

引用格式: 薛芳芳, 缪炜涛, 刘文学, 等. 综合模块化平台下的飞行管理软件设计[J]. 电光与控制, 2018, 25(1): 74-78. XUE F F, MIAO W T, LIU W X, et al. Design of flight management software under integrated modular architecture[J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(1): 74-78.

## 综合模块化平台下的飞行管理软件设计

薛芳芳, 缪炜涛, 刘文学, 王亮亮  
(航空工业西安航空计算技术研究所, 西安 710068)

**摘要:** 随着综合模块化平台在航电系统设计中的逐步普及, 机载飞行管理系统在设计时应考虑分区设计因素。通过分析综合模块化平台下应用软件驻留规则, 研究 ARINC702A 中的分区要求, 提出飞行管理软件功能的分区设计方案, 最后对飞行管理核心软件功能进行设计开发并给出测试验证方法, 对综合模块化航电系统平台下飞行管理系统的研制具有参考意义。

**关键词:** 航空电子系统; 综合模块化; 飞行管理软件; 驻留应用; 分区

中图分类号: TP399 文献标志码: A doi:10.3969/j.issn.1671-637X.2018.01.016

## Design of Flight Management Software Under Integrated Modular Architecture

XUE Fang-fang, MIAO Wei-tao, LIU Wen-xue, WANG Liang-liang  
(Xi'an Aeronautics Computing Technique Research Institute, AVIC, Xi'an 710068, China)

**Abstract:** With the widespread application of integrated modular architectures in avionics system, partitioning should be taken into account in the design of Flight Management System (FMS). We made an analysis to software hosted rules under integrated architecture, studied the partition requirement of ARINC702A, and proposed a partitioning design scheme for implementing flight management functions. Finally, the core functions of FMS were developed, and a testing method was given. Our research can provide a reference for the development of FMS for integrated modular avionics system.

**Key words:** avionics system; integrated modular architecture; flight management software; host software; partitioning

### 0 引言

随着航空技术与微电子技术的飞速发展, 航空电子系统的综合化程度不断提高, 传统的联合式航空电子系统已经不能满足大规模航电系统设计需求。基于综合模块化架构(IMA)的系统逐步代替了联合式航空电子系统<sup>[1-3]</sup>。

飞行管理系统(FMS)是机载航空电子系统中的核心功能之一, 可以通过导航、引导、性能管理和速度-时间控制等功能指引飞机沿着制定好的飞行计划以高效且低成本的方式飞行, 同时遵守空中交通管理系统(ATC)的相关飞行约束。目前, FMS的实现方式主要有两种: 1) 独立的FMS设备, 可采用单或双系统配置,

以CMA9000系列产品为代表, 已经在国际上很多直升机和固定翼飞机上得到应用和验证; 2) 将FMS功能以软件包形式集成在IMA、任务计算机, 甚至智能显示器等具有分区功能的高度综合化系统中, 比如美国Rockwell Collins公司的Proline Fusion系统和美国Honeywell公司的Apex系统, 在国际上新研制的固定翼飞机和直升机航电系统方案中普遍采用该方式。本文研究的FMS即为第二种方式。

本文提出了在综合模块化架构下的FMS驻留应用功能分区的方案, 开发FMS核心软件功能, 给出了FMS驻留软件测试方法。基于IMA核心软件架构的FMS系统设计迫在眉睫, 本文的研究有利于加快飞行管理系统的产品化步伐。

### 1 IMA 驻留软件分区方法

#### 1.1 IMA 核心软件架构

随着飞机综合化程度越来越高, 驻留的飞行功能应

收稿日期: 2017-03-17 修回日期: 2017-10-30

基金项目: 工信部预研项目(G488A19144002-17)

作者简介: 薛芳芳(1990—), 女, 陕西咸阳人, 硕士, 工程师, 研究方向为航电系统软件开发。

用软件也变得越来越复杂。ARINC653 中特别强调了分区功能。分区作为一种功能上的划分,是实现任务调度、资源调用的一个软件<sup>[4-5]</sup>。通常的分区原则是将一系列功能相近的应用或是安全等级相同的应用作为一个分区。分区具体实现可分为空间分区和时间分区。综合模块化航空电子核心软件结构如图 1 所示。

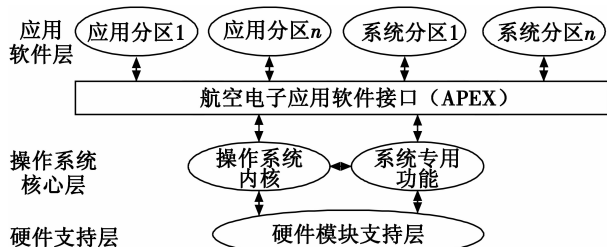


图 1 IMA 核心软件结构图

Fig. 1 IMA core software structure

IMA 核心软件结构主要分为硬件支持层、操作系统核心层、接口层以及上层应用软件层 4 个部分。

## 1.2 应用软件驻留规则

IMA 分区设计首先需要建立物理分区,其次,需要设计应用软件驻留规则,即采用特定规则在不同的物理分区中驻留不同类型的应用软件,通常按照安全等级和应用软件功能进行划分,同时根据应用软件运行所需消耗资源进行相应硬件资源的分配。IMA 平台中硬件资源的分配需要考虑均衡性,分别对各个处理模块内的硬件资源严格按需划分,通过仿真计算并考虑最坏情况下充足的资源余量,准确计算驻留应用运行所需资源,从而划分驻留软件。应用软件驻留规则应满足 ARINC653 标准中对时间分区和空间分区的要求:1) 不同设计保证等级 (DAL) 的应用软件应驻留在不同的虚拟分区上;2) DAL 的应用软件可驻留在相同处理器上等。IMA 中应用系统软件驻留规则<sup>[6]</sup>见表 1。

表 1 IMA 处理模块驻留软件分区规则

Table 1 Host software partitioning rules of IMA module

驻留应用分区因素	驻留应用分区规则
系统分区	存在于每个处理器模块上,权限最高,包含驻留健康监测软件和 I/O 软件,系统分区通常逻辑划分靠前
不同等级驻留应用	不同等级的应用软件不能驻留在同一个分区中 (DO178B 中规定的软件安全等级 A, B, C)
可用性冗余驻留应用	冗余应用软件必须物理隔离,即要驻留在不同的模块上
完整性监视器驻留应用	监视器应用软件必须物理隔离,即要驻留在不同的模块上
多路表决输出驻留应用	多套应用必须驻留在不同的模块上
平台资源可用性	处理器的能力、延时和系统物理内存的分配 模块中的分区数量和驻留应用的数量 无特定限制

## 2 FMS 功能结构与分区设计

### 2.1 FMS 功能结构

依据 ARINC702 可得飞行管理核心功能包含导航功能(自动导航调谐和位置计算)、飞行计划管理模块、航迹预测模块、飞行引导模块和性能优化模块。FMS 还包含导航数据库和性能数据库。FMS 功能模块如图 2 所示。

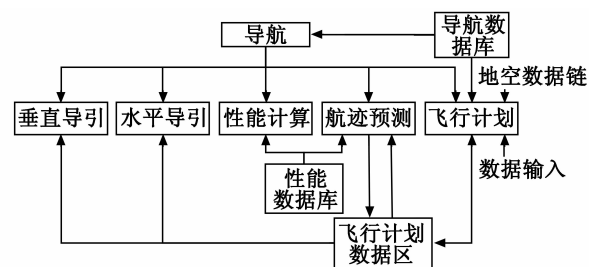


图 2 FMS 功能模块图

Fig. 2 FMS function block diagram

### 2.2 ARINC702A 中 FMS 驻留软件分区考虑

在 ARINC702A 中描述<sup>[7]</sup>,FMS 可作为单系统配置、双系统配置甚至三系统配置。在 IMA 架构里,FMS 可作为 CNS/ATM 机载功能模块里的一个分区。FMS 本身又由多个子功能组成,如导航、飞行计划、航迹预测、飞行引导、性能计算、机组接口、I/O 等,这些子功能也可存在于独立的分区。由于软件分区的目的是为了提提高运行效率和功能分配有效性以及减少软件更改成本和前置时间,必须确保软件结构发生改变,软件分区和模块无需重新进行验证。

基于 IMA 应用软件驻留规则,对 FMS 子功能进行分析,用以设计 FMS 软件分区,根据 DO178B 中对软件等级的描述<sup>[8-9]</sup>,导航功能、飞行计划管理及数据库管理功能软件等级应为 B 级,航迹预测、飞行引导、性能计算功能软件等级应为 C 级。飞行计划管理功能是 FMS 核心功能,飞行计划管理功能中需要进行直飞、偏移等战术型操作,考虑到系统的可用性,需要对飞行计划管理功能进行冗余设计。由于数据库需要实时进行交互,如航路点添加、删除、飞行计划编辑等操作,因此需要设计监视器软件保障数据库完整性。FMS 的导航功能通常存在至少 2 套导航设备,如 VOR/DME 和 DME/DME,当自动调频时,则需对 2 套导航设备的定位数据进行解算,计算误差范围,以进行取舍,因此存在多路表决输出。如上所述,FMS 功能驻留软件分区分析结果如表 2 所示。

根据表 2 的分析结果,对 FMS 功能进行分区设计,分区设计结构如图 3 所示。

表 2 FMS 驻留软件分区分析

Table 2 Partitioning analysis of FMS host software

驻留应用分区因素	FMS 功能					
	导航计算	飞行计划管理	数据库管理	航迹预测	飞行引导	性能计算
驻留应用等级	B	B	B	C	C	C
是否需要冗余设计	否	是	否	否	否	否
是否需要监视器设计	否	否	是	否	否	否
是否存在多路表决输出	是	否	否	否	否	否

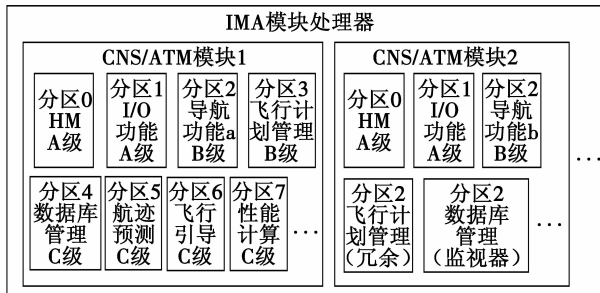


图 3 FMS 软件功能分区设计图

Fig. 3 Partitioning design of FMS software

### 2.3 FMS 驻留软件分区调度与通信

APEX 是符合 ARINC653 标准的应用程序与操作系统之间的 API 接口。应用可通过分区操作系统调用符合 ARINC653 标准的 APEX 服务,包括分区管理、进程管理和时间管理等服务<sup>[10]</sup>。

FMS 驻留软件采用基于时间调度表的分区调度策略,时间调度表的主要作用在于规定各个分区的执行顺序、执行频率以及每次执行的持续时间。基于建立的时间调度表,操作系统顺序循环调度各个分区,保证整个系统正常运行。基于时间调度表的分区调度方法如图 4 所示。

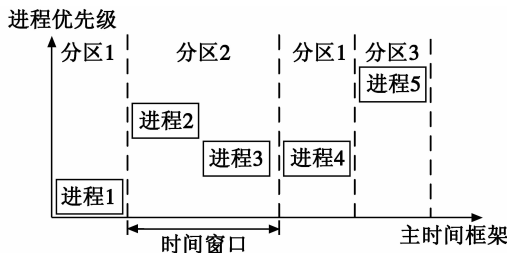


图 4 基于时间调度表的分区调度

Fig. 4 Partitioning scheduling based on time table

FMS 采用 ARINC653 中规定的通用 APEX 接口进行分区间通信,APEX 提供消息、通道和端口来实现分区之间的通信,分区间通信如图 5 所示。其中,A ~ F 分别表示不同的进程,设图 5 中分区 1 为源分区,分区 2 和分区 3 为不同的目标分区,分区 1 中的应用程序进程 A 和 C,通过调用 APEX 函数将数据输出给发送端口,发送端口按照端口通信协议组织数据并发送到通道,通过物理层接口,目标分区 2 的接收端口将接收数

据,最终将数据发送给对应的应用程序进程 D 和 E,从而实现分区间通信功能。

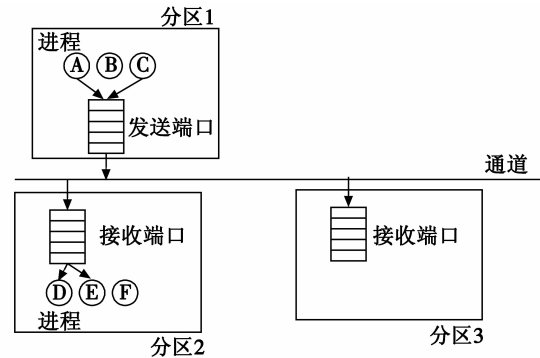


图 5 分区间通信示意图

Fig. 5 Inter-partition communication diagram

此外,分区内各个进程间通信主要使用 APEX 分区操作系统实现。FMS 分区内进程通信可采用 APEX 提供的缓冲、黑板、信号量和事件实现分区内各进程间的通信。

## 3 FMS 核心软件功能设计及系统验证方法

### 3.1 导航功能

导航功能指通过多传感器数据确定飞机当前位置的功能。导航功能可分解为无线电导航台自动调谐功能和位置计算功能。在未装配惯导系统的飞机上,主操作模式为:位置和速度来自导航传感器,航向和高度来自大气航姿系统(ADHRS)。目前国内机载导航传感器为 GPS,DME/DME,VOR/DME(按导航传感器优先级排列),需要解算的无线电导航设备为 DME/DME 或 DME/VOR(要求 DME,VOR 安装在同一个导航台上)。

#### 3.1.1 导航台调谐

目前区域导航主要采用基于陆基无线电导航台(VOR 和 DME)的导航方式,常见的导航方式为 DME/DME 和 VOR/DME。导航台调谐功能是指在飞行过程中,接收合适的地面导航台站信号已完成位置的实时解算。在 FMS 中要求能够满足手动调谐和自动调谐 2 种导航台调谐方式:手动调谐增加飞行员的工作量,影响飞行效率,因此主要采用自动导航调谐;自动导航调谐功能的核心是自动调谐算法的设计。2 种陆基导航方式中,DME/DME 导航精度高于 VOR/DME,因此 DME/DME 导航优先级高于 VOR/DME。自动调谐算法选台规则如下<sup>[11]</sup>:

- 1) 所选导航台必须满足可用性条件,即飞机处于导航台的信号覆盖范围内,且信号的强度足够强;
- 2) 对于 DME/DME 导航方式,所选 2 个 DME 导航台站之间的夹角应在 30° ~ 150°之间,接近 90°为最佳;
- 3) 所选导航台不应频繁切换。

### 3.1.2 无线电位置计算

#### 1) DME/DME 定位计算。

设机载双 DME 接收机接收到飞机当前位置距离对应地面台站的距离分别为  $R_a$  和  $R_b$ , 设 2 个地面台站位置分别  $P_a$  和  $P_b$ , 则定位计算问题转换为求解 2 条位置线的交点, 即分别以  $P_a$  和  $P_b$  为圆心,  $R_a$  和  $R_b$  为半径作圆, 可得 2 个交点, 其中, 距离上次定位较近的交点即为飞机当前位置  $P$ , 如图 6a 所示。

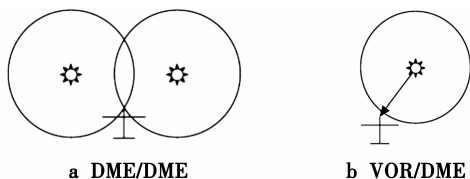


图 6 无线电定位原理图

Fig. 6 Schematic diagram of radio positioning

#### 2) VOR/DME 定位计算。

VOR/DME 是一种测距测角定位模式, 它根据机载 VOR 接收机接收到的飞机当前位置与地面 VOR 台站的磁方位角和机载 DME 接收机的飞机当前位置距离地面 DME 台站的斜距实现飞机的定位, 其中, 地面 VOR 和 DME 台站处于同一个物理位置, 如图 6b 所示。

### 3.2 航迹预测

航线可分解为直航段和转弯航段: 直航段采用大圆航线方法解算, 可求出最短航线; 转弯航段通常采用内切转弯方式, 见图 7。

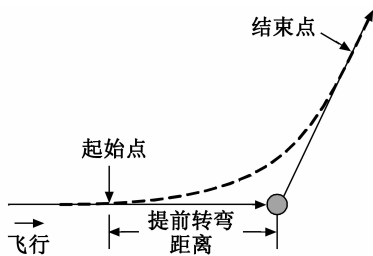


图 7 内切转弯

Fig. 7 Internally tangent turning

飞机沿固定航迹角, 然后内切转弯至目标航迹角, 即实现转弯飞行。内切转弯的转弯半径圆弧与相邻的 2 条航段相切于 2 点, 分别为转弯起始点和结束点。在水平航路航迹预测当中, 具体的转弯起始点、转弯结束点、转弯距离以及转弯半径与飞机的飞行速度、飞机的倾斜角、航迹角的改变量有关。若飞机在航路点的飞行速度不同, 则转弯半径  $R$  以及提前转弯距离  $L$  也不同。算式为

$$R = (V_{gs}^2) / (g \times \tan \phi) \quad (1)$$

$$L = R / \tan(\Delta\varphi/2) + D_{roll} \quad (2)$$

式中:  $V_{gs}$  为转弯时飞机的最大飞行地速, 与转弯处飞机的高度、速度以及风力相关;  $g$  为重力加速度;  $\phi$  为

飞机倾斜角, 根据乘客舒适度与飞机正常飞行性能折衷考虑所得;  $\Delta\varphi$  为航迹角的改变量;  $D_{roll}$  指飞机副翼对改变的响应距离。

### 3.3 飞行引导

飞行引导功能基于导航功能所得的飞机当前位置和航迹预测功能生成完整的待飞航迹, 计算出飞机当前实际位置距离待飞航迹之间的偏航距 (XTE) 和航迹误差角 (TKE), 发送给显示器, 并最终生成横滚指令 (Roll) 发送给自动驾驶仪 (AFCS), 从而引导飞机回归到待飞航迹上。

#### 3.3.1 偏航距和航迹误差角生成

设偏航距为  $\Delta d$ , 航迹误差角为  $\Delta\theta$ 。

##### 1) 飞机在直线航路上。

设当前直线航路的起点经纬度位置为  $A(\lambda_A, \varphi_A)$ , 终点位置为  $B(\lambda_B, \varphi_B)$ , 飞机当前位置为  $C(\lambda_C, \varphi_C)$ , 飞机当前航迹角为  $\varphi_r$ , 如图 8a 所示, 根据 3 点位置, 可计算出  $AB, AC$  和  $BC$  长度, 根据余弦定理可得  $AB$  与  $AC$  夹角  $\theta$ , 即

$$\theta = \arccos\left(\frac{|AB|^2 + |AC|^2 - |BC|^2}{2|AB| \cdot |AC|}\right) \quad (3)$$

则偏航距  $\Delta d = \pm |AC| \cdot \sin \theta$ 。当飞机位于预定航迹右侧时  $\Delta d$  取正, 位于预定航迹左侧时  $\Delta d$  取负。同理可计算  $AB$  航段的预期航迹角  $\varphi_i$ , 则航迹误差角  $\Delta\theta = \varphi_r - \varphi_i$ 。

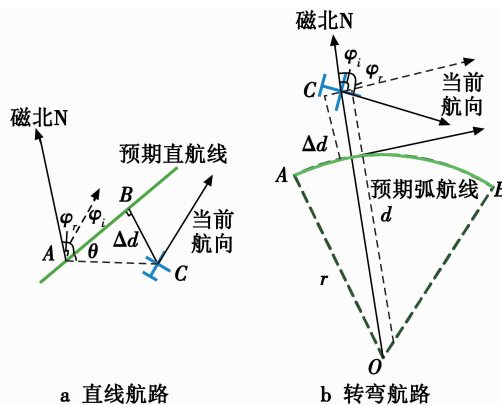


图 8 偏航距和航迹误差角计算示例图

Fig. 8 XTE and TKE computing illustration

##### 2) 飞机在转弯航路上。

设飞机转弯航路起点经纬度位置为  $A(\lambda_A, \varphi_A)$ , 终点位置为  $B(\lambda_B, \varphi_B)$ , 圆心坐标为  $O(\lambda_o, \varphi_o)$ , 转弯半径为  $r$ , 飞机当前位置为  $C(\lambda_C, \varphi_C)$ , 如图 6b 所示, 计算可得当前位置  $C$  到圆心  $O$  的距离  $d$ , 则偏航距  $\Delta d = d - |r|$ 。  $\Delta d > 0$ , 表示飞机在曲线航路的外侧;  $\Delta d < 0$ , 表示飞机在曲线航路的内侧;  $\Delta d = 0$ , 表示飞机刚好在曲线航路上。最后计算航迹误差角  $\Delta\theta$ , 转弯航段的预期航迹角为  $\varphi_i$ , 航迹误差角  $\Delta\theta = \varphi_r - \varphi_i$ 。

### 3.3.2 横滚指令生成

横滚指令的作用在于追踪由直线和曲线航段构成的水平剖面。横滚指令(Roll)是由偏航距(XTE)和航迹误差角(TKE)所驱动的简单控制规则,即

$$C_{\text{Roll}} = G_{\text{XTE}} \times D_{\text{XTE}} + G_{\text{TKE}} \times E_{\text{TKE}} + \phi_n \quad (4)$$

式中: $\phi_n$ 为转弯计划横滚角,对于直线航段, $\phi_n$ 是零,但是对于曲线航段,转弯时的 $\phi_n$ 与飞机转过的角度 $\theta$ 呈线性关系;偏航距增益 $G_{\text{XTE}}$ 、航迹误差角增益 $G_{\text{TKE}}$ 是针对给定机型和飞行控制系统的预期飞机性能特征。

### 3.4 软件测试验证

综合模块化平台下的FMS软件测试应首先对每个单一分区进行测试,FMS每个功能分区应满足RTCA/DO-236C<sup>[12]</sup>最小飞机系统性能标准中的功能和性能需求、内部接口和其他设计约束等要求;其次,将FMS所有单一分区集成起来进行测试,测试FMS各分区之间数据传递是否正常,分区与进程的通信调度是否满足系统性能要求;最后进行系统集成测试,搭建系统集成测试环境,测试FMS的可靠性、完整性、与航电系统之间的兼容性等。FMS驻留软件测试方法如图9所示。

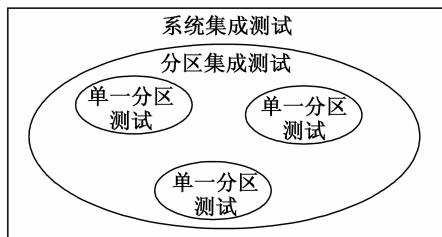


图9 FMS驻留软件测试方法示意图

Fig. 9 Testing method of FMS host software

## 4 总结

本文通过研究综合模块化平台下应用软件驻留规则,参考ARINC702A要求,设计FMS软件功能模块的驻留方案,以及驻留软件的调度和通信方式。在完成FMS软件功能分区的基础上,给出FMS核心功能模块的设计方法和驻留软件测试方法。本文的分区考虑因素还不够全面,有待进一步完善,后续研究将考虑多重

分区因素和系统验证。

### 参考文献

- [1] 林晨,张绍杰,郑红燕,等. IMA操作系统的分区调度研究[C]//中国制导、导航与控制学术会议,2012: 1231-1235.
- [2] 崔西宁,胡林平,叶宏,等. 综合化航空电子系统软件接口研究[J]. 计算机科学,2011,38(2):122-126.
- [3] 刘文,孔德岐. 综合模块化航空电子系统(IMA)适航认证研究[J]. 航空科学技术,2014,25(5):73-76.
- [4] 李骁丹,殷永峰,张弛. 综合模块化航电系统软件技术研究[J]. 航空计算技术,2013,43(3):96-101.
- [5] 王和平,王宁,张联梅. 综合航电开放式软件设计技术[J]. 计算机工程与设计,2009,30(1):4-8.
- [6] 周焯斐,刘艳涛. 民用飞机综合模块化航电系统分区和资源分配的研究[J]. 民用飞机设计与研究,2014,114(3):88-91.
- [7] Radio Inc. ARINC characteristic 702A-3 advanced flight management computer system [EB/OL]. [2006-12-15]. [https://www.arinc.com/cf/store/catalog\\_detail.cfm?item\\_id=699](https://www.arinc.com/cf/store/catalog_detail.cfm?item_id=699).
- [8] 黄志球,徐丙凤,阚双龙,等. 嵌入式机载软件安全性分析标准、方法及工具研究综述[J]. 软件学报,2014,25(2):200-218.
- [9] 徐丙凤,黄志球,胡军,等. 面向适航认证的模型驱动机载软件构件的安全性验证[J]. 航空学报,2012,33(5):796-808.
- [10] 褚文奎,张凤鸣,樊晓光. 综合模块化航空电子系统软件体系结构综述[J]. 航空学报,2009,30(10):1912-1917.
- [11] 马航帅,王丹,孙晓敏. 考虑多因素的RNAV陆基无线电自动选台算法[J]. 电光与控制,2015,22(8):37-42.
- [12] RTCA. DO-236C minimum aviation system performance standards: required navigation performance for area navigation[S]. Washington D. C.: RTCA Inc., 2013.