

关于飞机尾翼压力中心位置的计算讨论

作者一, 郭天天

摘要: 本文介绍了一种基于全机压力分布数值计算(以下简称 CFD 计算)的飞机尾翼压力中心位置的计算方法,设计目的是为了和飞机设计规范中的估算方法进行对比分析和讨论。目前,我国飞机尾翼压力中心计算所参考的规范和方法主要有 FQG(S)《飞机强度设计规范》(1975 年版)、《尾翼强度设计指南》以及 CFD 计算积分法,选取不同的规范和方法计算得到的尾翼压力中心位置不同,所得到的尾翼载荷大小也有所区别。本方法关于飞机尾翼压力中心位置的计算讨论,对尾翼气动力设计优化有重要的反馈评估作用。

关键词: 压力中心 载荷分布 飞机强度设计规范 尾翼强度设计指南 CFD 计算

中图分类号: V 211.8 文献标识码: A

The Calculation and Discussion on Tail Pressure Center of Aircraft

Abstract: This paper introduces a calculation method of the pressure center position of the tail wing based on the calculation of the pressure distribution of the whole aircraft(referred to as CFD calculation),The purpose of the design is to compare and discuss with the estimation methods in the aircraft design specifications.At present, the main specifications for the calculation of the pressure centre of aircraft tail in China are as follows: FQG(S)《Code for design of Aircraft Strength》、《Tail Strength Design Guideline》and CFD computational integration method. Different codes and methods are used to calculate the pressure centre position of the tail, and the tail load obtained is also different.This method is about the calculation and discussion of the pressure centre position of the aircraft tail,it plays an important role in feedback evaluation of aerodynamic design optimization of tail.

Keywords: Pressure centre,load distribution,Code for design of Aircraft Strength,Tail strength design guideline, CFD computation.

0 引言

本文介绍了一种基于全机压力分布数值计算(简称 CFD 计算)的飞机尾翼压力中心位置的计算方法,设计目的是为和飞机设计规范中的估算方法进行对比分析和讨论。

目前,我国飞机尾翼压力中心计算所参考的规范和方法主要有 FQG(S)《飞机强度设计规范》(1975 年版)^[1]、《尾翼强度设计指南》^[2]以及 CFD 计算积分法,选取不同的规范和方法计算得到的尾翼压力中心位置不同,所得到的尾翼载荷大小也有所区别。

本方法关于飞机尾翼压力中心位置的计算讨论,对尾翼的气动力设计优化有重要的反馈评估作用。

1 基于规范的尾翼压心计算

本部分以水平尾翼为例,旨在计算讨论飞机水平尾翼在机动和突风情况载荷分布下的压心位置。计算时的载荷分布分别按照《尾翼强度设计指南》、《飞机强度设计规范》(1975 年版)及《飞机尾翼外载的确定》^[3]、《飞机尾翼载荷计算》^[4]选取。

1.1 原始数据

如不考虑机身的影响,取平尾总面积 S_{HT} ,平尾安定面面积 S_{ST} ,升降舵面积 S_E 。

1.2 压力中心展向位置的计算

考虑到机身遮盖面积受载情况,压力中心展向位置计算方法为:

$$Z=(H/3)*[(A_0+2A_K)/(A_0+A_K)]$$

其中: Z 为压力中心距机身对称面展向位置,即水平尾翼梯形面形心展向位置。翼根处弦长为 A_0 ,翼梢处弦长为 A_K ,水平尾翼展长为 H ,计算可得压心展向位置 Z_1 。

1.3 压力中心弦向位置的计算

1.3.1 突风情况

$$X=a+b$$

其中: a 为水平尾翼前缘点距翼根处前缘的弦向位置; b 为水平尾翼压力中心距翼前缘的弦向距离; X 为水平尾翼压力中心距翼根处前缘的弦向位置。考虑机身遮盖面积受载情况 a_1 ,压心所在处弦长为 B_1 。

i) 按照《飞机强度设计规范》(1975 年版),突风情况水平尾翼弦向载荷分布如图:

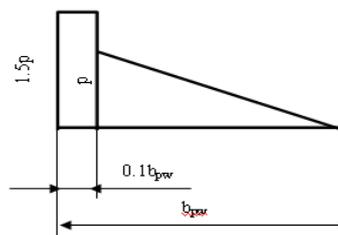


图1 突风情况水平尾翼弦向载荷分布
Figure.1 Chordal load distribution of horizontal tail in case of gust

b_{pw} 为水平尾翼弦向总长度, 弦向总载荷

$$P_B = 1.5p * 0.1b_{pw} + 0.5 * p * 0.9b_{pw} = 0.6pb_{pw}$$

由于规则图形的压心位置与形心位置重合, 因此可通过分别求出各分布区的形心位置, 再得到总的压心位置。

矩形分布区距尾翼前缘的压心位置为 $0.05b_{pw}$, 三角形分布区距尾翼前缘的压心位置 $= 1/3 * 0.9b_{pw} + 0.1b_{pw} = 0.4b_{pw}$, 弦向载荷对水平尾翼弦向前缘点力矩 $M = 1.5p * 0.1b_{pw} * 0.05b_{pw} + 0.5 * p * 0.9b_{pw} * 0.4b_{pw}$

因此弦向总压心距尾翼前缘的弦向距离 $b = M/P_B = 0.1875pb_{pw}^2 / 0.6pb_{pw} = 0.3125b_{pw}$

考虑机身遮盖面积受载情况:

$$X_1 = a_1 + b_1$$

ii) 按照《尾翼强度设计指南》, 突风情况水平尾翼弦向载荷分布如图:

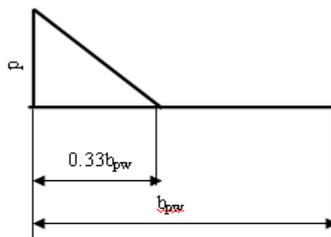


图2 突风情况水平尾翼弦向载荷分布
Figure.2 Chordal load distribution of horizontal tail in case of gust

b_{pw} 为水平尾翼弦向总长度, 弦向总载荷 $P_B = 0.5 * p * 0.33b_{pw} = 0.165pb_{pw}$, 弦向载荷对水平尾翼弦向前缘点力矩 $M = 0.5 * p * 0.33b_{pw} * 0.11b_{pw}$, 弦向总压心距尾翼前缘的弦向距离 $b = 0.11b_{pw}$

考虑机身遮盖面积受载情况:

$$X_1 = a_1 + b_1$$

1.3.2 第一机动情况

$$X = a + b$$

其中: a 为水平尾翼前缘点距翼根处前缘的弦向位置; b 为水平尾翼压力中心距尾翼前缘的弦向距离; X 为水平尾翼压力中心距翼根处前缘的弦向位置。

考虑机身遮盖面积受载情况 a_1 , 压心所在处弦长为 B_1 。第一机动情况水平尾翼弦向载荷分布如图:

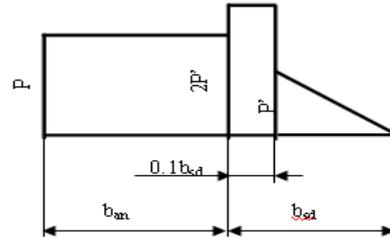


图3 第一机动情况水平尾翼弦向载荷分布
Figure 3 Chord load distribution of horizontal wing in the first maneuver

b_{an} 为水平安定面弦长, b_{sd} 为升降舵弦长根据水平尾翼理论图, 水平安定面与升降舵弦长之比为 b_{an}/b_{sd} , 弦向总载荷:

$$P_B = b_{an} * p + 0.1b_{sd} * 2p' + 0.5 * 0.9b_{sd} * p'$$

前矩形分布区距尾翼前缘的压心位置为 $0.5b_{an}$, 中矩形分布区距尾翼前缘的压心位置为 $0.05b_{sd} + b_{an}$, 三角形分布区距尾翼前缘的压心位置为 $0.4b_{sd} + b_{an}$

弦向载荷对水平尾翼弦向前缘点力矩:

$$M = (3.064p + 1.799p')b_{sd}^2$$

因此弦向总压心距尾翼前缘弦向距离

$$b = M/P_B = (3.064p + 1.799p') /$$

$$(2.4755p + 0.65p') * b_{sd},$$

令压力中心所在弦平面弦长为 B , 代入上式, 得到

$$b = M/P_B = (3.064p + 1.799p') / (8.6036p + 2.259p') * B (*)$$

按照《飞机强度设计规范》(1975年版)和《尾翼强度设计指南》的计算方法得出压心位置。

表1 计算结果与静力试验大纲所给数据的比较(单位: m)

Table 1 Comparison between the calculation results and the data given in the static test program (m)

情况	压心展向位置			压心弦向位置				
	某静力试验大纲	不考虑机身的影响	考虑机身的影响	某静力试验大纲	强度设计规范		强度设计指南	
					不考虑机身的影响	考虑机身的影响	不考虑机身的影响	考虑机身的影响
突风	2.5	2.5	2.6	3.3	3.5	3.6	2.8	3.0
机动	2.5	2.5	2.6	4.2	4.0	4.1	4.2	4.3

对于水平尾翼, 通过计算结果与静力试验大纲所给数据的比较, 计算突风情况时, 按照 FQG (S) 飞机强度规范(试用本) 计算的 水平尾翼压力中心弦向位置偏后, 造成前者

偏后的原因是弦向载荷分布方式的不同：按照飞机强度规范计算时，认为弦向载荷分布在整个弦平面上，而按照尾翼强度设计指南计算时，则认为弦向载荷分布在弦平面 33% 处之前的位置，因此前者得出的压力中心位置偏后；计算机动情况时，按照 FQG (S) 飞机强度规范 (试用本) 计算的尾翼压力中心弦向位置偏前。原因与水平安定面及升降舵的载荷分布百分比有关。此外，考虑机身影响时，认为机身遮盖部分是不受载的，因此尾翼压力中心的展向位置比不考虑机身影响时偏向内侧，弦向位置则偏后。通过分析和对比，可知：按照 FQG (S) 《飞机强度设计规范》(1975 年版) 计算的飞机机动情况下尾翼压力中心弦向位置比真实使用情况下的位置偏前，按照《尾翼强度设计指南》计算的飞机机动情况下尾翼压力中心弦向位置则比真实使用情况下的位置偏后；对于突风情况，两者情形则相反。此外，机身作用的考虑与否对尾翼压力中心的位置也有较大影响。

2 CFD 计算积分结果

根据全机压力分布 CFD 计算数值，按照《飞机设计载荷计算指南》^[5]，以尾翼为例，分别将尾翼表面各网格单元法向力沿展向和弦向进行积分，各自计算展向总力矩与弦向总力矩，再根据翼面总法向力即可确定展向与弦向的压力中心位置。

CFD 计算所使用的坐标系采用全机坐标系，X 轴沿机身构造水平线向后为正，Y 轴在对称面内向上为正，Z 轴向左为正，与 X、Y 构成右手系。坐标系的原点位于机头与机身构造水平线的交点。网格单元力作用点在此坐标系下给出。

参考《空气动力学基础》^[6]和《飞行器部件空气动力学》^[7]，以尾翼为例：

网格单元法向力之和

$$F_Y = -\sum C_{P_i} * S_{Y_i} * Q_i * S_i$$

网格单元法向力对机身 X 轴展向矩之和

$$M_X = -\sum C_{P_i} * S_{Y_i} * Q_i * S_i * Z_i$$

网格单元法向力对机身 Z 轴弦向矩之和

$$M_Z = -\sum C_{P_i} * S_{Y_i} * Q_i * S_i * X_i$$

展向压心

$$Z = M_X / F_Y = \sum C_{P_i} * S_{Y_i} * Q_i * S_i * Z_i / \sum C_{P_i} * S_{Y_i} * Q_i * S_i$$

弦向压心

$$X = M_Z / F_Y$$

$$F_Y - C_1 = \sum C_{P_i} * S_{Y_i} * Q_i * S_i * X_i / \sum C_{P_i} * S_{Y_i} * Q_i * S_i - C_1$$

其中， C_{P_i} 为每个网格单元的压力系数， S_{Y_i} S_{Z_i} 分别为尾翼网格单元的单位法向量，

Q_i 为速压， S_i 为每个网格单元面积， X_i Y_i Z_i 为网格单元力作用点在全机坐标系下的坐标。 C_1 为尾翼根前缘点与机头框平面的距离， C_2 为机身上表面顶点与构造水平面的距离， C_3 为机身某框平面与机头的距离。下表以尾翼为例给出了 CFD 计算积分法得出的尾翼压力中心位置。

表 2 基本状态水平尾翼 CFD 压力中心
Table 2 Basic state horizontal tail CFD pressure center

水平尾翼压心	构型 1		构型 2		构型 3		构型 4		
	展向	弦向	展向	弦向	展向	弦向	展向	弦向	
小 M 数	小迎角	2.8	3.5	2.8	3.4	2.8	3.4	2.7	3.4
	大迎角	3.0	3.6	3.0	3.5	3.0	3.6	2.9	3.5
大 M 数	小迎角	2.4	3.2	2.4	3.2	2.4	3.2	2.4	3.2
	大迎角	2.8	3.6	3.1	3.9	2.9	3.7	3.1	3.9

表 3 升降舵偏状态水平尾翼 CFD 压力中心
Table 3 Elevator deflection state horizontal tail CFD pressure center

水平尾翼压力中心		构型 3		构型 4		
		展向	弦向	展向	弦向	
负升降舵	小 M 数	小迎角	2.80	4.31	2.80	4.34
		大迎角	2.73	4.78	2.72	4.85
	大 M 数	小迎角	2.94	4.54	2.91	4.51
		大迎角	2.93	4.67	2.66	4.48
正升降舵	小 M 数	小迎角	2.86	4.11	2.84	4.08
		大迎角	2.91	3.97	2.90	3.95
	大 M 数	小迎角	2.79	4.12	2.80	4.14
		大迎角	2.89	4.14	2.90	4.16

3 结论

通过《飞机强度设计规范》、《尾翼强度设计指南》以及 CFD 计算积分法分别得出尾翼压力中心位置，我们可得出以下结论：

- 1) 由于《飞机强度设计规范》与《尾翼强度设计指南》计算尾翼压心时，认为飞机位于各种状态下尾翼载荷的分布方式都是已知和确定的，因此得出的尾翼压心位置也是确定的，且不随飞行状态变化。这样的计算方法相对于 CFD 计算积分法明显偏于主观保守，计算结果相对真实情况也差别甚大；
- 2) 根据 CFD 计算积分法的计算结果，可知：对于尾翼基本状态，随着飞机攻角的增大，压心开始沿展向向外、沿弦向后移动；

- 3) 飞机偏转升降舵时, 对水平尾翼弦向压心位置的影响较大, 其中水平尾翼弦向压心位置后移(后移量随升降舵偏的绝对值增加而增大), 正舵偏时的情况则刚好相反;
- 4) 飞机构形变化时尾翼压心位置变化很小;
- 5) 根据《飞机强度设计规范》、《尾翼强度设计指南》以及 CFD 计算积分法的计算结果比较, 按照 CFD 计算积分法计算的尾翼压力中心较科学, 更接近飞机真实情况。

参考文献

- [1] FQG(S) 飞机强度规范 (试用本) [M]. 北京: 第三机械工业部第六研究院, 1975.
- [2] 尾翼强度设计指南 [M]. 航空工业出版社, 1987.
- [3] 飞机尾翼外载确定 [R]. 西安: 国营 172 厂设计科, 1964 年.
- [4] 飞机尾翼载荷计算 [R]. 西安: 强度设计研究室, 2005 年.
- [5] 王仲燕、王裕昌. 飞机设计载荷计算指南 [M]. 航空航天工业部, 1990.
- [6] 徐华舫. 空气动力学基础 [M]. 北京航空学院出版, 1987
- [7] 杨岷生、俞守勤. 飞行器部件空气动力学 [M]. 1982.