

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2016.03.016

民用飞机卫星通信系统的设计和适航验证考虑

Design Consideration and Airworthiness Validation of the Satellite Communication System for Civil Aircraft

黄跃智 张利辉 / HUANG Yuezhi ZHANG Lihui

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

摘要:

随着我国航空事业的快速发展,关于机载卫星通信的业务需求越来越强烈。卫星通信覆盖面积大、通信容量大、通信距离远、机动灵活、传输线路稳定可靠,是克服现有甚高频、高频通信系统局限性的最佳选择。首先对卫星通信系统进行了概述,在此基础上全面论述了卫星通信系统设计过程的考虑事项,并提出适航符合性验证的方法建议,为民用飞机卫星通信系统的适航批准提供支持。

关键词: 卫星通信;设计考虑;适航验证

中图分类号: V243.1

文献标识码: A

[Abstract] With the rapid development of the civil aviation, the airborne satellite communication is used more widely. According to the larger coverage area, it is the best choice to supplement the very high frequency and high frequency communication system. This paper firstly describes the satellite communication, and provides a general design consideration and means of compliance, in order to support the airworthiness approval of the satellite equipment.

[Keywords] satellite communication; design consideration; airworthiness validation

0 引言

甚高频通信提供机组成员与地面塔台之间视距范围内的语音和数据通信。高频通信提供远距离的语音和数据通信,但由于高频通信受电离层影响较大,无法保证通信质量。为保证通信的全天候使用,在长距离通信系统中使用卫星通信设备,作为现有高频和甚高频系统的补充,以提供全球覆盖的宽频语音和数据通信链路。通过对卫星通信系统相关的适航标准和咨询通告进行研究,为民用飞机卫星通信系统的设计和适航验证提供支持。

1 语音通信系统概述

民用飞机语音通信通常是由甚高频、高频和卫

星通信子系统组成的。

甚高频通信系统是最重要也是应用最为广泛的飞机无线电通信系统,主要用于飞机在起飞、着陆期间以及飞机通过管制空域时与地面交通管制人员之间的双向语音通信。甚高频系统的工作频段通常为 118MHz ~ 136.975MHz,波道间隔为 25kHz 和 8.33kHz。甚高频信号只能以直达波的形式在视距内传播,所以甚高频通信的距离较近,并受飞行高度的影响。当飞行高度为 10 000ft 时,通信距离约为 123 n mile;若飞行高度为 1 000ft 时,则通信距离约为 40 n mile。甚高频通信系统由收发机组和天线组成。

高频通信系统为飞机与飞机之间或地面站与飞机之间提供语音通信。高频系统占用 2MHz ~

30MHz 的高频频段,波道间隔通常选择为 100Hz。高频系统利用地球表面信号来回反射和电离层反射传播,因此信号可以传播很远的距离,可达数千海里,但高频的传输距离及使用频率受电离层的影响,反射的距离随时间和射频的不同而有所改变。飞机上一般装有 1 套或 2 套高频通信系统,由高频通信收发机、高频天线耦合器及天线组成。

卫星通信系统是指利用空间的人造地球卫星作为中继站转发无线电信号,以实现两个或多个地球站之间的通信。与甚高频、高频通信相比,虽然卫星通信的发射和控制技术比较复杂,有较大的信号传播延迟和回波干扰,但具备通信距离远、覆盖面积大、通信频带宽、传输容量大等优点,因此在甚高频通信无法实现或高频通信不能保证的区域,选择卫星通信为飞行员和乘客提供一个全球覆盖的宽频语音和数据通信,以保证通信的全天候使用。

2 卫星通信系统设计考虑

2.1 卫星通信系统的指导标准

以下标准适用于卫星通信系统的设计批准,包括卫星通信设备功能的性能、软件、硬件、环境要求、记录以及音频等方面的指导。

1) 最低性能标准。TSO-C159b“新一代卫星系统(NGSS)设备”^[1]和 TSO-C132“地球同步轨道航空移动卫星服务(AMSS)飞机地面站设备”^[2]规定了卫星通信设备为取得相应的 TSOA 所必须满足的最低性能标准。

2) 软件符合性。应遵循 AC 20-115C“机载软件保证”^[3],该咨询通告认可 DO-178B/C“机载系统和设备合格审定中的软件考虑”作为民用航空机载软件研制和审定可接受的符合性方法。

3) 硬件符合性。应遵循 AC 20-152“航空无线电技术委员会公司文件 RTCA/DO-254”^[4],该咨询通告认可 DO-254“机载电子硬件设计保证指南”作为民用航空电子硬件研制和审定可接受的符合性方法。

4) 环境要求。应遵循 DO-160“机载设备的环境要求和试验程序”,表明卫星通信系统设备完成了低温、高温、冲击碰撞等鉴定试验,试验结果满足要求。

5) 驾驶舱语音记录器(CVR)。如果安装了驾驶舱语音记录器,应提供在内存中记录所有机组人员卫星语音通信的方法。

6) 音频管理系统。应提供与音频管理系统的接口。这些接口能增强机组人员的感知能力、协调性以

及与高频通信系统相当的探测语言错误的的能力。

7) 操作界面要求。应提供与显示系统的接口,这些接口能实现卫星通信系统的显示、日志测试、自测试等功能。

8) 天线布置。应遵循 ARINC 781-4“航空卫星通信系统”,选择合适的卫星通信天线。按照不同的增益,可划分为高增益天线、中增益天线、低增益天线。

2.2 设计考虑

2014 年 12 月 23 号 FAA 发布了 AC 20-150B“支持空中交通服务的卫星语音设备的适航批准”^[5],对卫星通信系统的呼叫、通告、控制等设计提出了以下考虑:

1) 卫星语音呼叫的优先级。设定和接收卫星语音通信的优先级顺序如表 1 所示,根据对飞行安全的影响分为 4 个等级,优先级 1 代表紧急的呼叫,如飞机快速下降或为躲避恶劣天气进行紧急回避时的呼叫。按照以下方法处理卫星语音呼叫的优先级。

①如果卫星通信系统是单通道的,当通道正用于一个较低优先级的呼叫,然后飞机接收到一个较高优先级的呼叫,系统应对正在使用的通道进行清除,然后接收该优先级较高的呼叫;

②如果卫星通信系统是多通道的,当所有可用的通道都在使用时,系统应让出优先级最低的通道,以支持优先级较高的呼叫;

③卫星通信系统应设置驾驶舱的呼叫优先级默认为 2 级;

④卫星通信系统必须使机组人员具备单独设置呼叫优先级的能力,允许机组人员将他们的呼叫请求置于队列的顶部。操作程序应定义机组人员如何设置优先级的说明。

表 1 卫星语音呼叫的优先级

优先级	影响等级	常见用途	卫星语音呼叫
优先级 1	紧急	危险和紧急状况	快速下降、紧急回避恶劣天气或者飞行过程中出现紧急情况
优先级 2	高	与飞行安全相关	高度请求、空中交通管制许可
优先级 3	低	气象信息	空中交通信息服务、维护等
优先级 4	无影响	公共通信	公共电话呼叫

2) 卫星语音呼叫的路由。卫星语音设备在收到“地-空”语音呼叫时应验证优先级。以下优先级决定呼叫路由:

①如果卫星语音呼叫的优先级是1级到3级,将该呼叫发送到驾驶舱。

②如果卫星语音呼叫的优先级是4级,将该呼叫发送到客舱。

3) 驾驶舱通告。卫星通信系统不正常条件下的告警必须符合规章 25.1322 的要求,告警准则应与飞机的驾驶舱理念保持一致。根据 AC 25.1322-1“机组告警”和 AC 25-11B“电子飞行显示设备”,卫星通信系统的通告应符合以下准则:

①优先级高的呼叫相比优先级低的呼叫,可能会要求单独的、更多的通告。为优先级1、2或3的空中交通服务(ATS)“地-空”呼叫提供符合 25.1322 的听觉和视觉告警。为优先级4的非ATS通信通告提供视觉告警即可;

②当连接上卫星语音呼叫时,系统应提供听觉和视觉指示,将呼叫的优先级和呼叫者的ID信息显示给机组人员;

③当卫星通信系统使用驾驶舱呼叫优先功能时,系统应向机组人员提供视觉指示;

④如果当前呼叫被更高优先级的呼叫占先时,系统应向机组人员提供指示;

⑤在关键的飞机阶段,如起飞和着陆阶段,应禁止用于呼叫的语音通告;

⑥当卫星通信系统不能正常工作时,系统应向机组人员提供探测到机载系统失效的告警方式;

⑦当呼叫异常终止或连接失败时,系统应向机组人员提供指示;

⑧当呼叫结束时,系统应清除卫星语音设备的呼叫地址,以避免机组人员继续使用时出现困惑。

4) 控制。卫星通信系统的控制应满足以下准则:

①每一机组人员对卫星通信系统有足够的控制权,在执行其他的驾驶舱任务时能方便地接听呼叫;

②应提供机组人员终止呼叫的方式,应考虑通过按压简单的按钮就能终止呼叫;

③机组人员应可以使用快速拨号,也可选择手动键入卫星语音呼叫号码;

④机组人员在不终止卫星语音呼叫的情况下,可以使用其他的无线电通道;

⑤向机组人员提供卫星语音系统的构型,如系

统运行的软件版本、数据库版本、部件号、零件号。

3 卫星通信系统的适航验证

为了向审查方表明卫星通信系统满足适用条款的要求,需要采用不同的方法进行说明和验证。常用的符合性方法根据实施的符合性工作形式可分为10种^[6]:MOC0——符合性声明,MOC1——说明性文件,MOC2——分析和计算,MOC3——安全性评估,MOC4——试验室试验,MOC5——机上地面试验,MOC6——飞行试验,MOC7——机上检查,MOC8——模拟器试验,MOC9——设备鉴定。

卫星通信系统通常可采用设计符合性说明、计算分析、安全性评估、机上地面试验、飞行试验等验证方法来表明符合性。

1) MOC1 设计符合性说明。该方法是通过提交图纸、技术文件等型号设计资料来确定有关设计是否符合相应的适航条款要求,可包括卫星通信系统的设备清单、设备安装图清单、线束安装图清单、软件清单及相关的软硬件合格审定文件。

2) MOC2 计算分析。该方法是通过分析和计算的手段来证明有关设计符合相应的适航条款要求。应通过对卫星通信系统设备的供电线路分析,表明在可能的运行条件下,卫星通信系统设备端的系统电压均能保持在该设备的设计限制范围之内。

3) MOC3 安全性评估。该方法是通过故障树分析、失效模式影响分析、特定风险分析等手段对有关设计进行安全性评估,验证其对于相应适航条款的符合性。应对卫星通信系统在预期环境下的运行进行评估,确定系统失效状态的影响等级,表明卫星通信系统不存在会引起灾难性后果的单点故障,也不存在会引起灾难性后果的潜在故障。

4) MOC5 机上地面试验。该方法是在飞机停在地面时进行适当的试验来验证有关设计对于相应适航要求的符合性。验证卫星通信系统设备装机后显示、控制和提示功能正常,日志测试、自测试和语音功能测试能满足要求。

5) MOC6 飞行试验。该方法是通过飞机在飞行中进行适当的试验来验证有关设计对于相应适航要求的符合性。验证卫星通信系统控制、提示、显示功能正常;飞机巡航、加/减速期间,卫星通信能够接通,双向语音通话清晰。此外,还应考虑电磁兼容性,通过评估或检查确认卫星通信系统与其他

系统不存在干扰现象,如正副驾驶分别同时使用卫星通信和甚高频通信时,检查卫星通信与甚高频通信的电磁兼容性。

6) MOC7 机上检查。该方法是通过在飞机上进行检查的方式来验证有关设计对于相应适航要求的符合性。检查卫星通信系统的安装,确认卫星通信系统的布置安装依照总体布局定义,并且参考了每个设备的安装环境要求,同时充分考虑了可达性及维护性要求。检查卫星通信系统安装的每项设备用标牌表明了设备的名称、功能或使用限制。

7) MOC9 设备鉴定。该方法是通过提交设备的合格证明文件的方式来表明对于相应适航要求的符合性,一般用于装机设备的符合性验证。如卫星通信系统的设备是 TSO 产品,提交相应的 TSOA 表明符合性,否则通过设备鉴定报告等文件表明卫星通信系统设备满足了相关设计要求。

4 结论

卫星通信系统在飞机上的安装使用必须取得审定局方的适航批准。前提是卫星通信系统必须表明系统的设计和验证满足相关规章的要求,并按

照局方的要求提供相应的符合性证据。本文通过对适航标准和咨询通告的研究,提出卫星通信系统的设计考虑和符合性验证思路,为卫星通信系统的适航工作提供参考。

参考文献:

- [1] TSO-C159b, Next Generation Satellite Systems (NGSS) Equipment, 2014.
- [2] TSO-C132, Geosynchronous Orbit Aeronautical Mobile Satellite Services Aircraft Earth Station Equipment, 2004.
- [3] FAA Advisory Circular AC 20-115C, Airborne Software Assurance, 2013.
- [4] FAA Advisory Circular AC 20-152, RTCA, Inc., Document RTCA/DO-254, Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware, 2005.
- [5] FAA Advisory Circular 20-150B, Airworthiness Approval of Satellite Voice Equipment Supporting Air Traffic Service (ATS) Communication, 2014.
- [6] AP-21-03-R4. 型号合格审定程序[S]. 航空器适航审定司, 2011, 03, 18.

(上接第 24 页)

1) 扰流板大角度上偏产生了明显的增阻效果,两段翼型的阻力系数在 0.33 以上,远大于一般的多段翼型(30P30N 三段翼型不超过 0.05);

2) 两段翼型的总升力系数始终为负值,其中前缘下垂、主翼和扰流板均提供负升力,而铰链襟翼提供正升力;

3) 在两段翼型的铰链襟翼上翼面有一对脱体涡,会随着升力/阻力系数的周期性变化而扩张、收缩、消亡和再生,并随着来流向下游移动。

参考文献:

- [1] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 5 册:民用飞机总体设计[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [2] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 6 册:气动设计[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [3] Kim JH and Rho OH. Numerical Simulation of Flowfield around Airfoil with Stationary or Oscillating Spoiler[J]. Journal of Aircraft, 1998, 35: 704 - 711.
- [4] Choi SW and Chang KS. Navier-Stokes Computation of a Rap-

- idly Deploying Spoiler[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37: 655 - 661.
- [5] Choi SW, Chang KS and Ok H. Parametric Study of Transient Spoiler Aerodynamics with Two-Equation Turbulence Model[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38: 888 - 894.
- [6] 孙静,杨广,张彬乾.带扰流板翼型的流场数值模拟[J]. 航空计算技术, 2006, 36:62 - 65.
- [7] Gand F. Zonal Detached Eddy Simulation of a Civil Aircraft with a Deflected Spoiler[J]. AIAA Journal, 2013, 51: 697 - 706.
- [8] Struber H. The Aerodynamic Design of the A350 XWB-900 High-Lift System[C]// Proceedings of the 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. St. Petersburg, Russia, 2014.
- [9] Reckzeh D. Multifunctional Wing Movables: Design of the A350XWB and the Way to Future Concepts[C]// Proceedings of the 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. St. Petersburg, Russia, 2014.
- [10] Wentz WH. Wind Tunnel Tests of the GA (W)-2 Airfoil with 20% Aileron, 25% Slotted Flap, 30% Fowler Flap and 10% Slot-Lip Spoiler[R]. US: NASA CR-145139, 1976.
- [11] Harris CD. NASA Supercritical Airfoils—a Matrix of Family-Related Airfoils[R]. US: NASA TP-2969, 1990.