

文章编号:1674-8190(2013)01-043-06

民用飞机大气传感器低速验证试验研究

周星, 杨士普, 蒋晓莉

(中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: 飞机的大气传感器是获得飞机外部大气参数的重要的测量仪器, 如果大气传感器自身精度不够, 或者由于布置不合理引起的误差, 就会引起飞行危险。为了验证气动设计的布局方案, 选出传感器位置比较优化的方案, 得到机头静压值随迎角变化不变的区域, 同时总结出民航大气数据传感器布局设计验证的风洞试验方法。通过低速测压风洞试验和缩比传感器(风标和七孔探针), 测量得到大气传感器不同布局位置的气动特性。结果表明: 大气传感器的布局位置对测量结果影响相当重要; 试验结果与计算结果符合良好, 满足气动设计要求。

关键词: 民用飞机; 大气传感器; 气动布局; 试验验证

中图分类号: V211

文献标识码: A

Study on Low-speed Verification Test of Atmospheric Sensors of Civil Aircraft

Zhou Xing, Yang Shipu, Jiang Xiaoli

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai 201210, China)

Abstract: The atmospheric sensor is an important measuring instrument to get external atmospheric parameters of the plane. If the precision of atmospheric sensor is not enough or it is arranged unreasonably, it would cause risk during the flight. The purpose of this article is mainly to verify the scheme of atmospheric sensor's layout, to get the optimized schemes and the belt where the static pressure of the nose is constant in spite of the change of the angle of attack. The way of verifying the layout of atmospheric sensors is conducted. The results of aerodynamic characteristics of atmospheric sensors are gained by the low speed wind tunnel test and scaled sensors (wind vane and seven-hole probe). Results show that the sensor's layout is important to the measurement results of the atmospheric sensors. The experimental results are agreed well with the calculated ones, and satisfied with the requirements of the aerodynamic design.

Key words: civil aircraft; atmospheric sensor; aerodynamic layout; test verification

0 引言

飞机的大气传感器是获得飞机外部大气参数的重要的测量仪器, 得到的参数包括温度、湿度、迎角、总压、总温等。通过这些参数, 飞行员可以充分了解飞行环境, 进而对改变飞行状态以及飞机构型

具有重要的意义。对于民用飞机而言, 飞行安全是第一要求。如果大气传感器自身精度不够, 或者由于布置不合理引起的误差, 那么大气传感器得到的飞行参数与真实偏离很大, 对于飞行是危险的, 尤其在失速保护阶段。所以研究大气传感器的精度以及布置^[1], 具有相当重要的意义。波音、空客均做过相关的大气传感器布局设计试验, 国内相关的工作并不多, 多数采用 CFD 计算的方法进行大气传感器布局的评估。

本文主要研究大气传感器的不同的布置位置,

收稿日期: 2012-10-17; 修回日期: 2012-11-20

通信作者: 周星, zhouxing@comac.cc

大气流场对传感器的测量结果影响的试验,揭示大气传感器布局的气动规律,建立民机大气数据传感器布局设计验证的试验方法,保证设计的可靠性。

1 试验方法

民用飞机的大气传感器有四种,分别是总压、总温、风标和静压源,用来测量当地流场的总压、总温、迎角和静压。在风洞试验中,总温恒定,无需对总温进行测量。民用飞机的传感器基本布置在头部,如 A320 和 B737。不同飞机头部流场,传感器布置有所不同,本文研究的位置如图 1 所示, zb-01 ~ zb-06 表示机身上静压孔的分布剖面序号, FB2 和 FB4 表示风标的两个位置, TZ 表示探针。

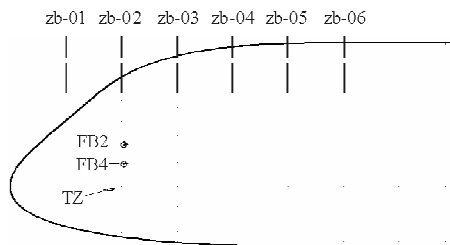


图 1 设计方案

Fig. 1 Design scheme

1.1 试验模型

1.1.1 主机模型

无论何种风洞试验,模型的尺寸越大越好^[2]。对于传感器试验,同样需要模型越大越好,因为民机的传感器全尺寸很小,风标高度在 85 mm 左右;总压探头直径 15 mm 左右,高 65 mm 左右,如果模型缩比太小,缩比风标和探头就会浸在机头附面层里,影响试验结果。但是通常的风洞试验模型的大小受限于风洞的展弦比,模型尺度不够大。为了克服展弦比的问题,在工程估算和 CFD 计算的时候对光机身、机身带部分机翼和机身带全机翼的工况进行模拟,得出这三种工况的大气传感器的气动特性。根据这三种工况的评估结果选择试验的主机模型方案。低速试验考虑 8 m × 6 m 或者 4 m × 3 m 量级的试验模型,对于 8 m × 6 m 的量级的模型可以采用全模或者简化的单独机身大模型,而 4 m × 3 m 量级的模型尽可能采用简化的单独机身大模型。

本次试验选用简化的单独机身大模型,直径为

600 mm 左右,机身的后半部分进行外形整流设计,避免展弦比的限制,模型可以设计的足够大。模型缩比的原则除了考虑风洞的堵塞度,还需考虑试验迎角范围内模型机头最高点离风洞顶壁的距离,一般不得低于风洞高度的 1/4。试验的结果与同一工况的数值模拟进行对比,根据工程评估和 CFD 计算得到的差量,推测出全机下大气传感器的气动特性。另外,在设计模型的支撑方式和支撑位置的时候,必要的原则是保证机头部分处在风洞试验段中最好的流场以及模型的支杆对机头的影响越小越好,通常采用尾撑或者腹撑(离机头足够远),研究试验在某 FL12 风洞进行,FL12 风洞是常压下循环式低速风洞,尺寸 4 m × 3 m,试验风速 70 m/s。

1.1.2 风标

试验小风标的翼型尺寸高度 9.5 mm,可根据民机成品缩比的尺寸大小进行适当调整。小风标内置电位计,风标翼型旋转的角度通过电压输出,不同的电压映射不同的角度,通常采用线性拟合。线性关系是通过风洞试验得到的,在一个 250 mm × 250 mm 的风洞里,小风标固定在风洞侧壁上,侧壁外有一个角度装置可以旋转小风标,改变攻角,根据角度和电压的关系得到校验公式。小风标的测量范围在 ±45°,测量精度: ±0.5° ($Ma < 0.3$) 和 ±0.1° ($Ma > 0.3$),在 Ma 为 0.1 ~ 0.3 正常工作。根据气动设计的方向,确定安装在主机模型上的小风标初始零位,通常与机身水平面平行。风标如图 2 所示。



图 2 试验小风标

Fig. 2 Tested small wind vane

1.1.3 七孔探针

飞机上的总压探针用七孔探针模拟,目前用来测量流场迎角的探针有五孔和七孔,五孔探针的测

量范围只有 $\pm 45^\circ$,不能满足试验要求,所以试验选择了七孔探针,测量范围 $\pm 70^\circ$,测量精度 $0.5^\circ \sim 1.0^\circ$ 。七孔探针的设计和加工难度很大,在直径 4 mm 的圆锥柱上需加工 7 个平行柱轴线的孔,孔径 0.6 mm。七孔探针的基本原理如下^[3-4]:在小流动角时,中心孔压力 P_7 最大,但随流动角增大,最大压力孔将由中心逐渐移到正对横向气流的压力孔,因此根据七个压力孔的压力高低,将流动空间划分为七个区。第七孔所对的流动空间称为内区,其他六个区称为外区,每个区各占 60° 的扇形空间。通过七个孔的压力系数求得来流相对于探针坐标系的 θ 角与 ϕ 角,如图 2 所示。对于外区($\theta > 24^\circ$),由于在大流动角下探针有三个压力孔在分离区内,因此必须采用迎风的四个压力孔的压力来确定气流的迎角 θ 和方位角 ϕ ,如图 3 所示。

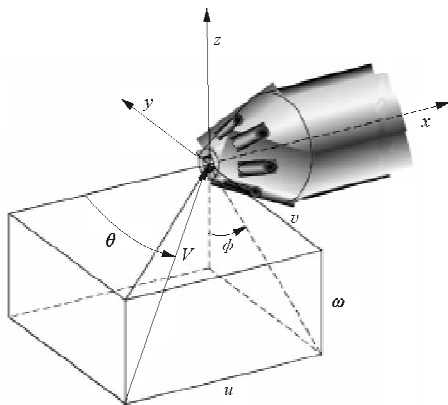


图 3 七孔探针坐标系

Fig. 3 Seven-hole probe coordinate system

七孔探针的校准是在炮风洞进行,探针的七孔落在炮风洞的出口中心,探针另一端被一套姿态角装置夹住,能够远程控制探针姿态,采用多通道高精度压力变送器及 16 位数据采集系统采集数据,减少压力平衡时间,并通过优化试验过程,编制相应的探针校准程序,使整个校准过程用时大大缩短,并且提高探针校准拟合精度。

为了更好的保证探针坐标系与托架坐标系重合,没有滚转角和俯仰角,在探针的底部设计一个法兰盘,中间有一个凸台,托架的一端同样设计一个法兰盘,加一个凹槽,两者对接时通过凸台和凹口进行轴向定位,法兰盘进行径向定位,最后对接处进行保形处理,成品件如图 4 所示。



图 4 试验探针成品

Fig. 4 Finished test probe

1.1.4 静压孔

测压是为了找到机头上稳定的压力带。根据计算云图,在机身特征的区域(稳压带)布置较多的剖面,测压点较密,测压孔垂直于当地曲面法向,保证良好的位置对称性和静压孔的内径尽可能小,通常小于等于 0.6 mm。测压精度要求连续试验 $\Delta C_p \approx \pm 0.005$,不连续试验精度 $\Delta C_p \approx \pm 0.01$ 。根据试验的精度对稳压线进行拓展,最终可以得到一个稳压带,静压源的布置不需要将每个测压点的压力值与计算进行对比分析,只需得到机身的稳压带,静压孔在该稳定带里布置即可。

1.2 引导性试验

引导性试验是正式试验前的准备试验。因为传感器供应商的风洞试验条件与专业的风洞条件存在一定的差异,所以对于该类传感器的试验必须进行引导性试验。试验的目的主要有以下三点:

- (1) 校验风标、七孔探针等仪器的加工精度以及仪器自身校验公式的准确性和精度。
- (2) 如果存在误差,重构传感器的校验公式。
- (3) 得到传感器数据的修正关系(传感器测量结果与真实结果的映射关系),便于对最终试验结果进行修正。

本次引导性试验是在 $1.4 \text{ m} \times 1.4 \text{ m}$ 风洞进行,试验风速 50 m/s。将传感器固定在一个直径 300 mm 和厚度 30 mm 的圆盘上,圆盘的边缘有 45° 的切角,边缘厚度 0.5 mm,并且倒角,保证气流经过平板前缘后不产生分离。圆盘被安装在风洞的中心,通过一个圆柱型支杆与风洞转盘相连,转盘的角度是传感器应该测得的真实角度,通过试验

可得到传感器测量值与真值之间的关系。具体实施方法如图5所示。传感器安装在圆盘中心,根据平板紊流附面层模型计算,当地的附面层高度在2 mm左右,不会影响七孔探针和风标的测量结果。

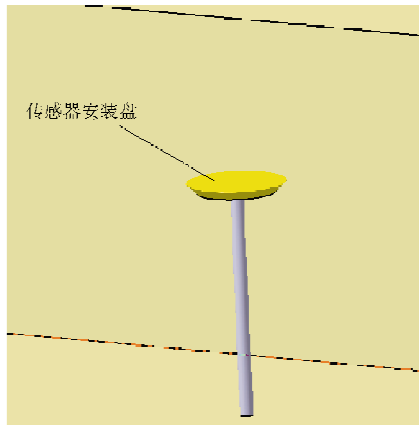


图5 引导性试验方案图

Fig. 5 Leading-test scheme

2 民用飞机大气传感器布置设计思路

布置大气传感器主要考虑以下三点因素:

(1) 风标传感器的布置要求纵向试验时风标测量的当地迎角能够敏感地随机身迎角变化,以提高迎角信号的跟随性,并降低仪器误差对迎角信号总误差的贡献;迎角信号受侧滑角的影响应尽可能小,以降低迎角信号的理论误差^[6]。

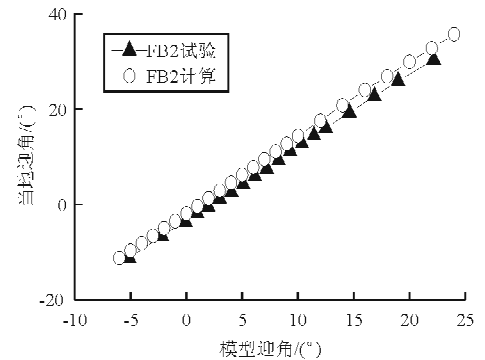
(2) 总压探头的布置主要考虑总压探头在飞机飞行包线内随当地迎角的变化范围,并且验证是否满足设计^[6]。

(3) 静压源是民机飞行的重要关注对象,要求静压值随迎角变化基本不变,在机身区域布置若干个测压剖面 and 测压点,挑选出静压值随迎角不变的点,再考虑试验的误差,绘出机身上的稳压带,静压源布置在该区域。

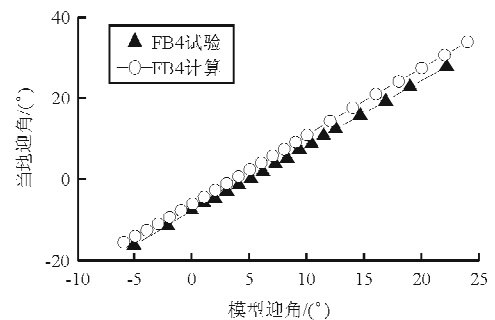
3 试验结果

3.1 传感器试验结果

两个位置风标试验结果与计算结果对比(纵向)如图6所示,两个位置风标试验结果与计算结果对比(横向)如图7所示。

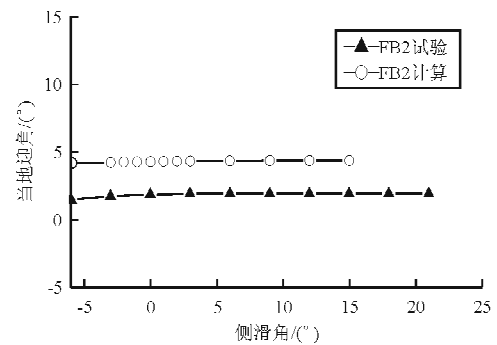


(a) FB2

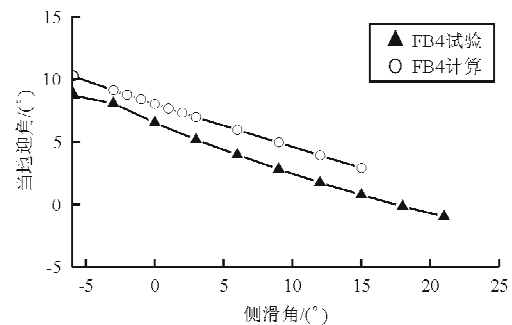


(b) FB4

图6 两个位置风标试验结果与计算结果对比(纵向)
Fig. 6 Comparison between the test and calculation of the vane(longitudinal)



(a) FB2(机身迎角为6°)



(b) FB4(机身迎角为6°)

图7 两个位置风标试验结果与计算结果对比(横向)
Fig. 7 Comparison between the test and calculation of the vane (lateral)

从图 6 可以看出:风标的试验结果与 CFD 计算结果的斜率基本相当,大概在 1.6 左右;两者之间存在一定截距偏移,经过分析可能有两个方面原因引起,一是两个风标成品之间存在的误差,二是模型加工不对称引起的头部流场不对称。

图 7 的规律与图 6 相似,但是两个位置的曲线规律相异,位置 2 的当地迎角随侧滑角变化比位置 4 要小得多,可以得出位置 2 风标的气动特性在横航向时相比于位置 4 风标的气动特性不敏感,符合设计要求。

探针试验结果与计算结果对比如图 8 所示。

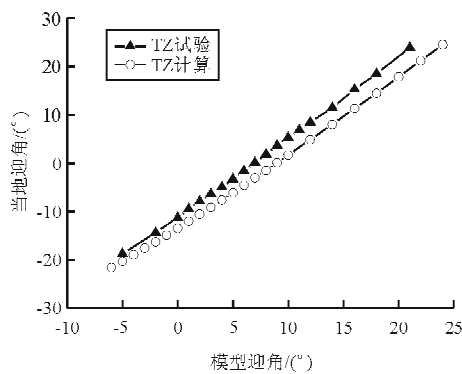
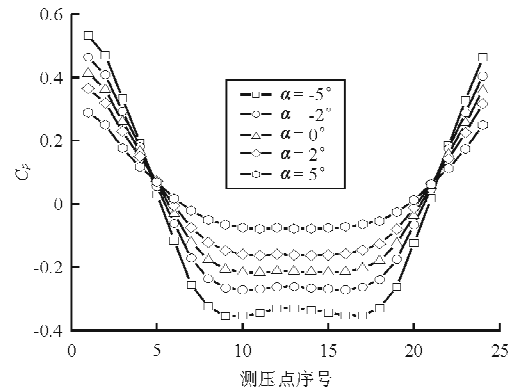


图 8 探针试验结果与计算结果对比
Fig. 8 Comparison between the test and calculation of the probe

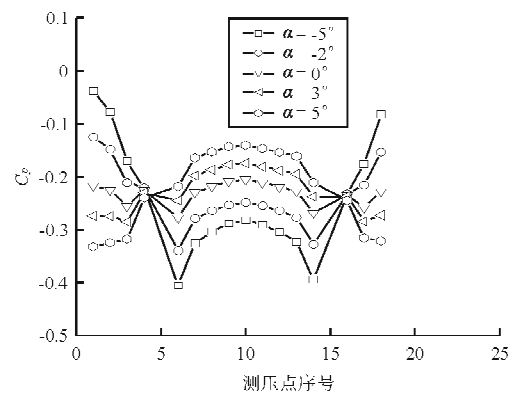
从图 8 可以看出,探针的试验结果与 CFD 计算结果斜率相差 5% 左右,当地迎角范围在 -20° ~ 25° 之间。试验结果可以指导总压探头在机头的安装位置和角度。

3.2 静压孔结果

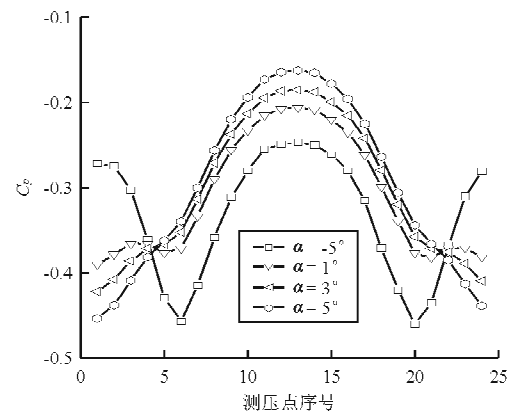
机身机头布置若干个测压剖面,每个剖面根据气动布局的评估结果布置测压点,机头上各个剖面的测压点随迎角变化的趋势如图 9 所示,对于本试验得到的测压结果,不需要将每个测压点的试验结果与计算结果对比,只需要找到测压点压力值随迎角变化的规律,图中各条曲线交叉的点就是试验需要得到的点位,这些点位的压力系数随迎角的变化保持恒定。根据图 9 可以绘制出机头静压稳定带的分布,静压源就布置在该稳定带里,才能保证静压源测得的大气静压值不受飞机飞行姿态的影响。



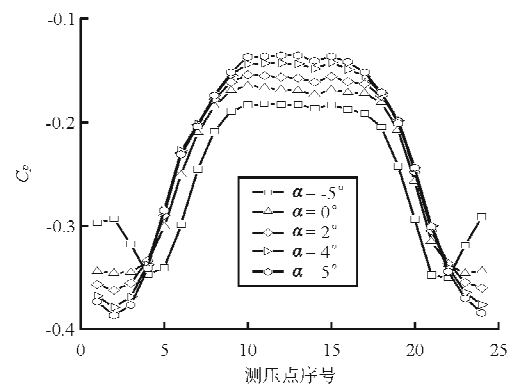
(a) ZB-01



(b) ZB-02



(c) ZB-03



(d) ZB-04

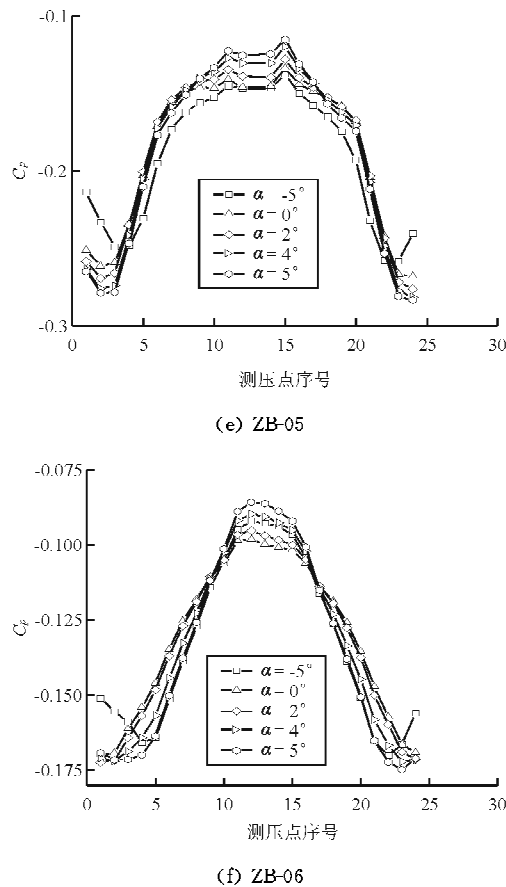


图9 静压孔试验结果随迎角变化图

Fig.9 Pressure changes along the attack angle

4 结论

(1) 本次试验是民用飞机初步进行的大气传感器布置验证试验,很多经验参考了军用飞机的试验方案,具备一定的探索性和挑战性,试验达到预期目的,后续在全模上进一步验证。

(2) 试验的结果与CFD计算的结果具备一定的相关性和符合性,较好地验证了气动设计思想;试验中4号位置用来与2号位置进行对比,得出传感器在机头的布置位置非常重要,不同的位置的测量结果存在差异,规律有所不同。

(3) 根据机头静压孔的值以及随迎角变化的规律,得到机头稳压带的分布,有利于选择布置飞机大气静压源的位置。

(4) 通过本次试验研究,揭示了大气传感器不同布局的气动规律,奠定了大气传感器布局设计的理论基础,并且建立了民机大气传感器布局设计验

证的风洞试验方法。

参考文献

- [1] 孟博. 跨音速/高超音速大气数据测量技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学导航研究中心, 2011.
Meng Bo. Transonic/hypersonic air data measuring technology research[D]. Nanjing: Navigation Research Center, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [2] 中国解放军总装备部. 中华人民共和国军用标准(GJB 180A-2006); 低速风洞飞机模型设计准则[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2006.
General Equipment Department, People's Liberation Army of China. Chinese military standard(GJB180A-2006); Design criteria of aircraft test model in low speed wind tunnel [S]. Beijing: General Equipment Department, People's Liberation Army of China, 2006. (in Chinese)
- [3] 马兴宇, 明晓. 七孔探针测量剪切流场的误差分析和实验验证[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(1): 57-62, 67.
Ma Xingyu, Ming Xiao. Experimental research and error analysis on seven-hole probe measurements of shearing flow field[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(1): 57-62, 67. (in Chinese)
- [4] 王蕾. 七孔探针风洞实验技术研究[D]. 南京: 南京理工大学能源与动力工程学院, 2010.
Wang Lei. Research of wind tunnel experiment measurement for seven-hole probes[D]. Nanjing: School of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Science and Technology, 2010. (in Chinese)
- [5] 杨士普, 孙一峰, 方阳. 民机迎角传感器布局流场分析[C]. 昆明: 第九届全国流动显示学术会议论文集, 2012.
Yang Shipu, Sun Yifeng, Fang Yang. Analysis on the angle of attack sensor layout flow[C]. Kunming: The ninth National Academic Conference of Flow Visualization, 2012.
- [6] 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.
Xi Jingze, Zhang Hui. The research on angle of attack sensor location of some civil airplane[J]. Science and Technology Innovation Herald, 2011(29): 44-45, 47. (in Chinese)

作者简介:

周星(1982-),男,工程师。主要研究方向:总体气动特性。
杨士普(1982-),男,工程师。主要研究方向:总体气动布局设计。
蒋晓莉(1977-),女,高级工程师。主要研究方向:总体气动特性。

(编辑:赵毓梅)