

# 运输类飞机 RVSM 适航审定中的机体差异分析及处理

## The Altimetry System Error Analysis and Reduction due to Airframe-to-Airframe Variability for RVSM Certification

徐骏驰 / Xu Junchi

(民航上海航空器适航审定中心, 上海 200335)

(Shanghai Aircraft Airworthiness Certification Center, Shanghai 200335, China)

### 摘要:

对运输类飞机的 RVSM 适航审定要求进行说明, 并就机体差异导致的高度测量误差进行了分析。提出了评估机体差异导致的剩余静压源误差的一种思路和方法, 以及 RVSM 适航审定中预算分析应考虑的各误差分量。最后指出了为满足飞机持续适航要求而应进行的工作。

**关键词:** RVSM 机体差异; 误差预算; 适航审定

[Abstract] Study the requirements of RVSM performance and means of compliance for the group approval of new type of aircraft. The altimetry system error due to airframe-to-airframe variability has been analyzed. The procedure and methodology for this error reduction have also been proposed. All factors for error budget were discussed. And finally there are some procedures for continuing airworthiness.

[Key words] RVSM; Airframe-to-Airframe Variability; Error Budget; Airworthiness Certification

## 0 引言

Reduced Vertical Separation Minimum (RVSM) “缩小垂直间隔最低标准”是指在 8 900m 以上、12 500m(含)以下的空域中将飞机之间的最小垂直间隔由过去的 600m 缩小为 300 m。其目的主要在于增加飞行高度层和空域容量, 提高航空公司的运行效益。

为实施该标准, 美国联邦航空管理局 (FAA) 和欧洲航空安全局 (EASA) 先后颁发了针对 RVSM 适航审定的指导材料。中国民用航空局也于 2007 年 7 月 31 日颁发了咨询通告《在 RVSM 空域实施 300m(1 000ft) 垂直间隔标准运行的航空器适航批准》(AC-21-13), 提出了航空器 RVSM 运行的最低性能规范 (MASPS)。

根据 AC-21-13 的规定, 可以将对 RVSM 的适航要求分为两类: (1) 对飞机机载系统的功能要求; (2) 对高度测量系统误差 (ASE) 的性能要求。影响

ASE 的因素主要有: 机载电子设备的个体差异, 使用环境对电子设备的影响, 机体差异对静压源误差的影响, 飞行运行条件对静压源误差的影响。其中机体差异对静压源误差的影响较大, 由此带来的误差预算分析、制造符合性检查以及持续适航的工作比较复杂。因此, 本文专门就运输类飞机 RVSM 适航审定过程中机体差异分析及处理的思路和方法进行研究。

## 1 机体差异对剩余静压源误差 (RSSE) 的影响

在现代大型运输类飞机的型号合格审定过程中, 需要通过实验室试验、飞行试验等方法对飞机大气数据测量系统进行校准, 以确定飞机的仪表指示误差、系统管路迟滞误差、静压源误差, 然后通过在大气数据计算机 (ADC) 上装订校正曲线以获得满足规章要求的校正高度。但是, 由于大气数据校准试验设备本身存在一定误差, 大气数据的误差会

随飞机迎角、速度和高度的变化而变化,飞机在制造和运行过程中机体会存在差异或发生变化,因此飞机的大气数据始终存在无法消除的剩余误差,其中主要的是剩余静压源误差(RSSE)。

新型大型运输类飞机一般按航空器组来申请获得RVSM适航批准。根据AC-21-13的规定,需要对航空器组的高度测量误差值进行测量和统计分析以判断其对RVSM适航要求的符合性。对航空器组而言,机体差异导致的高度误差在误差预算中占较大比重。机体差异导致的RSSE一般应考虑以下几方面的因素:机身蒙皮褶皱、皮托管(包括安装的位置、角度误差、传感器老化)、静压源(如独立的话)、迎角传感器及制造允差。在RVSM适航审定过程中,需要确定以上各因素与高度误差之间的关系,建立包含以上各因素的高度误差数据库。

## 2 机体差异影响评估的思路和方法

对航空器组机体差异进行评估的一般思路是:以一架经过空速校正的飞机为基准,借助计算流体力学软件(CFD)建立一个各误差因子相对基准飞机的误差计算模型,通过样本机队的飞行试验对该模型进行校正,最终确定满足适航标准的误差预算。

用于确定机体差异的基准飞机一般是进行空速校准用的试验机,以该机的RSSE为基线。基准飞机的RSSE是指该机的实际静压源位置误差与装订在大气数据计算机(ADC)中的静压源误差校准值(SSEC)之间的差异。同时还需对该机的RVSM相关区域进行精确测量,以该机的皮托管、静压源位置以及蒙皮褶皱程度为基准。对样本机队中各架机的每一误差因素偏差值进行测量,用于计算该因素相关误差的平均值和正态分布的标准偏差值。这些值与飞机机载系统的误差及其他相关误差共同构成了整个航空器组的高度测量误差预算。

### 2.1 CFD模型的建立及修正

建立CFD模型前需对一定数量(>30架)的生产型飞机RVSM区域(指定的覆盖皮托管和静压源位置的敏感区域)的蒙皮褶皱进行测量。利用专用测量设备对该区域中每一个测量点进行测量,测量点的密度一般为2点/in。测量完毕后,利用CATIA等软件得到一个计算表面,其计算的精度一般为0.005in~0.015in。将该表面覆盖到理论飞机表面上,在RVSM区域周围应设立一个实际飞机表面和理论表面的过渡区域。同时,需要对测量方法的误差进行分析评估,并确定由此导致的蒙皮褶皱测量误差。最后通过对整合后的飞机RVSM区域进行

CFD分析计算,确定整个计算模型的精度。

采用三维可压缩无粘欧拉方程组对全机(RVSM区域采用测量值)的有限元网格理论模型进行计算。图1为理论表面和测量表面的压力场曲线。

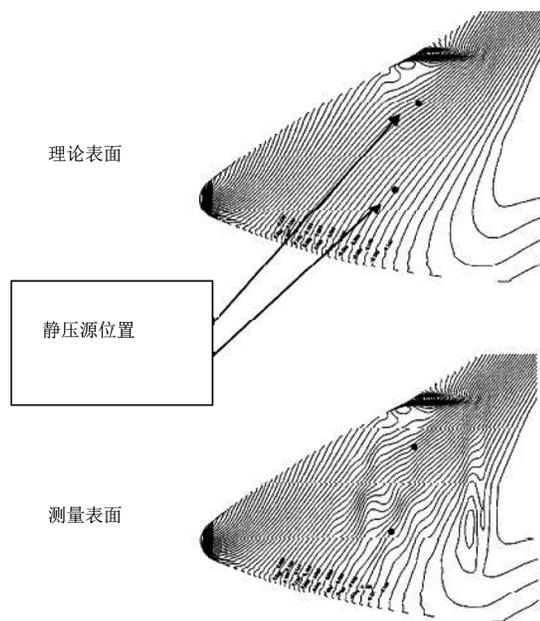


图1 CFD计算的飞机理论表面和测量表面的压力场曲线

由此,可以通过CFD软件计算各架飞机在不同速度和迎角下的RVSM区域流场,进而可以确定各架飞机与基准飞机的高度差异,从而评估蒙皮褶皱的影响,建立蒙皮褶皱与高度测量误差之间的关系。

CFD模型初步建立后,还需考虑以下四个方面的因素,以对静压源位置的压强系数 $C_p$ 作进一步修正。修正流程图如图2所示。

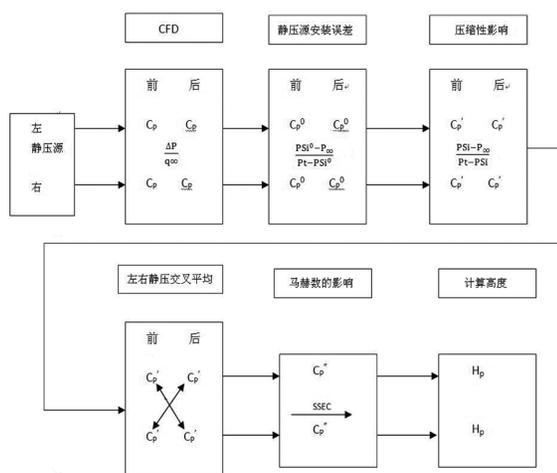


图2 CFD模型修正流程图

其中, $C_p$ 为静压源位置的压强系数, $P_{st}^0$ 为静压源位置的压强, $q_\infty$ 为自由大气动压, $P_t$ 为自由大气总压, $P_\infty$ 为自由大气静压。

### (1) 静压源安装误差

通过静压源供应商提供的校正系数对  $C_p$  进行修正,消除飞机静压源安装误差的影响。应指定机长一侧 ADC 使用的主静压源为测量对象,如果该静压源的误差超过了供应商规定的安装误差则计入误差预算中。

### (2) 压缩性影响

考虑到驾驶舱周围的实际流场分布,CFD 计算出的静压源位置压强可能与周边的大气静压存在较大差异。因此,需要根据皮托管的安装位置和外形对空气压缩性进行修正。

### (3) 左右静压交叉平均

为消除侧滑的影响,应分别对试飞测量和 CFD 计算得到的静压值进行前后交叉平均。比如,如果飞机两侧各有两个静压源端口,用一侧的前静压源和另一侧的后静压源进行平均。

### (4) 马赫数的影响

马赫数是由 ADC 通过静压和总压计算得到的。因此,如果静压测量存在误差将导致计算的马赫数出现误差。而加载到 ADC 中的 SSEC 曲线又是基于马赫数计算得到的,因此在 SSEC 对静压进行修正的过程中将产生叠加的误差。

## 2.2 飞行试验

在前期的型号合格审定试飞中,已用基准飞机进行过空速校准试验,确定了装订到 ADC 中的 SSEC 值。在 RVSM 适航验证时,需要采用一定数量(一般为 4~6 架)的生产型飞机在 RVSM 飞行包线内进行再次试验,以验证装订的 SSEC 是否能满足 RVSM 的要求。同时,通过将试验数据与前面所述的 CFD 模型计算的结果进行对比,以验证该模型的可靠性。

试验可以采用基准飞机伴飞生产型飞机的方式进行,基准飞机需加装拖锥提供标准静压源。生产型飞机在前,基准飞机在后,当两架机高度稳定,前机相对后机的高度偏差在  $\pm 5\text{ft}$  (或  $W/\delta$  控制在  $\pm 1\%$ ,取较小值),空速控制在  $\pm 0.005M$  以内时,可认为满足试验状态要求。试验飞机的自动驾驶仪接通,设置在高度保持模式,大气数据由机长一侧的 ADC 提供。副驾驶一侧的高度数据则轮流切换到不同的 ADC,人工记录下各指示高度值。生产型飞机的 FDR 或 QAR 也应接用于记录试验数据。在整个申请的 RVSM 包线内选择不同  $W/\delta$  和  $M$  数完成全部试验点的验证,以拖锥测量的高度为基准,建立该生产型飞机的 ASE 曲线。

为在整个试验包线内进行充分验证,一般选择

$M$  数的步长为 0.05,当接近速度上限时应将步长缩小。速度下边界如选择机动速度,则取触发抖杆器(或抖振,取大者)前能提供 1.3g 机动能力的速度,即在  $40^\circ$  坡度转弯时不出现失速告警或抖振的最小速度。最小  $W/\delta$  一般取 29 000ft,空机重量加上所需备份燃油进行。如果飞机的飞行高度低于 41 000ft,则取上限为以最大起飞重量爬升至爬升率为 200ft/min 的高度。

试验完成后根据各架机的误差曲线修正原 SSEC,并将新 SSEC 装订到各架机上,修正流程如图 3 所示。新 SSEC 装订完成后,需要通过基准飞机的飞行试验再次验证 SSEC 修正方法的可靠性。如果飞行试验数据和计算方法的结果一致,则确定该 SSEC 作为最终的装订版本。

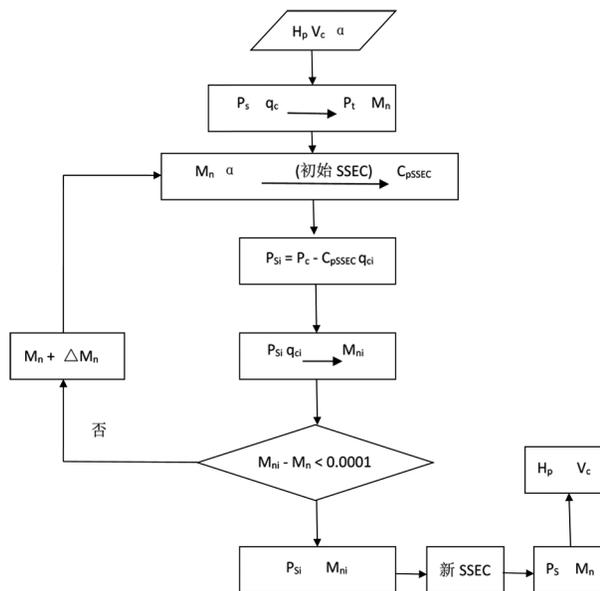


图 3 SSEC 修正流程图

其中,  $H_p$  为校正压力高度,  $V_c$  为校正空速,  $P_s$  为校正后的静压,  $P_{si}$  为经过左右交叉平均的输入 ADC 的静压,  $q_c$  为校正空速计算的动压,  $\alpha$  为机身迎角,  $M_n$  为真马赫数,  $M_{ni}$  为指示马赫数。

## 3 高度误差预算分析

生产型飞机的高度误差为基准飞机的剩余高度误差加上该生产型飞机与基准飞机的机体差异导致的误差。在确定了 CFD 模型后,利用该模型对一定数量( $>30$  架)的生产型飞机因蒙皮褶皱带来的高度误差进行计算,并对计算结果进行统计分析,得到航空器组因蒙皮褶皱导致的高度误差的平均值和标准偏差。

对于基准飞机的 RSSE 取装订新 SSEC 后飞行试验中测量得到的最临界值。应考虑正值和负

值两种情况,确保绝对值不超过 80in。

对于飞行试验的影响,取样本机队飞行试验中确定的计算和实际测量值的偏差。

在对 CFD 模型进行修正时,皮托管和静压源安装的影响是通过将样本机队的测量值与基准飞机进行对比来确定的,而在进行高度误差预算分析时,则是通过飞机在 RVSM 包线内最临界飞行条件(高度误差最大)下的误差和最大制造安装允差来确定。皮托管和静压源的制造安装允差由供应商提供。

对于迎角传感器的误差,首先将迎角传感器的安装允差折算为飞机的机体迎角偏差,然后利用 CFD 模型计算最大机体迎角偏差下的高度误差。大气数据计算机的误差由供应商提供。

最后还需要考虑飞机在服役过程中 RVSM 区域蒙皮变化(包括老化和损伤)、迎角传感器和 ADC 传感器老化带来的影响。对于这些影响可以基于其他飞机的服役经验数据或采用一个较保守的系数。

误差预算分析完成后应提供一个 RVSM 包线内几个典型运行速度下,包括蒙皮褶皱误差、基准飞机残余误差、皮托管安装制造误差、静压源端口误差、迎角传感器误差、大气数据计算机误差、仪表显示误差、飞行试验平均误差、老化误差(包括蒙皮损伤和维修需要)的误差预算表。其中对皮托管安装、制造允差和迎角传感器误差、ADC 的计算误差以及老化导致的误差仅考虑最临界的情况,纳入标准偏差的计算,不计入平均误差。最后,将各误差因素进行统计汇总,得到各速度下平均误差和标准偏差的值,在平均误差的正值加上 3 倍标准偏差,用平均误差的负值减去 3 倍标准偏差,确保在整个 RVSM 包线内最临界情况下各偏差值的绝对值在规范要求范围内。

## 4 飞机制造和持续适航相关的监控程序

在获得航空器组的初始 RVSM 适航批准后,还需要对新制造的和运行中的飞机进行持续监控,确保其始终满足 RVSM 的适航要求。

对于每架新制造的飞机需进行蒙皮褶皱几何检查,确保其在误差预算相应的允差范围内。此外,每架飞机还需进行飞行试验,以验证皮托管、静压源和迎角传感器的误差在允差范围内。

对于投入运行的飞机,应建立蒙皮检查和飞行运行数据库以监控飞机的 RVSM 性能状况。在飞

机的维修大纲或服务通告中应规定对 ADC 和皮托管、静压源进行检查的时间间隔限制。一般每两年须对 ADC 进行功能测试,每 9 600h 须通过飞行试验对皮托管、静压源进行测试和校准。如 ADC 进行了更换也需要进行校准。

在飞机的结构修理手册(SRM)中应根据误差预算给出 RVSM 区域允许的凹陷和鼓凸的几何尺寸限制,以及可以进行维修的范围和次数。

如果飞机在运行过程中,通过监控数据库发现需要对原先的 CFD 模型和误差预算进行调整或改进,飞机型号合格证持有人须向审定局方提交书面报告进行说明。

运行监控的程序应持续至少 5 年以上,直到整个航空器组已能充分表明符合了 RVSM 的适航要求。此后,经局方批准可以终止监控程序。

## 5 结论

自 1997 年首先在北大西洋航路或空域从 FL330 ~ FL370(含这两个高度层)之间实施了 300m(1 000ft)的垂直间隔运行以来,当前,世界上除俄罗斯、非洲和南极地区外均已实施了 RVSM 运行。新型波音飞机如 B777、B737-800 及 1995 年中期之后交付的飞机在出厂时均已满足 RVSM 的适航要求。所以,国产的新型号飞机为满足国际市场的运行需求,应该具备 RVSM 运行能力。

对于新型号航空器组 RVSM 性能的适航验证,世界各大审定局方和飞机制造厂商在实际适航审定工作中可能会存在一定的差别,但是基本的流程和思路是一致的。RVSM 的适航要求涉及的系统和设备比较多,分析计算和试验方法比较复杂,本文就 RVSM 适航中机体差异的问题进行分析和探讨,提出了适航验证的方法和流程。随着飞机高度测量系统和设备的不断改进,相应的适航验证程序和方法也需要进行相应的调整,以适应实际适航工作的需要。

### 参考文献:

- [1] FAA. Guidance Material on the Approval of Operators/Aircraft for RVSM Operations [Z]. Federal Aviation Administration, 10 February 2004.
- [2] 中国民航局. 在 RVSM 空域实施 300m(1000ft)垂直间隔标准运行的航空器适航批准[Z]. 中国民航局,2007
- [3] 周颖. 飞机 RVSM 系统分析与测试[J]. 中国高新技术企业,2010(19)15-16.