

# 民用飞机迎角传感器及 静压探测器布局验证方法

## Validation of Attack Angle Sensor and Static Pressure Detector Arrangement for Civil Aircraft

陈 功 李秋捷 / Chen Gong Li Qiujie

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

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

### 摘 要:

主要针对民用飞机迎角传感器及总静压探测器布局方案的设计及验证方法进行阐述。通过 CFD 仿真计算确定了适合的安装区域,并通过风洞试验对设计方案进行了验证。从迎角传感器的纵向特性及侧滑角的敏感性、静压测量的纵/横向变化规律分别对其进行了比较分析,获得了可靠的结果。

**关键词:**风洞试验;迎角传感器;静压探测器;气动布局

**中图分类号:**V245.2

**文献标识码:**A

[Abstract] In this paper, design/ validation of attack angle sensor and static pressure detector was discussed. Appropriate mounting area was chosen by CFD method while wind tunnel test was utilized for validation. Longitude characteristics and sensitivity-to-slide of attack angle sensor, as well as longitude/lateral stability of static pressure, were compared and analyzed to obtain reliable result.

[Key words] wind tunnel test; attack angle sensor; static pressure detector; aerodynamic arrangement

## 0 引言

民用飞机的大气传感器是其航电系统的重要组成部分,包括迎角传感器、静(总)压探测器、温度/湿度探测器、结冰探测器等。其中迎角传感器与静压探测器在大气传感器系统中起到了重要的作用。迎角传感器的作用是通过外置风标叶片感知机身表面流场的变化情况,实时计算飞机机身迎角;静压探测器的作用是通过空速管上的静压孔探测静压变化并通过一定逻辑计算出飞行速度。

由于机身实时迎角关系到飞控和操稳系统的设定,而实时飞行速度关系到对飞行性能的监控,因此应保证对以上两个状态参数测量的准确性。根据以往民用飞机型号的设计经验和实际使用情况,除提高硬件本身的精度和性能,迎角传感器及静压探测器的安装位置和布局方式至关重要,在型号的设计过程中应尽早予以充分地考虑。

研究此类问题的方法主要有两种,即 CFD 计算及风洞试验。CFD 仿真计算可以有效地建立机头附近的局部流场并通过数据处理软件有效地显示,从而选择一个有效的范围。而风洞试验可以更直观地对 CFD 计算所选位置进行有效的验证。因此,结合 CFD 仿真计算与风洞试验验证对大气传感器选位问题进行研究不失为可靠的方法。

## 1 布局方案确定

考虑到测量的稳定性,迎角传感器及静压探测器一般对称布置在机头两侧外形相对平整、流场变化相对稳定的区域。在具体安装位置的选择时,一般先通过 CFD 计算工具模拟机头附近的流场,分析流场方向及压力变化梯度后选择相对稳定的区域作为迎角传感器及静压探测器的安装位置。

本次 CFD 计算采用 ICEM 在局部生成 300 万的结构网格,并通过 FLUENT 的解算器进行计算。

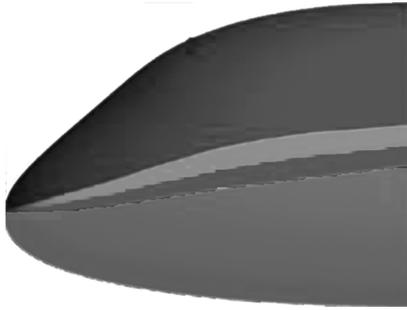


图1 采用CFD对机头表面流场模拟

机头流场CFD计算结果如图1所示。图中白色带状区域为流场稳定带,在这个区域中的流场形态变化相对稳定且规律性较强,不会因飞机的常规姿态变化而发生畸变,是布置迎角传感器与静压探测器的合理区域<sup>[1]</sup>。

结合以上CFD计算,并兼顾机头内部结构及安装空间等限制条件,初步筛选出了两种可行性较高的布局方案A、B,如图2所示。

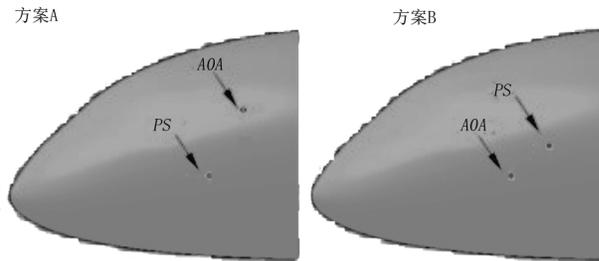


图2 迎角传感器与静压探测器布局方案

图中AOA代表迎角传感器的安装位置,PS代表静压探测器的安装位置。

## 2 评估标准

迎角传感器及静压探测器安装位置是否合理可以通过以下标准进行判断:

(1)迎角传感器纵向特性。即某一状态下机身迎角 $\alpha_b$ 与迎角传感器读数 $\alpha_{AOA}$ 的关系。根据航空工业标准<sup>[2]</sup>中的相关要求,该纵向特性应保持足够的线性程度,即:

$$\alpha_{AOA} = f(\alpha_b) = k \cdot \alpha_b + \varphi_0$$

其中 $k$ 为纵向特性函数的斜率,其物理意义为机身迎角 $\alpha_b$ 与迎角传感器读数 $\alpha_{AOA}$ 的比例系数; $\varphi_0$ 为截距,其物理意义为机身迎角为 $0^\circ$ 时的下洗角。该函数的线性程度越高,反应迎角传感器的纵向特性越好。

(2)迎角传感器侧滑敏感性。即在某个机身迎

角时,对称分布在机头两侧的迎角传感器在不同侧滑角时的读数差异。根据相关要求,在任何情况下,侧滑角引起的迎角传感器读数差异不应过大,即:

$$\delta\alpha_{AOA}(\beta) = |a_{AOA-L}(\beta) - a_{AOA-R}(\beta)| \leq |\Delta|$$

其中, $\delta\alpha_{AOA}(\beta)$ 为当侧滑角为 $\beta$ 时,左右对称位置迎角传感器读数的差异, $\Delta$ 为一常量,其绝对值由不同飞机型号及其构型确定。 $\delta\alpha_{AOA}(\beta)$ 越大,说明迎角传感器对侧滑角越敏感,对测量干扰越大,越不利于迎角传感器的正常工作。

(3)静压的纵向稳定性<sup>[3]</sup>。纵向稳定性体现为静压满足波动不超过一定幅值时所涵覆盖迎角区间。该迎角区间越大,说明静压的纵向稳定性越高。

(4)静压的横向稳定性。横向稳定性体现为静压在侧滑角变化时的波动范围<sup>[4]</sup>。波动越小,即横向稳定性越高。

由于CFD计算很难准确地定量分析以上各参数,因此有必要引入风洞试验的验证技术。

## 3 试验设备

### 3.1 迎角传感器

试验所用的迎角传感器,由叶片、内部霍尔线圈及壳体组成,额定工作电压为5V,有效偏角测量范围 $+45^\circ \sim -45^\circ$ ,灵敏度 $\eta < 0.05^\circ$ ,风标试验件外形如图3所示。



图3 风标试验件

### 3.2 静压探测器试验件

试验所用的静压(总压)探测器外形根据真实情况缩比,采用3D金属粉末打印技术制成,测压孔直径约为0.5mm,孔内径的粗糙度 $\mu = 0.16$ ,所造成的沿程压力损失 $< 1\%$ 。并通过了4Psi的气密性和通气性测试。

## 4 试验分析与讨论

### 4.1 迎角传感器纵向特性分析

方案 A、B 的迎角传感器纵向特性如图 4 所示。

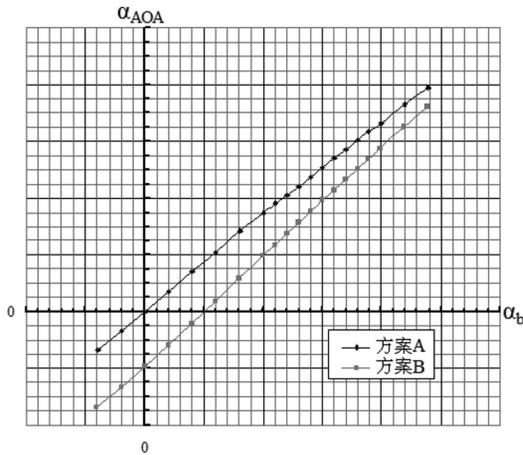


图 4 迎角传感器纵向特性

分析图 4 中的结果可知,两种布局方案下的迎角传感器纵向特性在一定的机身迎角范围内均呈现出高度线性,线性程度均达到  $R=0.9998+$  量级,表明两种方案下的迎角传感器纵向特性均能满足要求。虽然两者的斜率  $k$  和截距  $\varphi_0$  有所不同,但并不影响对其纵向特性的评价。

### 4.2 迎角传感器对侧滑角敏感性

方案 A、B 的迎角传感器对侧滑角敏感性如图 5 所示。

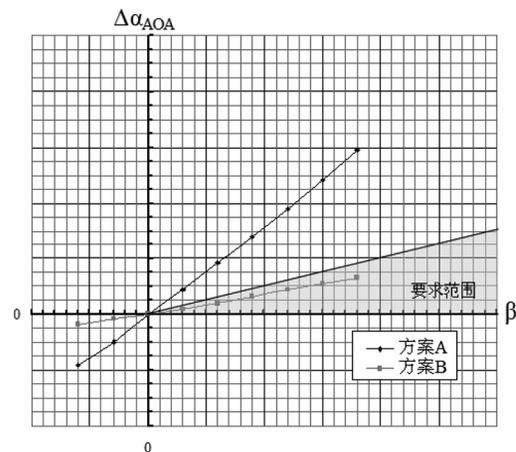


图 5 迎角传感器对侧滑角敏感度

分析图 5 中的结果可知,采用方案 A 时,左右迎角传感器读数差异随侧滑角发展过快,说明该位置的迎角传感器对侧滑角过于敏感,在数值上大大超过了要求的范围;采用方案 B 时,左右迎角传感

器读数差异随侧滑角发展的速度明显降低,在数值上亦在规定的要求范围之内。

### 4.3 静压纵向稳定性

方案 A、B 的静压纵向稳定性如图 6 所示。

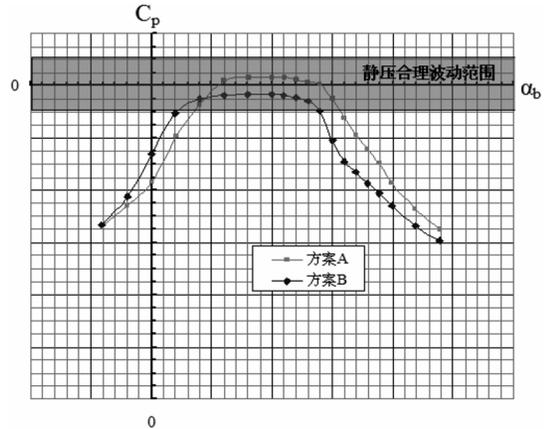


图 6 静压纵向稳定性

分析图 6 中的结果可知,两种方案下的静压均能在一定的迎角范围内保持相对稳定,波动均在合理区间内。但进一步比较两种方案的纵向静压曲线可知,采用方案 B 时,静压曲线变化幅度更平缓,即反映方案 B 的静压纵向稳定性更高。

### 4.4 静压横向稳定性

方案 A、B 的静压纵向稳定性如图 7 所示。

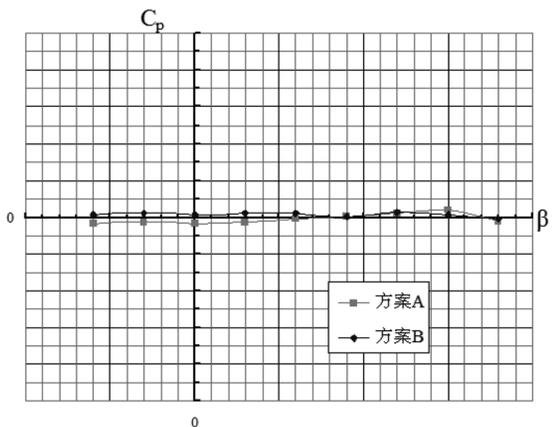


图 7 静压横向稳定性

分析图 7 中的结果可知,侧滑角变化对静压的影响很小,说明两种方案都可以保证较高的静压横向稳定性。

### 4.5 方案 A、B 各指标对比

通过第 4 节中对风洞试验结果整个指标的分析对比,其结果见表 1。

(下转第 81 页)

损伤拟切除区域的尺寸,修理区域的排钉图案,紧固件的类型、直径,补片的大小、材料和厚度等。主要目的就是给波音一个相对完整的参考方案,以便能够尽早得到最终的修理方案。

4) 提出修理偏差。在制作修理预案时,如果发现部分紧固件的间距超出一般修理要求,或修理补片的边缘不远处有大的开口,比如舱门,则应当把这种类似的数据信息一次性报告给波音,以避免对波音方案的反复修改而影响到飞机定检的整体进度。在得到波音批复的最终修理方案后,就可以进行修理了。

## 5 结论

只有熟知各种损伤的定义和性质,在损伤处理时才能做出正确、快速的判断。有时多种损伤是混

杂出现在某一区域内的,这种情况下就要进行更仔细的分析 and 辨别,对于的确没有允许限制或修理依据的损伤,可以咨询波音获取维修方案或直接更换部件。总之,绝对不允许对损伤超标的飞机放行,对于损伤的结构应当在第一时间内进行评估和修复,从最大程度上保证飞机的安全。

### 参考文献:

- [1] B737-CL/NG Structure Repair Manual SRM51-10-02 [S].
- [2] Airframe and Powerplant Mechanics - Airframe Handbook AC65-15A.
- [3] Aircraft Structural Repair for Engineers-Part I [S]. Boeing.

(上接第 77 页)

表 1 方案 A、B 各指标对比

	方案 A	方案 B
迎角传感器纵向特性	高线性、零下洗	高线性、下洗稳定
迎角传感器对侧滑角敏感度	对侧滑角过于敏感,超过规定要求	读数受侧滑角影响较小,满足规定要求
静压纵向稳定性	波动幅度略大	波动幅度较小
静压横向稳定性	静压波动合理	静压波动合理

从表 1 中的比较结果可以看出,对于该型号民用飞机的迎角传感器及静压探测器的布局选位,方案 B 的各项指标均满足相关要求,在迎角传感器的纵向特性、对侧滑角敏感性及静压纵向稳定性等指标上均优于方案 A。

## 5 结论

本文主要介绍了通过 CFD 计算及风洞试验验证

的方式对某型号的民用飞机的迎角传感器及静压探测器布局方案的设计及验证过程。经过对试验结果的比较分析,选出了在气动上更合理的方案,为型号的设计研发提供了重要的依据。而 CFD 计算结合风洞试验验证的方法也可以为类似的气动问题提供借鉴。

### 参考文献:

- [1] 赵克良,周峰,张森. 民用飞机攻角传感器安装定位研究[J]. 空气动力学学报,2015,33:420-426.
- [2] HB6763-93. 攻角和侧滑角系统的安装[S]. 航空工业标准,1996.
- [3] 汤黄华. 攻角传感器的安装与校准[J]. 洪都科技,1994,2:1-7.
- [4] 席敬泽,张辉. 对某型号民用飞机迎角传感器安装位置的研究[J]. 科技创新导报,2011,29:44-45,47.

(上接第 47 页)

必须确保设计和验证流程中的每一环节准确无误,才能保证最终的 APU 空中起动设计与验证能力能满足性能指标要求。本文在型号研制经验的基础上,对 APU 系统空中起动集成设计与验证流程和方法进行了总结,有利于提升 APU 系统空中起动集成设计和验证能力。

### 参考文献:

- [1] 中国民用航空局. CCAR-25-R4 中国民用航空规章第 25 部:运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,2011.
- [2] AC25-7C Flight Test Guide for Certification of Transport Category Airplanes[S].
- [3] AC120-42B Extended Range Operation with Two-engine Airplanes[S].