



第四届民用飞机航电系统国际论坛 论文集

中国航空学会 主编



中国航空学会系列出版物 · 2015年度



北京航空航天大学出版社
BEIHANG UNIVERSITY PRESS





中国航空学会系列出版物·2015年度



第四届民用飞机航电系统国际论坛论文集

中国航空学会 主编



北京航空航天大学出版社

图书在版编目(CIP)数据

第四届民用飞机航电系统国际论坛论文集 / 中国航空学会主编. — 北京: 北京航空航天大学出版社, 2015. 4

ISBN 978-7-5124-1755-7

I. ①第… II. ①中… III. ①民用飞机—航空电气设备—国际学术会议—文集 IV. ①V242-53

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2015) 第 069709 号

版权所有, 侵权必究。

第四届民用飞机航电系统国际论坛论文集

中国航空学会 主编

责任编辑 胡 敏

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(邮编 100191) [http: //www. buaapress. com. cn](http://www.buaapress.com.cn)

发行部电话: (010) 82317024 传真: (010) 82328026

读者信箱: goodtextbook@126.com 邮购电话: (010) 82316936

中印集团数字印务有限公司印装 各地书店经销

*

开本: 889×1230 1/16 印张: 30.25 字数: 1 024 千字

2015 年 4 月第 1 版 2015 年 4 月第 1 次印刷

ISBN 978-7-5124-1755-7 定价: 398.00 元

前 言

航电系统作为民用飞机的神经网络，是飞机最为重要的组成部分之一，推动了我国民用飞机航电系统的发展，是我国民用大型飞机飞上蓝天最为关键的保障之一。为此，中国航空学会自 2012 年起，每年举办一届民用飞机航电系统国际论坛。该论坛已成功举办三届，本届（第四届）论坛将于 2015 年 4 月在上海举办，并首次公开征文。

本届论坛吸引了众多航电相关科技工作者的关注，论坛共收到论文 135 篇，经严格评审后收录了 117 篇，论文涵盖了民用飞机航空电子技术发展趋势，民用干线飞机、支线飞机、通用航空飞机、民用直升机及民用无人机的航空机载技术，导航、制导与控制技术，民用飞机地面设备技术及航电测试技术等相关技术，航空电子适航技术，空中交通管理技术，无线电通信导航及相关技术等众多领域。

我们相信，在中国航空学会以及论坛组委会各组成单位的领导的大力支持下，在中国航空学会全体工作人员的不断努力下，民用飞机航电系统国际论坛将不断发展壮大，为广大航空科技工作者提供一个获取知识、交流思想、激发灵感的平台，为我国航空事业的发展壮大做出更大贡献。

目 录

GPS 失效情况下无人机自主返航策略研究与验证	1
低空监视与服务系统集成验证研究	8
飞行控制系统软件容错技术	12
航空记录器数据量与 ACARS 实时数传能力	16
基 XML 的 VxWorks 高性能网络服务器设计	20
基于马尔可夫模型的飞行控制计算机可靠性分析	24
基于视觉的多旋翼小型无人机自动跟踪系统	27
基于投影寻踪的组合导航滤波算法品质评估方法	30
基于 IETM 的航电故障诊断系统技术研究	34
基于运 12F 的综合航电系统适航技术研究	38
民用飞机客舱系统集成测试解决方案研究	41
无人机飞行环境监视系统应用技术研究	44
小型化高精度光纤捷联航姿系统设计	49
一种电接触结构的有限元分析与改进设计	54
应用于 C919 的某型总线测试应用的快速生成技术	58
综合模块化航空电子系统的适航审定方法	62
基于模型驱动的航电系统安全性分析	66
民用机载设备产品适航制造符合性检查研究	72
民用机载设备研制企业开展适航管理业务分析	76
符合性验证在电传飞行控制系统适航审定中的应用	81
航空电子产品适航开发过程思考	86
一种判定发动机测试系统失效为真及其失效后的适航安全性评估方法	89
低空空管监视数据处理研究	93
低空空管气象信息系统设计	97
空中交通防撞系统同步干扰抑制技术	100
空中交通告警与防撞系统的研究与设计	104
基于分布式架构的低空飞行服务系统研究	108
面向通航应用的 ADS-B IN 系统设计	112
航空无刷直流电源系统综合性能仿真分析方法探索	115
基于多指标的民机综合航电网络评估与仿真	121
论 FRACAS 系统对提高民机电源可靠性的意义	126
面向异地协同开发的民机系统过程控制管理流程	134
民机高升力系统控制方案分析	139
民用飞机航电设备适航制造符合性研究	144
某飞机升降舵作动器安装结构设计研究	149
飞机电传刹车系统若干先进设计及验证技术	152
飞机高强辐射场防护验证方法研究	156

航空发动机电气系统架构及关键技术研究	160
基于软件的雷达模拟器研究	165
基于消费者视野下民航与高铁的竞争与发展	169
民机航电系统标准体系架构及标准展望	173
民机驾驶舱设计中人为因素的研究	176
民机适航科研体系的能力建设研究	179
民用飞机 EFIS 飞行试验方法研究	183
民用航空产品适航保证体系构建初探	187
民用无人机航空机载系统标准浅析	191
浅析基于流程管理的质量控制系统	194
通航电子飞行包应用模式研究	198
一种基于半实物仿真的民航飞行新技术验证方法	202
一种综合电子系统的可靠性设计新方法探讨	207
综合航电技术在国产通用飞机上的应用研究	211
基于过程研制保证方法的工程思考	215
未来民用直升机发展及直升机安全性问题	219
民用支线飞机被动式自动油门研究	223
民用集成设备架关键技术	228
MA700 飞机闪电间接效应数值仿真分析	232
飞参系统参数测试方法的研究	236
大型民机分布式航电系统综合架构研究	239
飞参系统操纵系统参数校准方法的研究	242
飞机电源控制保护功能设计	247
分子筛机载制氧技术在民用飞机上的应用研究	250
机载机柜自然散热系统热仿真技术研究	254
基于 HP VEE 可视化编程的 AS350 型直升机无线电系统检测技术研究	257
基于 Petri 网的飞机伺服作动系统可靠性分析	262
基于机载机电管理系统的离散量控制技术研究	264
基于矩量法的机载接收机前门耦合研究	267
结构随机振动疲劳寿命分析的三区间法	270
捷联惯性组合导航系统联合自适应滤波器设计	275
民机机载系统信息安全评估过程研究	279
民用大型客机飞控电子防雷击设计技术研究	283
民用飞机高强度辐射场仿真研究	290
民用飞机高升力控制系统软件设计研究	294
民用飞机油门杆信号失效的发动机故障控制对策研究	298
民用航空发电机控制器测试系统的设计	302
某航空机载电子吊舱振动特性研究	305
民用飞机系统管理及典型结构研究	310
一种起落架电动舱门锁电气控制系统设计	317
直九型机燃油油量测量误差的分析与解决	322
机载设备构型管理研究实践	326

全电飞机中的配电系统	330
基于 ARINC653 策略的分区通信测试	333
基于低轨道卫星的天基 ADS-B 发展综述	338
一种机载设备接口数据的通用处理方法	342
综合航电系统中数据链的关键技术分析	346
AFDX 交换机软件关键设计	351
飞行训练器中显示控制模拟系统的设计与实现	356
钢/玻璃钢粘接复合材料参数对导波传播特性的影响	360
国产飞行参数显示系统的设计与实现	364
机载电子电气系统雷电间接效应试验	368
基于 PCI 的 1553B 总线测控系统的设计与研究	372
基于电波混响室的高强度辐射场射频敏感性试验技术现状及应用	375
民用飞机触发式闪电附着点仿真分析	379
某型飞机半物理仿真航电模拟系统设计与实现	383
频率对电机尺寸的影响	387
气动测试用于滑阀零件性能的研究及应用	394
缩比模型法的闪电分区试验结果分析方法	398
外部照明系统适航性设计及符合性验证方法的研究	401
未来大型客机驾驶舱显控系统的设想	406
遮蔽角计算方法的研究及应用	410
余度计算机 CAN 总线通讯协议的设计与实现	414
基于 OSGI 标准的面向服务软件架构研究与实现	418
基于故障模式影响及危害性分析的故障树研究	423
浅析民用飞机控制板组件上各类开关的安全性	427
IMA 架构下的基于 SysML 活动图的测试序列自动生成方法	431
CCAR-145 部民用航空器维修单位资质申请探索	437
二吨级轻型单发直升机任务能力指数探讨	446
国产民用直升机销售合同"四随"状态管理规范初步探究	454
民用直升机任务选装与销售关系的探讨	458
民用直升机售后保障模式探析	462
网络无人机全方位监管	467

GPS 失效情况下无人机自主返航策略研究与验证

刘江波, 张翔伦, 周海军

飞行器控制一体化技术重点实验室, 西安飞行自动控制研究所, 陕西西安, 710065

摘要: 无人机自主航线飞行中对于自身传感器的依赖非常强, 在没有物理冗余设计并且部分传感器失效情况下如何安全返航成为了一个重要课题。对于 GPS 失效情况下无人机自主返航问题, 本文分析了 GPS 失效问题特征, 提出了四种自主返航策略, 完成了算法详细设计, 并进行了充分的仿真验证。仿真结果表明策略合理可行、算法正确高效, 为后续研究打好了基础。
关键词: GPS失效; 无人机; 自主返航

Research on Autonomous Return Strategy for UAV in the Case of GPS Failure

Liu Jiangbo, Zhang Xianglun, Zhou Haijun

Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Flight Automatic Control Research Institute,
Shaanxi Xi'an 710065, P.R.China

Abstract: The automatic flight control system for UAV highly depends on its sensors. Thus how to safely return in the GPS failure case is becoming an important problem for UAV lacking of no more physical redundancy. To solve this problem, four autonomous return strategies are proposed with detailed algorithm design. Numerous simulations prove that the strategies are feasible and efficient.
Key words: GPS failure, UAV, autonomous return

引言

无人机飞行控制系统的设计中, 对于自身传感器的依赖非常强, 传感器故障可能诱发灾难性后果。然而针对无人机低成本特点, 在不增加物理冗余系统的情况下如何提高系统的安全性是一个非常重要的问题, 因此需要研究某些传感器故障情况下无人机的自主返航策略。一个典型的情况是在GPS失效的情况下, 根据剩余传感器的信息期望飞机能够自主安全地返回预设的返航点。

无人机自主导航中, GPS提供经纬高和地速信息。GPS失效后, 高度信息可以由气压传感器提供的气压信息经过解算得到其近似结果, 地速信息可以由空速管提供的空速以及其他传感器提供的信息经过解算得到其近似结果。然而经纬度信息很难通过其他传感器的信息融合得到。因此GPS失效情况下无人机位置信息是未知的, 高度信息和地速信息精确度较低。这种情形下, 常规的航线飞行制导律已经失效, 无人机处于不可控的状态, 飞行安全无法保证。所以GPS失效情况下无人机如果能够自主

安全返航到手动可控范围, 则能极大地提高无人机的生存能力, 减少不必要的损失。

综上所述, 在GPS失效的情况下, 给出一个合理可行、安全高效的无人机自主返航策略就变得非常重要了。

1 GPS 失效问题描述

GPS失效情形较为复杂, 包括信号强度不够、信号精度不高、信号实时性不达标、信号被干扰、信号被欺骗等多种情况。不同情况下应该给出相对应的返航策略, 但是由于无人机处于故障状态, 返航策略需要安全高效, 此时需要一个结构相对简单、执行效率较高的返航策略。

因此研究中将GPS状态简化为两种, 一种为正常工作模式, 一种为失效模式。正常工作模式下, 采用GPS提供的信息, 失效模式下, 不信任GPS提供的信息。

2 GPS 失效情况下的自主返航策略研究

无人机自主导航中, 如果GPS出现异常, 而其

他传感器信号有效, 飞机进入“GPSErrror自主返航”模态, 返航模态需要保证飞机飞向预设的期望返航点。同时控制精度需要保证无人机距离返航点的最小水平距离需要小于一个设定的阈值 D_{ref} (例如100米), 以便于地面控制人员可以在有效的范围内利用手动控制模式来保证无人机的安全着陆。

无人机航线飞行中导航模态包含以下几个基本的控制律模态:

- 高度给定/保持模态
- 速度给定/保持模态（地速）
- 滚转角给定/保持模态
- 制导模态

在GPS失效后,由GPS提供的经纬高和地速信息失效,自主返航程序首先需要进行以下处理:

- 高度信息改由气压高度传感器提供;
- 速度保持模式由地速保持改为空速保持
- 记录GPS失效时刻飞机的经纬度信息 ($Lonp_F, Latp_F$)、地速信息 (V_F)

文中将GPS失效时刻飞机位置记为E, 预定返航点记为R。根据E点和R的距离、飞机的转弯能力以及GPS失效时刻飞机的航向等信息, 设计了如下四种返航策略, 返航算法优先级逻辑判断模块会根据实际情况自动判断采用何种返航策略。

- A方案——最大滚转角返航方案
- B方案——内切圆返航方案
- C方案——半圆直线返航方案
- D方案——航向推测返航方案

本章节首先分析了GPS失效后剩余传感器信息,之后从算法设计流程角度出发,详细介绍上述四种GPS失效情况下的无人机自主返航策略。

2.1 GPS 失效后剩余传感器信息分析及初始计算

GPS失效后损失信息为无人机经纬度信息,精确度降级信息为速度及高度信息。其他传感器可以提供的信息包括姿态角信息——俯仰角 θ 、滚转角 φ 和偏航角 ψ ,以及机体轴角速率——俯仰角速率 q 、滚转角速率 p 和偏航角速率 r 。

2.2 返航策略参数计算

本文中所有方向角度取值范围均需进行边界处理,使之取值在 $[-180,180)$ 的闭开区间,正北为0度,顺时针为正。

图1中E为GPS失效点, R为返航点, F点为GPS失效时刻飞机航向单位向量的延长线和ER中垂线的交点, 因此 $\overrightarrow{EF}$ 矢量的方向可以代表GPS失效时

刻的飞机航向。这种情况下,过E点和R点并且内切于EF和FR的内切圆是唯一的,并且圆心在ER的中垂线上,设此内切圆圆心为OB。同时预设的返航点位置经纬度信息记为 (Lon_{PR}, Lat_{PR}) 。返航策略需要首先进行如下初始计算。

1) 失效时刻信息提取

➤ 首先获取 GPS 失效时刻飞机的位置 (Lon_{PE}, Lat_{PE}), 地速 (V_E), 空速 (V_{Air}), 高度 (H_E), 气压高度 (H_{Air}) 及航向 (ψ_{PEF}); 对 ψ_{PEF} 以及飞机实时航向角 ψ_p 进行边界处理, 使之取值在 $[-180, 180)$ 的闭开区间。

2) 速度保持模态切换

➤ 由于 GPS 失效后此模块无法提供飞机的地速信息,因此速度保持模式由反馈 GPS 地速切换为反馈空速,空速指令设定为 GPS 失效时刻的空速 V_{Air} 。

3) 高度保持模态切换

➤ GPS 失效后此模块无法提供高度信息，因此高度保持模态由反馈 GPS 高度切换为反馈气压高度，高度设定为 GPS 失效时刻的气压高度 H_{Air} 。

4) 最小转弯半径计算

➤ 设无人机允许的最大滚转角 $\varphi_{\max}$, 且地速 V_E , 则此状态下无人机的最小转弯半径 $R_{\min}$ 可用下述公式来计算

$$R_{\min} = \frac{V_E^2}{g * \tan(\varphi_{\max})} \quad (1)$$

5) GPS 失效时刻航向和返航航向角度差值参数

► 如图 1 所示, 由于 EF 和 OBE 垂直, ER 和 FOB 垂直, 因此 $\angle FER$ 和 $\angle EOB$ 大小相等, 记为 Γ (图 1 中红色角)。 Γ 的大小可由 $\overrightarrow{EF}$ 矢量在平面大地坐标系中的真航向 ψ_{EF} 和 $\overrightarrow{ER}$ 矢量在平面大地坐标系中的真航向 ψ_{ER} 作差得到, 即 $\Gamma = \psi_{ER} - \psi_{EF}$ 。

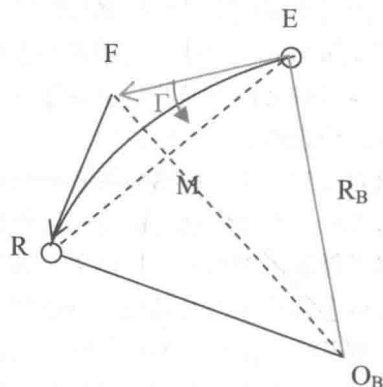


图 1 内切圆示意图

6) 内切圆半径计算

► 如图 1 所示, 基于飞机在 GPS 失效时刻的

航向 ψ_{pEF} 、经纬度 $(Lonp_E, Latp_E)$ 以及返航点经纬度 $(Lonp_R, Latp_R)$ 来计算下图中的内切圆半径 R_B ——O 点和 E 点的水平距离。

➤ 同时由于 OBF 是 ER 的中垂线，因此 EM 长度为 ER 长度的一半，而 ER 长度可由 E 点和 R 点经纬度信息计算得到。

➤ 综上所述，在直角三角形 O_BME 中，利用三角关系可以计算出 R_B 长度。因此，过 E 点和 R 点且内切与 EF 和 FR 的内切圆半径计算 R_B 计算公式如下

$$R_B = \frac{0.5 * ER}{|\sin(\Gamma)|} \text{ with } \Gamma = \psi_{ER} - \psi_{EF} \quad (2)$$

7) 返航点和失效时刻飞机航向单位矢量 $\overrightarrow{EJ}$ 垂直距离

➤ 如图 2 所示，返航点 R 到失效时飞机航向单位向量 $\overrightarrow{EJ}$ 的垂直距离 Dis_{RW} 的计算公式如下。

$$Dis_{RW} = Dis_{ER} * |\sin \Gamma| \quad (3)$$

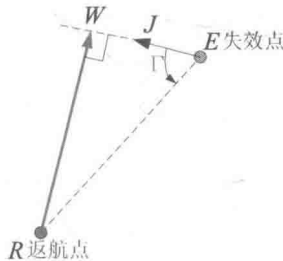


图 2 返航点和失效时刻飞机航向单位矢量垂直距离示意图

2.3 返航方案优先级第一次判定

如果 R_B 小于 R_{min} ，则采用 A 返航方案——即最大滚转角返航方案，进入 2.4 章节详细论述；否则进入 2.5 章节进行返航方案优先级第二次判定。

2.4 A 方案——最大滚转角返航方案

1) A 方案进入充要条件

$$R_B \in (0, R_{min}] \quad (4)$$

2) 方案介绍

如图 3 所示，A 方案的返航策略如下：飞机在失效时刻进行高度保持、速度保持，同时给定大小为 $|\varphi_{max}|$ 的滚转指令，使得飞机以最大滚转角飞行。由公式 (1) 可知，飞机的轨迹近似是一个过 E 点、内切于 EF 且半径为 R_{min} 的圆周。

由于此方案进入条件为 $R_B \in (0, R_{min}]$ ，因此 R_{min} 大于 R_B ，则返航点 R 点一定在棕色的圆周里。因此 A 方案可以保证返航点一定在飞出的半径为 R_{min} 的圆形区域里，飞机轨迹控制在确定的范围内，这就给地面控制人员充足的时间可以将无人机从程控模

式切为手动控制模式从而安全降落。

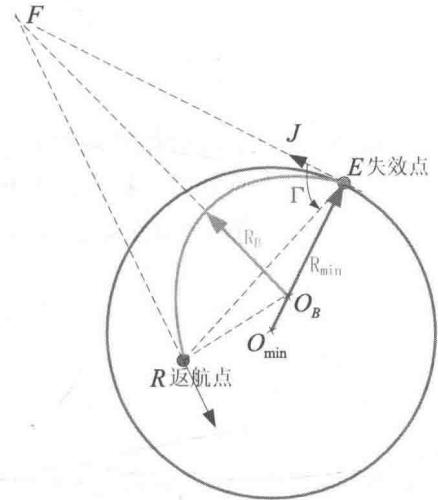


图 3 最大滚转角返航方案

在 A 返航方案中，GPS 失效后给定大小为 $|\varphi_{max}|$ 的滚转指令，根据 GPS 失效时刻飞机航向和 $\overrightarrow{ER}$ 矢量方向之间的关系来判断飞机滚转方向，计算公式如下。

$$\begin{cases} \varphi_A = \varphi_{max}, & \text{if } 0 < \Gamma < 180^\circ \\ \varphi_A = -\varphi_{max}, & \text{if } -180^\circ < \Gamma < 0 \end{cases} \quad (5)$$

2.5 返航方案优先级第二次判定

进入此章节的前提条件是 R_B 大于 R_{min} ，此时如果 R_B 大于某一个临界阈值 R_{max} （例如 5000m），则采用 D 返航方案——即航向推测返航方案，进入 2.8 章节详细论述；否则进入下述判定条件：

$$\begin{cases} \text{if } (Dis_{RF} \geq 2 * R_{min}) \text{ and } (|\Gamma| > 90) \\ \quad \text{go to section 2.7——C 方案} \\ \text{else} \\ \quad \text{go to section 2.6——B 方案} \end{cases}$$

2.6 B 方案——内切圆返航方案

1) B 方案进入充要条件

如果同时满足下述三个条件，则进入 B 方案。

$$\begin{cases} R_B \in (R_{min}, R_{max}] \\ \text{且 } Dis_{RF} < 2 * R_{min} \\ \text{且 } |\Gamma| \leq 90 \end{cases} \quad (6)$$

2) 方案介绍

由于在高度保持、速度保持模态常量指令工作的状态下，给定一个常量滚转角指令，无人机会进行等高盘旋，飞行轨迹为一个等高圆周，这个圆周

的半径和飞行速度以及滚转指令有关,且满足下述公式

$$R = \frac{V_E^2}{g * \tan(\varphi_c)} \quad (7)$$

因此,如果期望飞机飞行轨迹圆周半径为 R_B ,则可以解算出需要的响应滚转角指令大小 $|\varphi_{cB}|$ 。

同时,公式(6)中的第一项保证了 R_B 大于 $R_{\min}$,因此无人机在 GPS 失效后,具备飞出过 E 点和 R 点且内切于 EF 和 FR 的半径为 $R_{\min}$ 的内切圆轨迹的能力(如图 2 中蓝色轨迹所示)。

公式(6)第一项 R_B 需要小于 $R_{\max}$ 是为了保证采用 B 返航方案返航时,飞行轨迹半径处在一个合理的范围(考虑燃料情况);从逻辑角度来看,公式(6)中仅有第一项即可满足 B 方案合理进行,第二项和第三项条件是为了在这两个条件的逆命题成立时采用进入条件更为苛刻的 C 方案,因此 C 方案和 B 方案都有进入必要非充分条件都包括 $R_B \in (R_{\min}, R_{\max}]$ 。

综上所述, B 方案的返航策略如下:飞机在失效时刻进行高度保持、速度保持,同时给定 φ_{cB} 的滚转指令

$$\begin{cases} \varphi_{cB} = \frac{V_E^2}{g * R_B}, & \text{if } 0 < \sigma < 180^\circ \\ \varphi_{cB} = -\frac{V_E^2}{g * R_B}, & \text{if } -180^\circ < \sigma < 0 \end{cases} \quad (8)$$

2.7 C 方案——半圆直线返航方案

1) C 方案进入充要条件

如果同时满足下述三个条件,则进入 C 方案。

$$\begin{cases} R_B \in (R_{\min}, R_{\max}] \\ \text{且 } Dis_{RF} \geq 2 * R_{\min} \\ \text{且 } |\Gamma| > 90 \end{cases} \quad (9)$$

2) 方案介绍

C 方案的返航策略分为两个阶段: C1 和 C2 阶段。

如图 4 所示,在 GPS 失效时刻计算 R 点距离飞机航向单位向量 $\overrightarrow{EJ}$ 的距离 Dis_{RW} ,作直线 $\overrightarrow{ED}$,使得 $\overrightarrow{ED}$ 垂直于 $\overrightarrow{EJ}$,则 $Dis_{RW} = Dis_{ED}$ 。

C1 阶段目标是使飞机完成 ED 半圆段飞行,通过给定某个合适的滚转角指令,使得飞机在航向角变化 180° ——即飞完半圆航迹时到达 D 点时,飞机的航向和 $\overrightarrow{DR}$ 矢量的方向一致。

C2 阶段目标是使飞机等高等速直线向前飞行,由于在 D 点处飞机航向与 $\overrightarrow{DR}$ 矢量的方向一致,因此飞机将会通过 R 点。

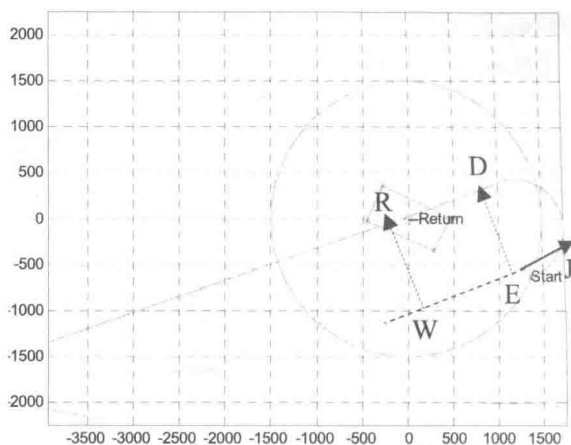


图 4 半圆直线返航方案

C 方案进入充要条件中的第二项 $Dis_{RF} \geq 2 * R_{\min}$ 可以保证飞机当时状态具备完成过 E 点且半径为 $R_C = 0.5 * Dis_{ED}$ 的半圆航线飞行的能力,根据公式(7)可以解算出完成 RC 半圆周航线飞行是所需的滚转角指令大小 $|\varphi_{cC1}|$ 。

C 方案进入充要条件中的第三项 $|\Gamma| > 90$ 是为了保证飞机转过 180° 时仍然没有飞过返航点,如果没有这个条件就执行 C 方案则有可能出现无法返航的情况(如图 5 所示)。

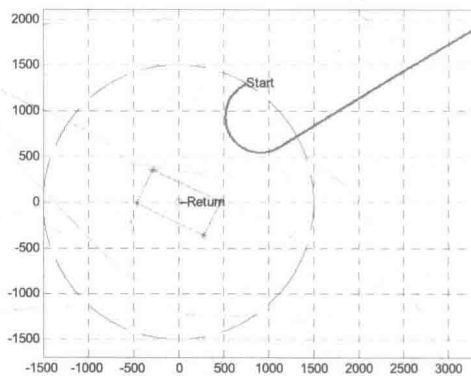


图 5 无法正确返航的情况示意图

综上所述, C 方案返航策略如下:首先飞机在失效时刻进行高度保持、速度保持,给定 φ_{cC1} 的滚转指令来完成 C1 阶段

$$\begin{cases} \varphi_{cC1} = \frac{V_E^2}{g * R_C}, & \text{if } 0 < \Gamma < 180^\circ \\ \varphi_{cC1} = -\frac{V_E^2}{g * R_C}, & \text{if } -180^\circ < \Gamma < 0 \end{cases} \quad (10)$$

如果飞机实时航向从 GPS 失效时刻开始变化了 180° ,即 $|\psi_p - \psi_{pEF} - 180| < 0.01$,则进入 C2 阶段,滚转指令置为零,及 $\varphi_{cC2} = 0$ 。

2.8 D 方案——航向推测返航方案

1) D 方案进入充要条件

$$R_B \in (R_{\max}, +\infty) \quad (11)$$

2) 方案介绍

D 方案的返航策略分为两个阶段: D1 和 D2 阶段。

a) 如下图所示, GPS 失效后给定期望航向指令 Ψ_{cER} ——即 $\overline{ER}$ 矢量的方向, 直至飞机实时航向指向 Ψ_{cER} , 此时飞机位置设为 X, 此阶段命名为 D1;

b) 到达 X 点之后, 飞机位置与 ER 有一个侧向距离, 为了修正这个距离, 给定期望航向指令 Ψ_{cXR} ——即 $\overline{XR}$ 矢量的方向, 此阶段命名为 D2。

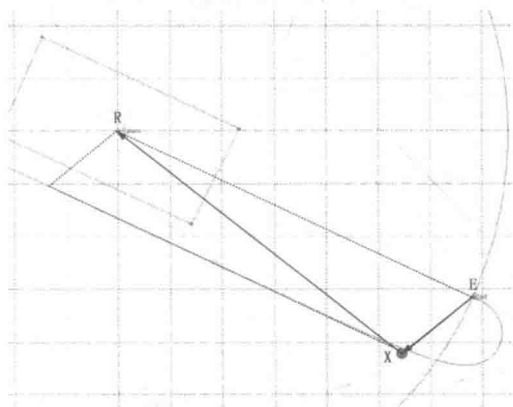


图 6 航向推测返航方案

3) 算法设计

由于 E 点和 R 点的经纬度一致, Ψ_{cER} 很容易得到, 然而为了得到 Ψ_{cXR} , 则需要通过以下步骤解算得到。

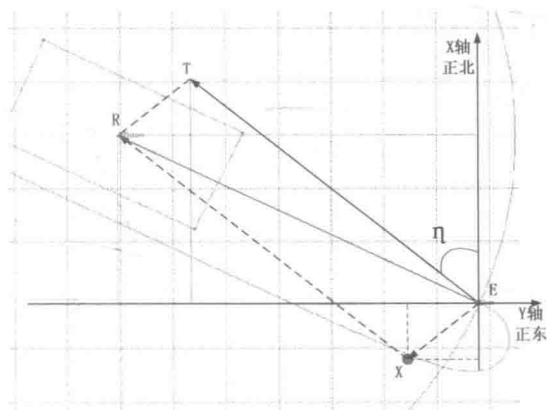


图 7 航向推测返航方案计算示意图

a) 以 GPS 失效点为圆心, 正北为 x 轴, 正东为 y 轴建立平面坐标系, 顺时针为正, 偏航角范围 $[-180^\circ, 180^\circ)$ 闭开区间;

b) 如图 7 所示作 ET 平行与 XR, 则要求出期望航向 Ψ_{cXR} 与 ET 的真航向 Ψ_{cET} 是一致的, 所

以只需求出 Ψ_{cET} (上图中用 η 表示), 为了求出 Ψ_{cET} , 只需计算 T 点相对于 E 点的水平坐标 (ET_x, ET_y) , 之后利用反正切函数可得:

$$c) \quad \text{然而} \begin{cases} ET_x = ER_x - EX_x \\ ET_y = ER_y - EX_y \end{cases},$$

且 (ER_x, ER_y) 是已知的, 因此只需计算出 (EX_x, EX_y) 即可;

d) 导航方程组定义如下

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt}(t) = V(t) \cos \mu(t) \cos \Phi(t) \\ \frac{dy}{dt}(t) = V(t) \cos \mu(t) \sin \Phi(t) \end{cases} \quad (12)$$

式中 μ 为飞机实时航迹俯仰角, Φ 为飞机实时航迹偏航角, 可以近似假设 $\mu = 0$, $\Phi = \Psi_p$;

e) 因此可以得到 (ET_x, ET_y) 的近似计算公式

$$\begin{cases} EX_x = \int_{t_0}^{t_1} V \cos \Psi_p(t) dt \\ EX_y = \int_{t_0}^{t_1} V \sin \Psi_p(t) dt \end{cases} \quad (13)$$

$$f) \quad \text{令} \begin{cases} f(t) = \Psi_p(t) / 57.3 \\ f(t_0) = \Psi_{EF} / 57.3 \\ f(t_1) = \Psi_{ER} / 57.3 \end{cases} \quad (14)$$

根据控制律实际调节能力可以近似的找到一个 K, 使得 $f(t) = \frac{(Kt + \Psi_{EF})}{57.3} = \left(\frac{K}{57.3}t + \frac{\Psi_{EF}}{57.3} \right)$, 这样就可以计算出飞机从 GPS 失效时刻的航向 Ψ_{pEF} 过渡到第

一个期望航向指令 Ψ_{cER} 所需的时间 T。故可取 $\begin{cases} t_0 = 0 \\ t_1 = T \end{cases}$ 。

g) 最终得到

$$\begin{cases} EX_x = \int_{t_0}^{t_1} V \cos[f(t)] dt = \frac{57.3}{K} V \left[\sin\left(\frac{Kt + \Psi_{EF}}{57.3}\right) \right]_{t_0=0}^{t_1=T} \\ \quad = \frac{57.3}{K} V \left[\sin\left(\frac{\Psi_{ER}}{57.3}\right) - \sin\left(\frac{\Psi_{EF}}{57.3}\right) \right] \\ EX_y = \int_{t_0}^{t_1} V \sin[f(t)] dt = -\frac{57.3}{K} V \left[\cos\left(\frac{Kt + \Psi_{EF}}{57.3}\right) \right]_{t_0=0}^{t_1=T} \\ \quad = -\frac{57.3}{K} V \left[\cos\left(\frac{\Psi_{ER}}{57.3}\right) - \cos\left(\frac{\Psi_{EF}}{57.3}\right) \right] \end{cases} \quad (15)$$

3 仿真结果

3.1 仿真条件

a) 平台: MATLAB 2007b

b) 无人机模型: 某缩比无人机气动模型

- ✓ 机翼面积 $S = 0.74$;
- ✓ 平均气动弦长 $ca = 0.75$;
- ✓ 翼展 $b = 1.78$, 重量 $m_{gross} = 21\text{kg}$;
- ✓ 转动惯量

$I_x = 1.1859$, $I_y = 4.7817$, $I_z = 5.5227$ 。

c) 状态点: 高度 $H=500\text{m}$, 速度 $V=35\text{m/s}$

3.2 测试用例

利用极坐标来表示无人机在 GPS 失效时刻在大地平面坐标系中相对于预设返航点位置, 则需要两个参数: POS_R ——无人机和返航点水平距离, 和 POS_{Dir} ——无人机和返航点相对方位来描述无人机起始位置。

除了考虑 GPS 失效时刻无人机所处的位置, 还需要考虑 GPS 失效时刻无人机的航向, 因此测试参数有三个 $\{POS_R, POS_{Dir}, \Psi_{DEF}\}$, 针对所研究的小型无人机的特点和任务包线, 并考虑各种情况的代表性, 每个参数取值范围如下:

- ✓ POS_R 有 4 种情况
 $\{150, 300, 900, 1500\}$
- ✓ POS_{Dir} 有共 8 种情况
 $\{0, 45, 90, 135, 180, 225, 270, 315\}$
- ✓ Ψ_{DEF} 共 24 种情况
 $\{0, 15, 30, 45, 60, 75, 90, 105, 120, 135, 150, 165, 180, 195, 210, 225, 240, 255, 270, 285, 300, 315, 330, 345\}$

因此, $\{POS_R, POS_{Dir}, \Psi_{DEF}\}$ 集合将会有 $4 \times 8 \times 24 = 768$ 种情况, 研究中对上述所有情况进行了仿真验证。

3.3 测试结果

a) 4 种返航方案覆盖率

在 768 中测试中, 所有的四种返航策略均有涉及。

b) 控制指标达标率

测试中控制指标为无人机距离返航点的最小水平距离小于一个设定的阈值 $D_{ref}=100\text{ m}$ 。测试结果显示, 有测试用例条件下, 按照所设计的策略和算法均能保证无人机返航至预定的区域范围内。

c) 仿真曲线

在 768 个测试结果中分别选取了使用 A、B、C、D 四种返航策略的一个结果列于图 8 中, 其中绿色小三角形为 GPS 失效时刻无人机所处位置, 橙色小三角形为预设的返航点, 蓝色为无人机返航曲线, 红色圆是以预设返航点 (图 8 中橙色三角形) 为圆

心, POS_R 为半径所作的圆周。

从图 8-图 11 中可以看到四种返航算法均能保证无人机在 GPS 失效后自主返航到预设的返航点附近, 同时达到预期的控制指标。

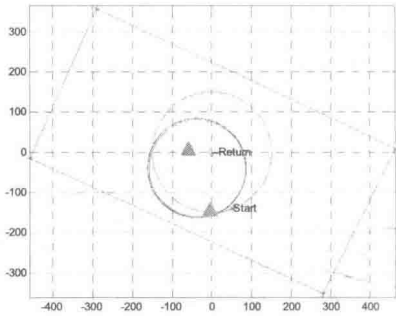


图 8 A 方案返航仿真结果示例

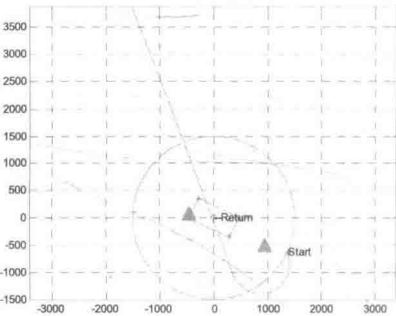


图 9 B 方案返航仿真结果示例

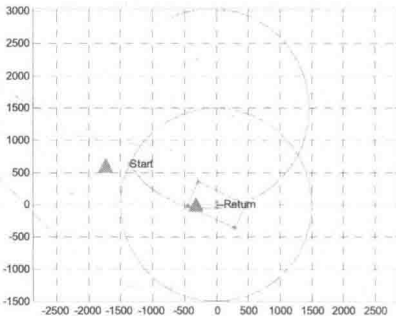


图 10 C 方案返航仿真结果示例

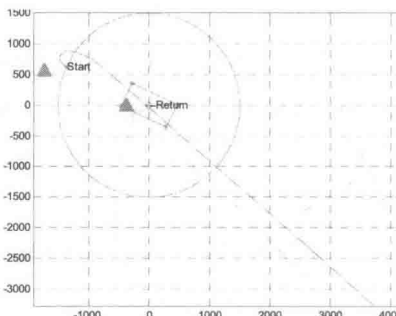


图 11 D 方案返航仿真结果示例

4 小结

本文研究了 GPS 失效情况下的四种自主返航策

略, 包括每种策略进入的充要条件以及详细的算法设计, 完成了 GPS 失效情况下 768 返航测试用例的仿真, 仿真结果表明文中提出的 GPS 失效返航策略可行并且具备一定的通用性, 返航算法正确有效地实现了控制目标。

参考文献

- [1] 吴森堂. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005, 46-78.
- [2] 申安玉, 申学仁, 李学保, 等. 自动飞行控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.

作者简介:

刘江波(1984—), 男, 硕士, 工程师, 研究方向: 飞行控制。

通讯作者。

Tel: 18189185835

E-mail: jbliu84@126.com

张翔伦(1971—), 女, 博士, 研究员, 研究方向: 导航, 制导与控制。

Tel: 029-88399554

E-mail: keylab@facri.com

周海军(1982—), 男, 硕士, 工程师, 研究方向: 飞行器制导与控制。

Tel: 029-88399533

E-mail: keylab@facri.com

低空监视与服务系统集成验证研究

苏向东, 张 翔

中电科航空电子有限公司, 四川成都, 611731

摘 要: 低空监视与服务系统可为通用航空提供空域监视和飞行服务。本文介绍了一种低空监视及服务系统, 探讨了对该低空监视与服务系统进行集成验证的内容、方法及流程, 可有效对系统指标和保障能力进行验证。

关键词: 低空监视与服务系统; 集成验证

Research on integrated verification low altitude surveillance and service system

Su Xiangdong, Zhang Xiang

CETC AVIONICS CO., LTD, Chengdu 611731, P.R.China

Abstract: Low altitude surveillance and service system provides airspace surveillance and flight service for general aviation, this paper introduces a kind of low altitude surveillance and service system, discussed the content, method and process for Integration verification on the low altitude surveillance and service system, to be effective on system indicators and support capability validation.

Key words: Low altitude surveillance and service system, Integration verification

引 言

2010年8月, 中央军委、国务院颁发了《关于深化我国低空空域管理体制改革的意见》(下称《意见》), 我国低空管理改革启动。2014年7月23日民航局下发《低空空域使用管理规定》(意见征询稿), 明确了各类低空空域的运行要求。

低空开放将极大地促进通用航空的快速发展, 通用航空的发展必须建立在安全飞行的条件下, 低空监视与服务系统即为安全飞行的支撑和保障。

目前我国正在开展低空监视和服务系统的相关研发工作, 已经陆续有原型系统投入试点运行。低空监视及服务系统是一种航空服务保障系统, 投入商用前必须经过严格的验证, 但在我国目前公开的资料和文献中, 尚无类似的系统集成验证介绍。尤其在目前中国低空空域法律法规不健全、标准规范缺乏、低空监视与服务建设标准、运行与运营模式的不明确的情况下, 更需要通过系统的集成验证探索系统功能性能是否满足我国空管体制和通航飞行服务需求。

本文介绍了低空监视及服务系统基本概念, 提出了系统集成验证的内容、方法及流程, 以期为我

国研制和部署类似系统提供参考和借鉴。

1 低空监视与服务系统介绍

低空监视与服务系统主要通过通信、导航、监视、气象服务以及北斗RDSS短报文应急通信等手段实现通航飞行全过程服务, 主要提供空域运行监视、飞行计划、航空情报、飞行情报、航空气象和告警救援等服务功能。

基于我国现行空管体制和《意见》的相关建议, 低空监视与服务系统基于网络化设计, 由机载分系统、远端站分系统、服务站分系统和通航服务中心站分系统(含区域和全国)组成, 各个分系统通过IP网络实现集成和信息交换, 系统具备良好的扩展性, 可通过专网/公网连接多个通航服务区, 实现多通航服务区网络化联合运行和信息交互, 如下图1所示。

其中机载组成有VHF语音电台、ADS-B机载设备、北斗双模用户机(搭载RDSS)、电子飞行包, 具有语音通信、自动相关监视、导航、文本通信及情报显示功能。

远端站组成有VHF地面站、ADS-B地面站、北斗指挥机, 作为地面的通信、监视传感器。

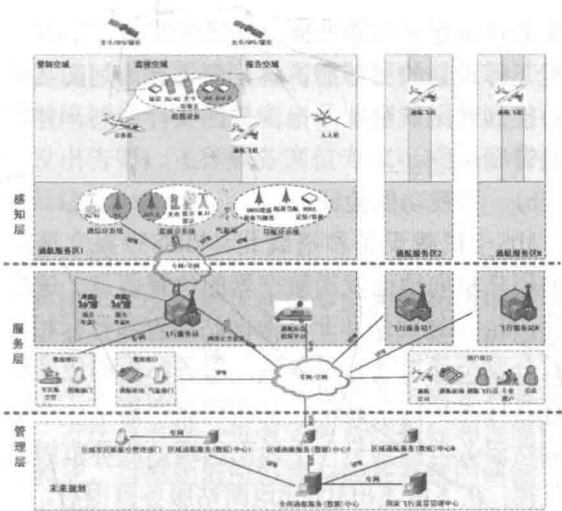


图 1 系统总体组成图

飞行服务站是整个低空监视与服务系统的核心，也是信息汇聚中心，支持远端站、军民航空管和气象等数据引接，支持多源监视信息融合和综合态势显示，支持用户通过IP网络、传真等方式进行计划申报等服务。主要提供飞行计划、航空情报、气象情报、告警救援等服务。

2 系统集成验证实施

低空监视与服务系统集成验证遵循相关民航及空管规定，考虑验证地点实际情况，充分利用现有验证地点空管设施，增加设备、扩展功能，验证设计以地面为主，兼顾机载，实现典型功能测试与验证。

2.1 系统集成验证架构

根据第1节总体架构，系统集成验证体现总体方案特点，其具体的集成验证方案需要支撑功能、性能测试，以便验证架构和运行模式的合理性。系统集成验证架构如下图2所示。

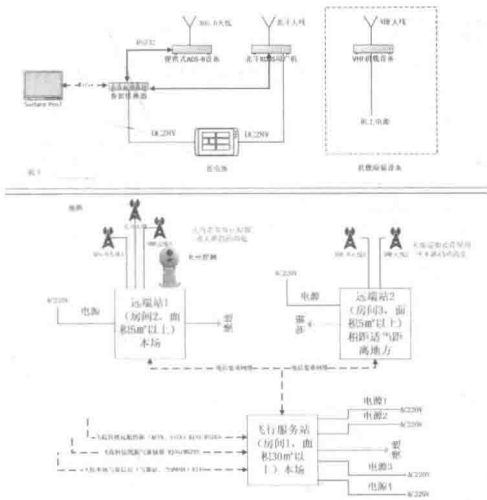


图 2 集成验证系统架构图

集成验证系统的机载部分由飞行原装VHF话音电台、飞机搭载便携式ADS-B、北斗RDSS用户机和电子飞行包组成；地面部分由两个远端站和一个飞行服务站组网运行，其中两个远端站的分布距离以其通信和监视服务范围有部分重叠为宜，以便形成无缝覆盖。

2.2 验证流程设计

低空监视与服务系统集成验证活动按照飞行前、飞行中和飞行后三个不同飞行阶段进行组织和策划，着重验证低空监视与服务系统是否能满足不同飞行阶段的应用需求。

a) 飞行前

飞行前，通用航空飞行人员通过电话、传真、网络或终端等向飞行服务站提交飞行计划，经过飞行服务站的飞行计划受理与评估终端分析处理后，向上级单位提交。获得批准的飞行计划通知通用航空用户，并进行飞行计划的实施准备。

b) 飞行中

飞行中，获得批准的飞行计划进入执行状态。被放行的航空器进入巡航阶段，飞行服务站通过VHF话音、北斗RDSS短报文向服务空域广播气象、情报信息以及定制的气象信息、情报信息、飞行计划解讲，同时根据来自ADS-B或北斗指挥机的航空器位置信息实时监视飞行动态，并可根据需要提供通用航空器所需要的间隔服务、冲突告警服务、最低安全高度告警、侵入告警及偏航告警服务。当航空器的联系间隔时间超过规定时长，则自动转入北斗应急救援终端实施监控。

c) 飞行后

飞行后，航空用户向飞行服务站报告飞行结束，飞行服务站负责关闭其飞行计划并通告相关管制单位。同时航空用户负责将降落情况、航行情报报告（空管设施服务状况及鸟群状况报告）、天气报告，系统收到这些报告后进行气象情报处理和航行情报处理，为后续飞行计划审批提供参考依据。

2.3 主要测试内容

根据系统运行流程，可以分解测试内容，主要分两个部分，一部分为技术指标测试，测试验证系统分项指标是否达到设计要求；一部分为运行保障能力测试，验证在低空监视及服务系统是否能够正常运行，不同飞行阶段所提供的飞行服务是否满足通航运行的基本要求。

表 1 验证测试内容

序号	测试项目	测试方法	测试目的
1.	飞行计划功能测试	通过飞行计划的申请、创建、讲解、查询等操作来进行测试	验证系统从飞行计划申请、创建、实施到关闭的过程中各项功能是否符合要求
2.	监视功能测试	通用航空器通过机载ADS-B和北斗用户机向地面发送位置、速度等监视信息	验证系统监视能力是否能满足通航运行的基本要求，包括信息接入是否及时、是否准确、是否可用
3.	通信功能测试	通过VHF话音或北斗短报文进行语音或文本通信来进行测试	验证系统通信功能是否满足通航运行的基本要求，包括话音通信和文本通信
4.	应急救援功能测试	通过模拟航空器遇险触发求救信号发出	验证在航空器遇险情况下的求救能力，确保重要信息能及时转发至相关搜救单位
5.	空中飞行信息接入功能测试	飞行服务站通过语音或北斗短报文形式向通用航空器广播飞行情报信息、气象信息	验证飞行服务站上行发送信息和通用航空器信息接入能力
6.	数据引接功能测试	引接民航空管数据和气象情报数据	验证系统引接民航空管数据和气象情报数据的能力
7.	系统告警功能测试	通过人为提高冲突告警门限、最低安全高度门限等方式进行测试	验证系统提供通用航空器所需要的间隔服务、冲突告警服务、最低安全高度告警、侵入告警及偏航告警服务的能力

2.3 验证方案与典型场景设计

根据低空监视及服务的基本要求，设计不同空域类型（管制空域、监视空域、报告空域）、不同地理环境（平原、深谷）、不同运行时间（白天、晚上）、不同气象条件（简单、恶劣天气）等运行场景，并将以上场景贯穿在通航飞行的不同阶段，作为低空监视及服务系统集成验证的测试场景和环境。具体验证内容如和方案如下。

a) 飞行计划功能验证

通过电话、传真及网络等方式申请飞行计划，

系统创建飞行计划并上报上级管理部门，获批准后，进行飞行计划的飞行前讲解，到飞行计划的实施，最后接到通用航空器的报告关闭飞行计划，并通告相关管制单位。

b) 监视功能验证

ADS-B机载设备和搭载北斗RDSS短报文通信功能的用户机向地面发送航空器的位置信息、速度信息等，ADS-B地面站和北斗地面站接收到目标相关信息后分发至通航飞行服务站，服务站内相应席位上进行目标态势信息显示，且实现航空器从一个地面远端站服务范围到另一个地面远端站服务范围的无缝监视；在飞机飞出ADS-B地面站服务范围后，在北斗卫星的覆盖范围内北斗RDSS仍能继续向地面发送监视信息。

c) 通信能力验证

机载VHF话音电台和机载RDSS用户机通过地面远端站与飞行服务站进行话音和文本通信，且实现航空器从一个地面远端站服务范围到另一个地面远端站服务范围的无缝话音切换服务；在飞机飞出VHF地面站服务范围后，在北斗卫星的覆盖范围内北斗RDSS短报文仍能与飞行服务站进行文本通信。

d) 应急救援演示验证

在选定空域和地理环境下，一架通用航空器模拟遇险，即手动触发位置报告系统装置，系统自动将航空器遇险位置信息发送至北斗地面站，地面站再将该信息转发至相关部门，通过该过程来验证系统的应急响应能力，从消息触发到地面相关部门收到求救信息整个过程。同时演示在机上人员有能力发送更多相关求救信息和通信容量允许的情况下，向地面发送遇险航空器的损失情况、周围地理环境、机上人员伤亡情况等，便于地面搜救部门快速合理开展相关营救措施。

e) 通用航空器空中飞行信息接入与显示能力验证

将飞行情报信息、气象信息等以VHF话音或北斗短报文形式广播至空中，飞行员能及时了解最新气象信息和相关航行通告信息，并据此能及时调整自己的飞行路线。

f) 系统与民航现有空管系统的数据接入验证

当飞行服务站与民航空管系统的数据接口打开后，飞行服务站可以在地图上显示民航空管系统的相关信息。当飞行服务站与气象部门和情报部门的数据接口打开后，飞行服务站可以在地图上显示所辖空域内气象信息和空域态势信息。

g) 系统告警验证