尾的总载荷大小 F_H ,也可以利用测压试验结果,积分得到平尾的总载荷,其大小为 F'_H 。这两个载荷的大小不同,其原因是测力和测压试验得到的平尾气动特性不同。测力、测压平尾气动力比较曲线如图4、图5所示。

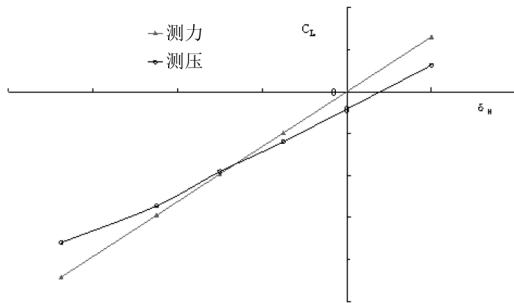


图4 平尾升力系数随平尾偏度变化曲线

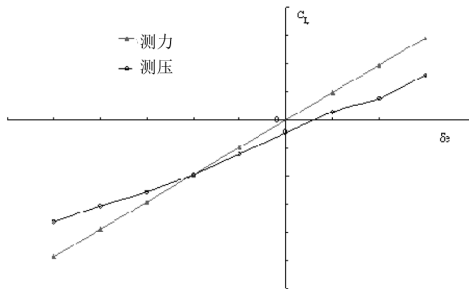


图5 平尾升力系数随升降舵偏度变化曲线

在飞行载荷计算中,总载荷的确定一般以基于测力试验的结果为准,气动特性专业可以利用试验或工程方法对测力试验的结果进行支架干扰修正、雷诺数修正、压缩性修正等一系列的相关性修正,使得测力试验得到的力和力矩更加接近真实值;而测压试验则难以进行相关性修正,且测压试验由于受模型比例、测压点布置等试验条件的限制,得到的力和力矩结果与真实值会有较大误差。因此,在载荷计算中,可以充分利用测力实验和测压实验的优点进行飞行载荷计算,即利用测力试验结果计算飞行总载荷,利用测压试验结果计算载荷分布和压心。

平尾总载荷的确定以利用测力导数求解微分方程的方法得到的结果 F_H 为准。为了保证总载荷的协调一致,利用测压试验积分得到的平尾总载荷 F'_H 必须乘以一个放缩系数 $K = F_H / F'_H$, K 又称为测力试验与测压试验的放缩因子。于是,平尾每个剖面上的分布载荷也必须同时乘以 K ,则平尾各剖面的分布载荷和压心计算公式可变为:

$$\left. \begin{aligned} F_{zi} &= K \cdot \sum_{j=1}^m (C_{px(i,j)} - C_{ps(i,j)}) \cdot \Delta S_{(i,j)} \cdot q \\ X_{ci} &= \sum_{j=1}^m (C_{px(i,j)} - C_{ps(i,j)}) \cdot \Delta S_{(i,j)} \cdot x_{(i,j)} \cdot q / F_{zi} \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

整个平尾 X 向压心 X_C 和展向压心 Y_C 为:

$$\left. \begin{aligned} X_C &= \sum_{i=1}^N F_{zi} \cdot X_{ci} / F_H \\ Y_C &= \sum_{i=1}^N F_{zi} \cdot X_{ci} / F_H \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

3 弦向 C_p 分布计算

通过把平尾划分为 N 个剖面,利用上述方法可以求解出各个剖面的分布载荷 F_{zi} 和压心 X_{ci} ,在有些情况下,还需要给出各剖面的弦向 C_p 分布。

在采用先积分试验 C_p 再对积分结果插值求解得到分布载荷 F_{zi} 时,需对测压试验结果进行插值,得到各剖面的 C_p 分布,采用公式(6)对插值得到的 C_p 积分,得到各剖面的分布载荷 F_{zi} 和压心 X_{ci} ,为保证分布载荷的一致,剖面 C_p 必须乘以一个放缩系数 $K' = F_{zi} / F'_{zi}$,压心的协调可以采用附加 C_p 分布的方式来实现,附加 C_p 分布一般有三种形态:正弦分布、余弦分布和倒三角分布,图6和图7给出了修正后典型的平尾 C_p 分布曲线。

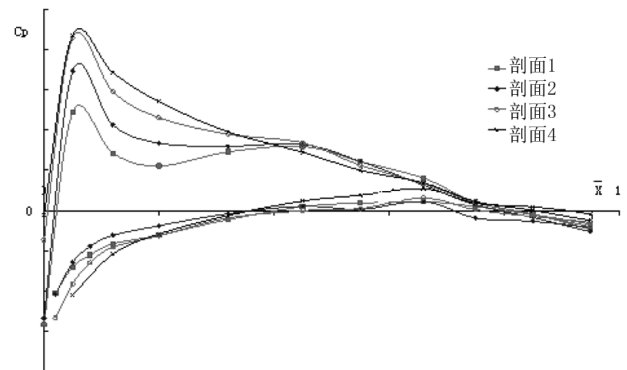


图6 纵向基本状态平尾各剖面 C_p 分布 ($M=0.785, \alpha=9^\circ$)

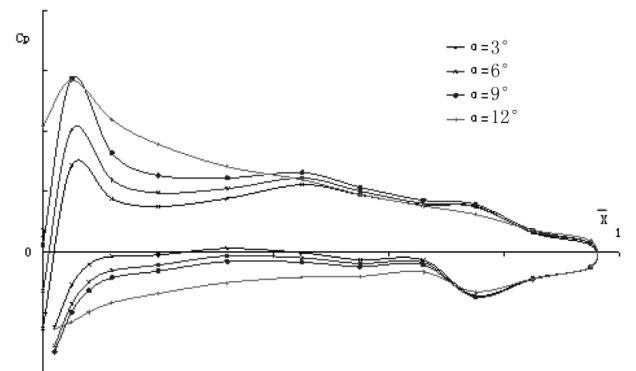


图7 升降舵偏转状态平尾剖面 C_p 分布 ($M=0.785, \alpha=9^\circ$)

4 结论

飞机在起飞、巡航、着陆过程中,平尾时刻都承受着载荷,影响平尾载荷大小的因素有很多,除了飞机自身的特性(如气动外形、重量重心等)外,还跟飞机的飞行状态(如高度、速度、姿态角等)有关。平尾载荷除了影响平尾自身的结构强度外,还会影响后机身的结构强度,因此,必须建立一套正确的

工程方法来求解平尾的载荷。限于篇幅,本文仅介绍了平尾气动总载荷、分布载荷的计算原理和方法,以及协调总载荷及载荷分布的方法。在工程设计中,载荷设计师还应该考虑平尾惯性载荷对结构强度的影响。

参考文献:

[1]解思适. 飞机设计手册(第九册):载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
[2]CCAR25,中国民用航空规章第25部——运输类飞机航空标准[S]. 中国民用航空局. 2001,5.

(上接第4页)

3.2 A320 飞机中国市场 DOC 分析计算^[4]

(1) 假设条件

计算假设条件如表6所示。

表6 中国市场假设条件

假设(中国2010年经济环境)	
平均航线距离	650n mile
总利用率(小时/年)	3 900
有效利用率(小时/年)	$3\ 900 \times BH / (BH + 0.5)$
贷款比率	100%
贷款年利率	6.5%
贷款偿还期(年)	20
折旧和残值	20年,5%
旅客上座率	100%
起飞/降落机场等级	2/2
航线分类	1
燃油价格(元/公斤)	5.86
机长年薪(万元)	70
副驾驶年薪(万元)	15
空乘年薪(万元)	10
美元汇率	6.76

(2) DOC 计算结果

根据本文方法,A320飞机中国市场计算结果如表7和图4所示。

表7 A320 飞机中国市场 DOC 分析(650n mile)

A320 飞机	DOC/航段 (元/航段)	所占百分比
所有权成本	24 475	32.5%
机组费	2 792	3.7%
燃油费	24 869	33.0%
飞机维修成本	6 545	8.7%
餐食费	1 892	2.5%
导航费	729	1.0%
机场收费	9 566	12.7%
地面服务费	1 730	2.3%
民航建设基金	2 769	3.7%
总计(元/航段)	75 367	—
DOC/座公里	0.417	—

A320飞机650海里航段DOC分析
(2010年中国经济环境条件)

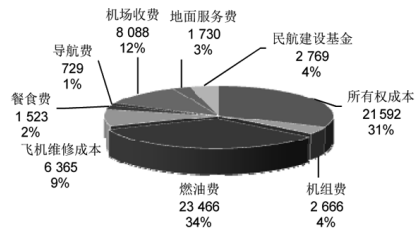


图3 A320 飞机中国市场 DOC

4 总结

本文根据欧洲民航实际运营情况,按照欧洲AEA模型中成熟的DOC计算方法,建立欧洲市场直接运营成本计算分析模型,可用于欧洲市场飞机运营经济性分析。

AEA方法在飞机的竞争分析中具有指导意义,但与实际运营有很大的差异。

欧洲市场DOC计算方法不仅可以运用于飞机的竞争性分析,还可用于飞机设计的总体参数优化。因此,今后的主要研究方向有:结合中国民航研制的特点,开展基于欧洲市场DOC计算模型的总体参数优化方法研究。

参考文献:

[1] Association of European Airlines, Short-Modium Rang Aircraft: AEA Requirements. 1989.
[2] Jeff Jupp. Aircraft Operating Economics. 2009.
[3] 张康,叶叶沛. 美国市场直接运营成本(DOC)计算分析方法应用研究[J]. 民用飞机设计与研究,2012,3:41-48.
[4] 许敏,党铁红,叶叶沛,李晓勇. 中国市场直接运营成本(DOC)计算方法研究与应用[J]. 民用飞机设计与研究,2010,4:45-50.