

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2017.03.08

# 高速飞机总静压探头的气动设计、仿真和测试

杜振宇, 石岩, 张亚军

(中航工业太原航空仪表有限公司, 山西 太原 030006)

**摘要:** 阐述了高速飞机总静压探头的气动设计、CFD 仿真、风洞测试、飞行校测。通过旋成体理论实现总静压探头补偿型面在设计阶段的快速调整, 通过商用 CFD 软件得出静压误差的仿真。设计的总静压探头气动性能需要通过风洞测试的验证, 并最终通过飞行校测验证其是否满足使用要求。

**关键词:** 总静压探头; 气动设计; CFD; 风洞测试; 飞行校测

**中图分类号:** TB9

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1674-5795(2017)03-0042-03

## Aerodynamic Design, Simulation and Experiment of High-speed Aircraft Total Static Pressure Probes

DU Zhenyu, SHI Yan, ZHANG Yajun

(Taiyuan Aero-Instruments Co., Ltd. Taiyuan 030006, China)

**Abstract:** This paper mainly expounds the aerodynamic design, CFD simulation, wind tunnel experiment, and flight test of the total static pressure probe in the high-speed aircraft. The compensation surface of the total static pressure probe can be rapidly adjusted in the design phase through revolution body theory. It concludes the simulation of the static pressure through the commercial CFD software. The aerodynamic performance of the designed total static pressure probe should be verified through the wind tunnel test, and it should be ultimately verified to see whether it meets the requirements or not through the flight test.

**Key words:** total static pressure probe; aerodynamic design; CFD; wind tunnel experiment; flight test

## 0 引言

总静压探头能够探测飞机飞行时的总压和静压, 在飞机上起至关重要的作用, 它感受到的总压和静压通过大气数据计算机直接解算出气压高度、指示空速、马赫数等飞行参数, 直接关系到飞行安全。其中, 气压高度用于飞机分层飞行或定高巡航飞行, 保证飞机不会互相碰撞或碰撞到地面物体; 指示空速用来保证飞机具有一定的升力, 从而不会发生失速; 马赫数用来防止高速飞机进入临界马赫数。

总压、静压的测量精度会直接影响到飞机的性能, 尤其是静压, 它会直接影响到飞机测高系统的精度, 从而影响到飞机是否能够满足 RVSM(缩小垂直间隔)的运行要求。总压的测量精度通常较高, 静压的测量精度会受到飞机机身扰动的影响, 为补偿这一影响因素, 需为总静压探头的设计专用的静压补偿型面。一般来说, 总静压受传感器的外形不具有通用性, 需进行针对性的设计, 不同外形的飞机、不同装机位置的总

静压受传感器的补偿型面都是不同的。

可见, 在新一代飞机的研制过程中, 提升高速飞机总静压探头气动性能的正向的、系统的设计能力对提升飞机性能有重要意义。本文简述了高速飞机总静压探头气动设计、仿真和测试全流程研制方法, 尤其提出了一种基于旋成体理论的方法, 能够大幅提升气动补偿型面设计初期的迭代速度, 降低研制周期。

飞机静压测量误差可参考 RVSM 的相关要求。一般, 静压误差或静压补偿量  $C_p$  均以无量纲形式表述, 见式 1。

$$C_p = \frac{P_{s'} - P_s}{Q_c} \quad (1)$$

式中:  $P_{s'}$  为总静压探头测得静压;  $P_s$  为来流静压;  $Q_c$  为来流动压。

## 1 总静压探头的气动设计

### 1.1 总静压探头气动设计的一般流程

总静压受传感器静压补偿型面的设计一般遵循以下几个环节:

1) 确定静压位置误差  $C_{p0}$ 。通过气动仿真、改装

收稿日期: 2017-05-05

作者简介: 杜振宇(1983-), 从事机载大气数据系统研发工作。

试飞、风洞测试等途径初步确定  $C_{p0}$ 。

2) 静压补偿型面设计。根据  $C_{p0}$  设计初步型面, 利用型面对局部气流的加速或减速作用来实现静压补偿功能, 然后计算型面的静压补偿量  $C_p$ , 根据计算结果调整型面的参数, 反复迭代直至满足静压剩余误差的要求。

### 1.2 静压剩余误差的确定

ICAO DOC9574《在 FL290 和 FL410(含)之间实施 300 米(1000 英尺)垂直间隔标准的手册》中明确要求飞行中主高度表高度显示误差、两个主高度表之间的高度显示差异均不得大于 200ft(60.96m)。

根据中国民航总局适航审定司发布的适航咨询通告 AC-21-13《在 RVSM 空域实施 300 米垂直间隔标准运行的航空器适航批准》的要求, 在完全 RVSM 飞行包线中运行时, 静压剩余误差和电子设备最差情况之和应保证飞机飞行高度误差不大于 60m, 其中电子设备对应的高度误差一般不大于 10m, 则静压剩余误差对应的高度误差应不大于 50m。

GJB1623-93《总、静压系统设计和安装通用规范》中仅对一套大气数据系统的静压位置误差进行了规定, 如图 1。其中曲线 A 是通过软件修正后需达到的静压误差, 曲线 B 是仅使用气动补偿需达到的静压误差。

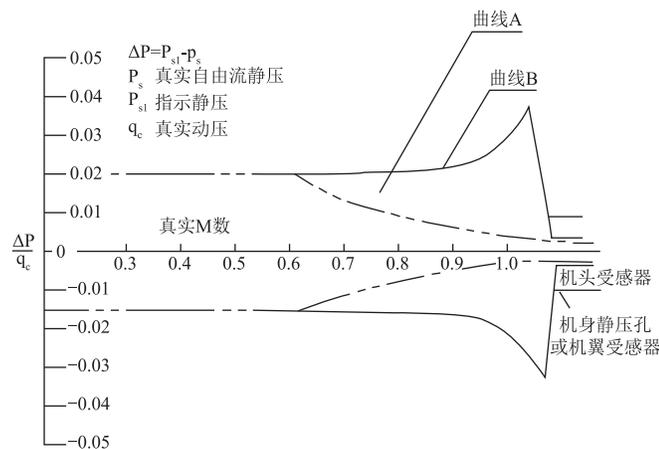


图 1 GJB1623-93 中关于静压位置误差要求

分析上述三个标准中对静压测量误差的要求, ICAO DOC9574 不仅规定了单个静压测量系统的误差, 也规定了两个静压测量系统之间的不一致误差, 对静压测量的要求最严格。通过计算, 为了满足 DOC9574 的要求, 在亚跨超音速范围内, 静压误差不得大于  $\pm 0.01q_c$ 。

### 1.3 补偿型面的设计

在进行补偿型面设计时, 一般需要多次对型面进

行调整, 甚至需要推翻已有的型面公式, 寻求新的型面来满足设计要求, 准确、快速的补偿量。总静压探头补偿型面一般为旋成体, 可利用空气动力学中的旋成体理论, 用直匀流和偶极子叠加的方式快速计算型面的静压补偿量  $C_p$ 。

以亚音速为例, 图 2 为直匀流和一个强度为  $\xi$  的偶极子叠加后的情况, 叠加后形成一个直匀流绕圆柱体的流动, 如果把直匀流和分布的偶极子, 所得到的组合流动可以代替绕不同形状封闭物体的流动。

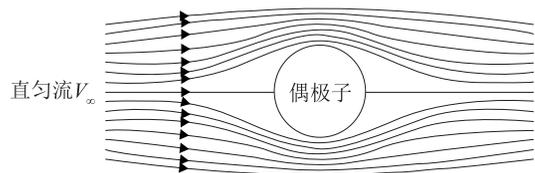


图 2 直匀流和偶极子叠加

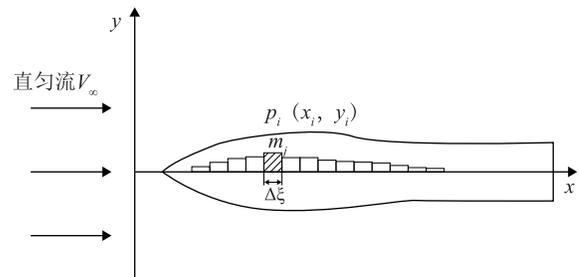


图 3 连续分布的偶极子模拟受感器型面

空气动力学中的旋成体理论的假设前提为空气没有粘性, 通过连续分布在旋成体轴线上密度为  $m(\xi)$  的偶极子叠加  $V_\infty$  的直匀流来模拟空气绕受感器型面的流动, 见图 3, 把偶极子分布区域分成等宽的  $n$  段, 设每段的宽度为  $\Delta\xi$ , 段数  $n$  越大, 计算精度越高。

旋成体理论的边界条件见式 2, 采用柱坐标系, 这样可以将复杂的三维流场简化成二维方式处理。

$$\left[ \beta^2 r \int_0^L \frac{m(\xi) d\xi}{[(x-\xi)^2 + \beta^2 r^2]^{3/2}} \right]_{r=R(x)} = v_\infty \frac{dR}{dx} \quad (2)$$

式中:

$$\beta = \sqrt{1 - M^2} \quad (3)$$

$R(x)$  为型面方程。

补偿量  $C_p$  值计算公式见式 4。

$$C_p = - \left( \frac{2v_x}{v_\infty} + \frac{v_r^2}{v_\infty^2} \right) \quad (4)$$

根据图 1 所示的方法, 令:

$$C_{ij} = \frac{R\left(\frac{L}{n}i\right)\beta^2 \frac{L}{n}}{4\pi \left( R\left(\frac{L}{n}i\right)^2 \beta^2 + \left(\frac{L}{n}i - \frac{L}{n}j\right)^2 \right)^{3/2}} \quad (5)$$



