

民用飞机组合视景系统设计研究

Research on Combined Vision System Design for Civil Aircraft

程金陵 严林芳 / Cheng Jinlin Yan Linfang

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

摘要:

组合视景系统聚集了合成视景系统和视景增强系统各自的优势,并通过有效的图像融合进一步提高了图像信息质量,将大大提高飞行员对飞机周围环境的情景意识,从而进一步提高飞行的安全性。针对民用飞机组合视景系统的设计,提出了对其功能及性能、安全性评估及设计保障等级、组成及架构、人机接口、布置安装、验证及适航等方面的通用考虑和设计指南。

关键词:组合视景系统;合成视景系统;视景增强系统

中图分类号:V249

文献标识码:A

[Abstract] The combined vision system concentrates the advantages of both the synthetic vision system and enhanced vision system, and provides improved image information via effective image fusion approaches, which will dramatically enhance the pilot's situational awareness with regard to the environment around the aircraft and thus further improve the flight safety. General consideration and design guidance are put forward for the combined vision system design, which include its function & performance, safety assessment & design assurance level, composition & architecture, human machine interface, layout & installation, and verification & certification.

[Key words] combined vision system; synthetic vision system; enhanced vision system

0 引言

随着民用航空的发展及科学技术的进步,综合化、直观化的显示控制系统将成为未来民用飞机驾驶舱的必然发展趋势。由于需求的驱动,合成视景系统及视景增强系统在最近几年获得了迅猛的发展^[1],并已开始在新型民用飞机上获得应用。随着技术的逐步成熟和应用经验的积累,将合成视景系统和视景增强系统进一步进行综合而成组合视景系统已变得可能且获得了越来越多的关注和研究。组合视景系统聚集了合成视景系统和视景增强系统各自的优势,并通过有效的图像融合进一步提高了图像信息质量,将大大提高飞行员对飞机周围环境的情景意识,从而进一步提高飞行的安全性。

目前,组合视景系统仍然是一种较为新颖的技术,在当今最先进的干线客机上也还未有应用。组

合视景系统是未来新型号民用飞机驾驶舱技术革新的重要组成部分,鉴于此,有必要对其设计进行前瞻性研究。

1 组合视景系统概念定义

本文采用下列定义。

(1) 视景增强系统(Enhanced Vision System,简称EVS)是一种通过使用如前视红外、毫米波雷达等成像传感器为飞行机组提供传感的或增强的飞机外部场景图像的电子系统^[2]。EVS概念框图如图1所示。

(2) 合成视景系统(Synthetic Vision System,简称SVS)是一种显示计算机生成、驾驶舱视角的飞机外部地形图像的电子系统,该图像的生成基于飞机的姿态、高度、位置和地形/障碍物数据库信息。SVS概念框图如图2所示。

(3) 组合视景系统(Combined Vision System,简

称 CVS)为 EVS 和 SVS 的融合,融合后的图像显示在主飞行显示器(Primary Flight Display,简称 PFD)或平视显示器(Head Up Display,简称 HUD)上。目前,典型的融合概念为在高高度主要使用 SVS 图像,在低高度至地面主要使用 EVS 图像。例如,在进近过程中,到达和/或程序转弯阶段的大部分时间使用 SVS 图像,而在最终进近定位点(Final Approach Fix,简称 FAF)至接地期间的某一点开始则逐渐过渡至使用 EVS 图像,以确认 SVS 图像的正确性或早点“看到”跑道及周围环境。根据融合概念和其具体设计不同,CVS 可能存在多种变种。一种典型的 CVS 为在数据库驱动的合成视景图像上叠加实时的传感器图像,经过关联后呈现在显示器上。

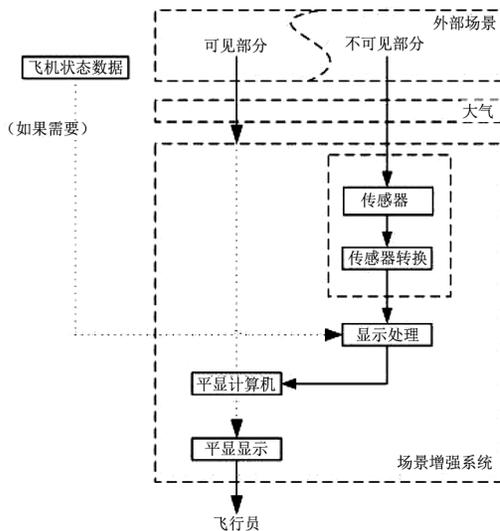


图1 EVS 概念框图

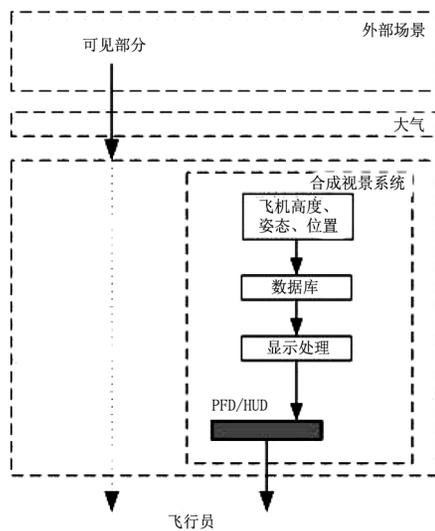


图2 SVS 概念框图

本文中描述的 CVS 仅限于 EVS 和 SVS 的组合,不包含融合了增强型飞行视景系统(Enhanced Flight Vision System,简称 EFVS)和 SVS 的组合视景系统。

2 组合视景系统(CVS)设计研究

2.1 CVS 功能及性能

CVS 的预期功能为提供补充的外部场景视图,以增强飞行机组对飞机周围地形、障碍物和相关人文特征(包括建筑物、跑道及周围环境等)的情境意识,具体主要体现在:

(1)为机组提供实时的外部场景图像信息,特别是在低能见度气象条件或夜航时,为机组在终端区的飞行操作提供辅助参考;

(2)为机组提供对飞机前方地形概况及其与飞机航向/航迹相对关系的大致了解;

(3)为机组提供对飞机前方地形与当前飞行高度之间相对关系的大致了解;

(4)提供的图像信息仅供机组参考,不作为机组进行决策和飞行操作的依据,因此,CVS 不改变现有运行规则和驾驶舱程序。

CVS 为 EVS 和 SVS 的组合,目前,根据各适航当局(FAA、EASA、CAAC)的政策和规章要求,CVS 不能带来额外的运行置信度,即 CVS 的安装不能降低当前的运行最低基准^[3]。例如,无论飞机是否安装 CVS,其适用的仪表飞行规则(IFR)进近最低基准或能见度降低情形下的滑行能力是一样的。因此,也无需针对 CVS 的使用制定专门的运行程序,飞行机组仍遵循当前的运行程序和公布的最低基准即可。

在进行 CVS 设计时,需考虑以下总体功能/性能需求:

(1)CVS 应满足 EVS 和 SVS 的相关需求;

(2)CVS 中增强视景图像和合成视景图像彼此应一致;

(3)CVS 工作模式(EVS、SVS 或者 CVS)应通告给机组;

(4)CVS 对增强视景图像和合成视景图像所作的融合处理应确保融合后的图像不能引起机组误解。若发生 EVS 或 SVS 失效,影响图像融合或融合后的图像质量,CVS 的图像融合算法应能识别并通告给机组;

(5) CVS 图像不能妨碍重要飞行信息的显示。换句话说,驾驶员观察和使用所需主飞行显示信息(如姿态、空速、高度以及飞行指引/导引信息等)的能力不能被 CVS 图像所影响;

(6) CVS 对增强视景图像和合成视景图像所作的融合应确保在显示器准直点处的水平和垂直校准误差均在 5 毫弧度以内;

(7) CVS 图像的刷新率应不小于 15Hz;

(8) CVS 应提供自动或人工控制显示亮度(对比度)的途径。当驾驶员处于其正常工作位置时, CVS 图像对比度调节按钮/旋钮应可见、可达;

(9) CVS 应在经批准的所有飞机环境下完成其预定功能,例如,如希望 CVS 在结冰条件下继续工作,则需要提供 EVS 传感器光窗的防冰能力;

(10) CVS 不能影响机上其他系统。

CVS 中 EVS 部分的设计应满足以下系统功能/性能需求:

(1) EVS 图像显示应是驾驶员可选择/移除的(若显示在主飞行显示器上,则驾驶员应可便捷地移除 EVS 图像叠加显示)。对于显示在 HUD 上的情形,应提供控制接口,以便于操纵飞机的驾驶员需要时在手不离开主飞行控制器件(驾驶杆或侧杆)或油门台的情况下可切断或接通 EVS 图像的显示;

(2) EVS 的显示状态,包括由于机组移除或系统失效引起的变化,应清晰地指示并便于机组发现;

(3) 显示器和传感器的视场应满足预期运行条件的要求;

(4) EVS 的安装和运行应确保 EVS 图像不影响 25.773 条款定义的驾驶舱视界。鉴于目前 EVS 仍作为一种新颖的设计,通常在 EVS 适航审定时,局方会颁布专用条件,以达到 25.773 条款所要求的安全性水平;

(5) CVS 中增强视景图像的延迟应确保不超过 100ms(自 EVS 传感器采集到图像至终端显示)。

CVS 中 SVS 部分的设计应满足以下系统功能/性能需求:

(1) SVS 图像显示应是驾驶员可选择/移除的。对于显示在 HUD 上的情形,应提供控制接口,以便于操纵飞机的驾驶员需要时在手不离开主飞行控制器件(驾驶杆或侧杆)或油门台的情况下可切断或接通 SVS 图像的显示;

(2) SVS 的显示状态,包括由于机组移除或系统失效引起的变化,应清晰地指示并便于机组发现;

(3) SVS 图像应描绘驾驶员从其工作位置向前看到的外部场景,即 SVS 图像必须是以驾驶员为中心的;

(4) 考虑到显示器本身尺寸有限,SVS 描绘的场景图像可能进行了压缩处理。不过,SVS 图像描绘的地形特征必须易于识别并且要与实际的外部场景一致。此外,SVS 图像描绘的场景应可让机组感觉到与前方地形特征之间的相对距离。例如,驾驶员应能够区分附近的地形冲突和远方的地形冲突;

(5) SVS 图像中的信息元素之间应相互协调,包括符号、位置精度等;

(6) SVS 图像上显示的地形提示和告警信息应与地形提示与警告系统(Terrain Awareness and Warning System,简称 TAWS)提供的信息一致。建议 SVS 与 TAWS 采用同一个地形数据库,且 SVS 使用的高度信息输入应与 TAWS 所使用的高度信息输入一致;

(7) SVS 地形和障碍物数据库应符合 DO-200A^[3]规范;

(8) SVS 图像上显示的潜在地形或障碍物冲突应便于机组识别。为满足此要求,一种比较有效的办法是在 SVS 背景图像上叠加显示飞行航径矢量(Flight Path Vector,简称 FPV)符号;

(9) SVS 图像对水域和天空的描绘应明显不同,以便于机组识别和区分。

当 CVS 图像叠加在 PFD 上显示时,还需考虑以下特殊功能/性能需求:

(1) PFD 仍应满足主飞行信息相关的所有适用规章和咨询通告的要求;

(2) CVS 图像的显示及丧失不能影响 PFD 功能;

(3) CVS 图像应与飞机的惯性轴向校准, CVS 图像与飞机航向、俯仰角、横滚角、航迹角之间的相对关系通常应与飞机的航径对准,并且便于驾驶员识别,不能造成误导;

(4) 根据实际需要, CVS 图像与符号在水平轴方向和垂直轴方向上可采用不同的比例尺,但要求仍然是 CVS 图像不能误导驾驶员;

(5) 建议 CVS 图像的视场大小恒定,以避免误

导驾驶员或增加驾驶员工作负荷;

(6)PFD 上显示的零俯仰基准线(水平线)应总是清晰可见,而且要明显区别于地形、障碍物或人文特征的符号/线条;

(7)建议 PFD 提供的异常姿态改出画面中继续保留 CVS 图像显示,并且无论飞机姿态如何,PFD 上均应有代表空/地的背景显示。

当 CVS 图像叠加在 HUD 上显示时,还需考虑以下特殊功能/性能需求:

(1)HUD 仍应满足相关的所有适航规章和咨询通告的要求;

(2)叠加显示在 HUD 上的 CVS 图像不能影响驾驶舱视界;

(3)CVS 图像质量应与其预期功能相适应,不能影响驾驶员安全地完成其既定任务。CVS 图像应与外部真实场景一致,且要考虑到不同飞机姿态和侧风的影响。CVS 图像应确保不存在不可接受的显示特征,比如明显抖动、过大延迟等。

2.2 CVS 安全性评估及设计保障等级

根据前述,CVS 不能带来额外的运行置信度,因此,通常而言,CVS 失效能够造成的安全性影响最坏为较大的。最坏情况的一个例子为 CVS 图像冻结且未被机组探测到,这将对驾驶员造成误导。CVS 应设计成当出现任何可能导致误导图像信息的失效或故障时,系统应立即通告给机组并移除图像显示。CVS 典型的功能危害性评估如表 1 所示。由此,根据 DO-178B^[4],CVS 所含机载软件的设计保障等级通常为 C 级;根据 DO-200A,CVS 所含地形数据库的设计保障等级通常为 2 级;根据 DO-254^[5],CVS 所含机载电子硬件的设计保障等级通常为 C 级。

表 1 CVS 功能危害性评估

失效条件	飞行阶段	失效影响	危害等级
功能丧失			
在主显示器(PFD/HUD)上丧失 CVS 图像显示	全飞行阶段	降低机组对飞机周围环境(地形、障碍物、人文特征等)的情境意识	较小的
误导信息			
在主显示器(PFD/HUD)上显示误导的 CVS 图像信息	全飞行阶段	降低机组对飞机周围环境(地形、障碍物、人文特征等)的情境意识,并增加机组工作负荷	较大的

2.3 CVS 组成及架构

组合视景系统由以下几个部分组成:

(1)EVS 部分

包括:EVS 传感器(包括光窗)EVS 图像处理器;EVS 人机接口(显示器、对比度调节按钮/旋钮、快速切断/接通开关);EVS 机械接口(设备安装支架);EVS 电气接口。

(2)SVS 部分

包括:SVS 地形障碍物数据库;SVS 图像生成处理器;SVS 人机接口(显示器、对比度调节按钮/旋钮、快速切断/接通开关);SVS 电气接口(飞机位置、高度、姿态、航向/航迹数据等输入)。

(3)图像融合处理器

根据前述的功能定义及系统组成,可得到如图 3 所示的组合视景系统概念架构。

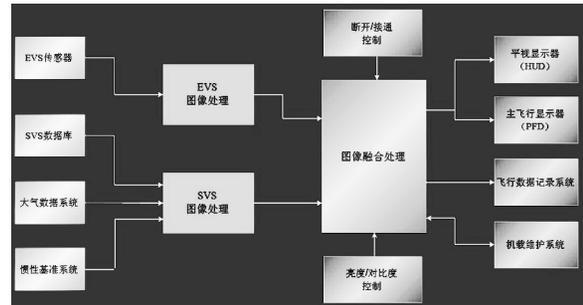


图 3 CVS 概念架构(示意)

2.4 CVS 人机接口

CVS 图像通常叠加在主飞行显示器(PFD)和/或平视显示器(HUD)上姿态航向指示器(Attitude Direction Indicator,简称 ADI)的空/地背景上。CVS 图像不能妨碍驾驶员观察和使用所需的如姿态、空速、高度、指令杆等主飞行显示信息。

当叠加在 HUD 上显示时,在所有的动态环境照明条件下均应可有效地调节 CVS 图像对比度,以避免分散驾驶员的注意力、妨碍驾驶员识别目视参考、遮掩飞行危险物,并避免影响驾驶员完成既定操作任务的能力和飞行安全。通常来说,CVS 图像对比度自动调节和人工调节能力均应提供。

CVS 的显示控制部件,当驾驶员在其工作位置时,必须可见、可达。CVS 控制部件的安装位置和运动特性不能引起驾驶员误操作。此外,除非布置在驾驶员操纵杆(驾驶盘或侧杆)上,CVS 控制部件还应具有充分的背光照明,且不能产生反光。

应通告 CVS 的工作模式,且应确保对于机组成

员来说可见。CVS 的工作模式还应提供给飞行数据记录器进行记录。

2.5 CVS 布置安装

组合视景系统的布置安装主要应从以下几个方面进行考虑:

1) 适航要求: CVS 的布置安装须确保满足本文第 2.6 节中所列的适用适航条款要求。

2) 机组人员接口要求: CVS 的布置安装须充分考虑机组人员(飞行机组)对系统相关功能的使用和操作需求。应明确定义 CVS 相关显示器和控制装置的位置和朝向。对于 CVS 显示器,还应定义其视角和亮度/对比度等方面的要求;对于 CVS 控制装置,还应定义对其物理和感官特征等方面的要求。

3) 维护人员接口要求: CVS 的布置安装须充分考虑维护人员对系统设备的操作需求。CVS 设备的安装方式、接近方式和移除,包括朝向和校准等都影响飞机和系统的可维护性。CVS 所含软件的加载方式(是否现场可加载)在系统设计中还需充分考虑到。

4) 安全性要求: CVS 的布置安装须确保满足本文第 2.2 节中所述的安全性要求。

5) 环境要求: CVS 的布置安装须充分考虑飞机内外部环境要求,比如以下方面:

- (1) 系统设备所处区域的温度与压力范围;
- (2) 暴露于雨水、沙尘、液体的可能性;
- (3) 设备的冷却方式及飞机冷却系统的可用性和能力;
- (4) 由于冲击或机动载荷引起的应力;
- (5) 振动条件;
- (6) 接地和搭接的完好性;
- (7) 闪电通路。

6) 接口系统要求: CVS 的布置安装还应充分考虑接口系统的相关要求,包括地面支援设备(校准工具接口等)的要求。

根据其预期功能, CVS 所含 EVS 传感器应安装在尽可能靠近正驾驶员前方视野中心线的位置。在实际飞机设计中, EVS 传感器通常安装在机头雷达舱上部或机头下部。EVS 传感器在机上安装后,需借助专用的地面校准工具进行校准,以确保驾驶员看到的 CVS 图像与飞机外部环境一致(等角)。EVS 传感器的校准数据可保存在专用的个性化模块或统一的构型模块中,这样,在设备更换后不需重新再进行校准。

CVS 所含 SVS 地形数据库应定期更新。此外,在实际飞机设计中,鉴于其对周期性更新、数据传输带宽等方面的要求,也需周密考虑 SVS 地形数据库的存储位置。

2.6 CVS 验证及适航

组合视景系统的设计应至少满足表 2 中所列的适航条款(基于 CCAR 25 R4^[6])。表 2 中也列出了建议的符合性方法,对于每一条适航条款的具体符合性方法,根据具体型号和审查局方的不同,也可能存在一定的差异。此外,由于 CVS 目前仍为较新颖的技术,已有适航条款可能不能完全覆盖对 CVS 设计的要求,根据经验和美国联邦航空局(Federal Aviation Administration,简称 FAA)网站披露的信息,针对 CVS 的设计和合格审定,可以预见局方还会通过专用条件或问题纪要要进一步明确额外的审定基础和符合性方法。本文中描述的 CVS 审定基础和符合性方法仅供参考,实际设计中以与审查局方达成一致为准。

CVS 的验证和合格审定通常应包括以下方面:

(1) 设计符合性说明:主要包括 CVS 安装图纸、原理图、线路图、设计描述、适航符合性说明等图纸或文件。

(2) 分析计算报告:主要包括 CVS 对闪电直接效应和结冰的防护性能分析计算。

(3) 安全性分析报告:主要包括 CVS 的功能危害性评估(Functional Hazard Assessment,简称 FHA)、初步系统安全性评估(Preliminary System Safety Assessment,简称 PSSA)、失效模式与影响分析(Failure Mode and Effect Analysis,简称 FMEA)、系统安全性评估(System Safety Assessment,简称 SSA)、共因分析(Common Cause Analysis,简称 CCA)及相关的故障树分析(Fault Tree Analysis,简称 FTA)等。

(4) 试验室试验:主要包括在试验室对 CVS 的功能和性能进行全面的检查和验证。

(5) 机上地面试验:主要包括 CVS 装机后的校准和系统功能检查。

(6) 飞行试验:主要包括飞行中对 CVS 功能、性能、操作以及人为因素等方面的检查、验证和评估。飞行试验大纲需覆盖预期使用 CVS 的各种环境条件,包括大雾、降雨、降雪、夜航、不同的跑道类型、侧风、机场灯光等。

表 2 建议的 CVS 审定基础和符合性方法

条款 (CCAR 25 R4)	条款主题	符合性方法									条款 (CCAR 25 R4)	条款主题	符合性方法								
		1	2	3	4	5	6	7	8	9			1	2	3	4	5	6	7	8	9
25.581	闪电防护	1	2								25.1353	电气设备及安装	1					7			
25.601	总则	1									25.1357	电路保护装置	1								
25.603	材料	1									25.1381	仪表灯	1				6				
25.605	制造方法	1									25.1419	防冰	1	2							
25.611	可达性措施	1				6	7				25.1431	电子设备	1			5	6		9		
25.631	鸟撞损伤	1	3								25.1501	使用限制和资料-总则	1				6				
25.771	驾驶舱	1				6					25.1529	持续适航文件	1								
25.773	驾驶舱视界	1				6	8				25.1581	飞机飞行手册-总则	1				6				
25.777	驾驶舱操纵器件	1				6					25.1583	飞机飞行手册-使用限制	1				6				
25.869	系统防火	1									25.1585	飞机飞行手册-使用程序	1				6				
25.899	电搭接和静电防护	1									25.1701	EWIS-定义	1								
25.1301	功能和安装	1			5	6	8				25.1703	功能和安装-EWIS	1								
25.1309	设备、系统及安装	1	3			6	8	9			25.1705	系统和功能-EWIS	1								
25.1316	系统闪电防护	1	3	4	5				9		25.1707	系统分离-EWIS	1								
25.1317	高强度辐射场防护	1	3	4	5				9		25.1709	系统安全-EWIS	1	3							
25.1321	布局和可见度	1				6					25.1717	电路保护装置-EWIS	1								
25.1322	警告灯、戒备灯和提示灯(飞行机组告警)	1				6	8														

(7)机上检查:主要包括对 CVS 相关部件和信息的可达性,以及相关部件的标记标识进行检查和验证。

(8)模拟器试验:主要包括利用高逼真度飞行模拟器(推荐 D 级模拟器)对 CVS 在各种预期的运行条件(包括系统失效)下的功能、性能、操作、人为因素评估及安全性评估结论确认。

(9)设备鉴定:主要包括设备环境鉴定及机载软件、机载电子硬件的设计保障和生命周期数据。

3 结论

本文从系统功能及性能、安全性评估及设计保障等级、组成及架构、人机接口、布置安装、验证及适航等方面提出了民用飞机组合视景系统设计的通用考虑和设计指南,供民机设计相关人员借鉴参考。

参考文献:

[1] 程金陵,徐世宁,严林芳.民用飞机驾驶舱综合显示系统

的发展趋势[J].民用飞机设计与研究,2009,4:1-3.

[2] RTCA DO 315B. Minimum Aviation System Performance Standards (MASPS) for Enhanced Vision Systems, Synthetic Vision Systems, Combined Vision Systems, and Enhanced Flight Vision Systems[S]. 2011.

[3] FAA. AC 20-167. Airworthiness Approval of Enhanced Vision System, Synthetic Vision System, Combined Vision System, and Enhanced Flight Vision System Equipment[S]. 2010.

[4] RTCA. DO 200A. Standards for Processing Aeronautical Data[S]. 1998.

[5] RTCA. DO 178B. Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification[S]. 1992.

[6] 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.

[7] RTCA. DO 254. Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware[S]. 2000.