

民用飞机航电接口正向设计方法研究

李竹* 杨凡

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

摘要: 基于采用综合模块化航电系统的民用飞机,提出了一种由功能接口定义到物理接口定义的机载系统航电接口定义正向设计方法。首先对接口进行了分类定义,阐述了航电接口设计过程与民用飞机全生命周期各研制阶段的对应关系。针对功能接口定义,提出了一种使用 Capella 建模工具的接口设计方法。针对航电接口定义(包括软硬件定义、端口定义和传输数据定义等),提供了设计过程、流程和方法。最后,结合该航电接口定义正向设计方法给出了具体案例供工程实施参考。

关键词: 民用飞机设计;功能接口设计;航电接口设计;综合模块化航电;航电网络配置

中图分类号: V243

文献标识码: A

OSID:



0 引言

民用飞机是一个复杂的系统。一般而言,150 座级的民用飞机的航电接口数量约为 40 万,且接口交联关系为复杂网状结构,涉及的利益攸关方众多。因此,接口设计在民用飞机设计中是一项工作量大且复杂的任务。基于上述原因,依据规范的接口设计过程方法是十分必要的,且接口的设计过程应随民用飞机各设计阶段的推进逐步分阶段开展。

1 概述

根据行业惯例和民用飞机型号研制经验,一般可以把接口分为功能接口和物理接口^[1]。系统功能接口在系统功能分析中产生,用于描述功能之间的交互关系。物理接口是在系统综合设计过程中产生的,描述实现方案中不同物理实体之间的接口关系,本文将物理接口分为航电接口、电气接口和

机械接口,并主要围绕航电接口定义进行研究。航电接口描述的是机载电子设备及其之间传递的信息,包括源端和目的端的软硬件定义、软硬件端口定义、传输方式、传输限制以及数据信息等,对于使用综合模块化航电(integrated modular avionics,简称 IMA)资源的航电接口,还应包含 IMA 资源配置相关信息^[2]。

民用飞机全生命周期一般分为需求与概念论证阶段、初步设计阶段、详细设计阶段、试制与验证阶段和产业化阶段^[3]。在初步设计阶段的总体方案审查门禁点,应完成功能接口定义;初步设计结束时,应完成初步航电接口定义;在详细设计阶段,应依次完成软硬件详细定义、软硬件接口详细定义、交联接口对接和 IMA 资源配置,并最终形成航电接口控制文件;在试制与验证阶段,对少量接口进行优化^[4]。航电接口设计过程与民用飞机研制阶段关系如图 1 所示。

* 通信作者. E-mail: lizhu@comac.cc

引用格式: 李竹,杨凡. 民用飞机航电接口正向设计方法研究[J]. 民用飞机设计与研究,2023(3):70-75. LI Z, YANG F. Research on forward design method for civil aircraft avionics interface [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2023(3):70-75(in Chinese).

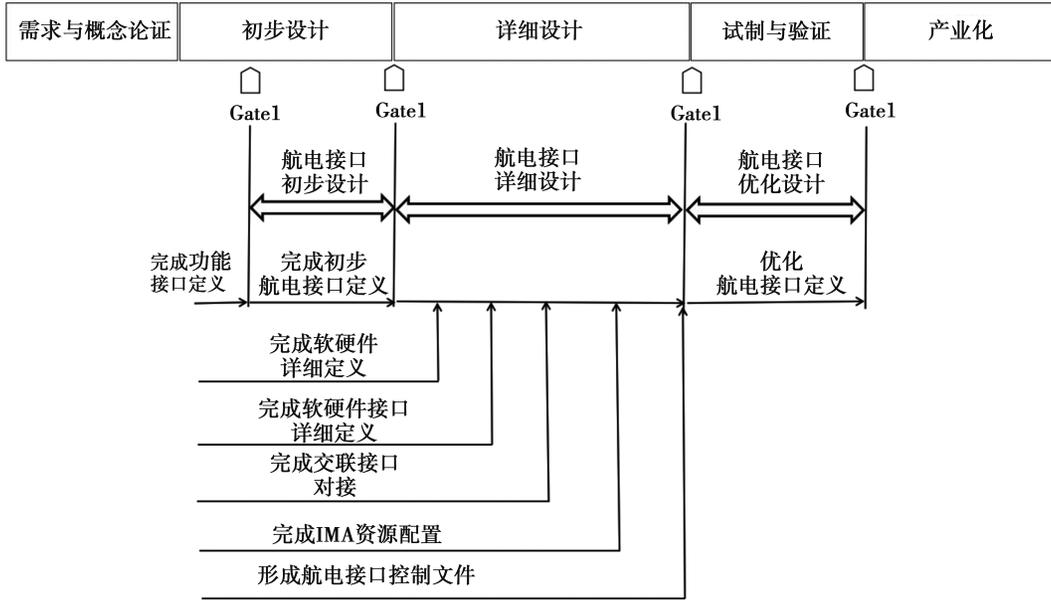


图1 航电接口设计过程与民用飞机研制阶段关系

2 基于架构模型的功能接口定义方法

2.1 基于模型的系统工程(MBSE)

民用飞机作为一个复杂的系统,基于文件的系统工程设计方法很难满足多专业协同和设计方案快速迭代的设计特点,因此基于模型驱动的设计方法已经逐步成为复杂产品的重要方法手段。目前,主流的基于模型的系统工程(model-based systems engineering,简称 MBSE)方法论包括 IBM Harmony SE 方法论、No Magic Grid 方法论和 Thales Arcardia 方法论,对应上述方法论可以使用相应的建模工具。

其中,Thales Arcadia 是 Thales 公司为 Capella 建模语言和工具创建的 MBSE 方法论,并且基于 Thales 公司本身丰富的航电系统研制背景,该方法在民用飞机航电系统建模应用中具有很高的实用性。因此,本文以使用 Capella 建模工具为例,介绍采用 MBSE 方法进行系统建模、捕获功能接口的方法^[5]。

2.2 基于 Capella 建模工具的功能接口定义方法

首先在运行分析(operational analysis)层进行各利益攸关方的需要捕获,将运行实体(operational entity)定义为机载系统、机场、地面设备等物理实体,将运行施动者(operational actor)定义为机组、乘客、地面维修人员等,将运行活动(operational activity)定义为各利益攸关方的具体行为活动,依据上述模型基本元素能够建立运行实体分解图(operational entity breakdown diagram,简称 OEBD)、运行能力图(operational capabilities diagram,简称 OCB)、运行活动分解图(operational activity breakdown diagram,简称 OABD)、运行活动交互图(operational activity interaction diagram,简称 OAIB)、运行活动场景(operational activity scenario,简称 OAS)、运行架构图(operational architecture diagram,简称 OAB)、运行角色图(operational role diagram,简称 ORB)和运行实体场景(operational entity scenario,简称 OES)来建立各利益攸关方、运行活动、运行能力及其之间的关系,以及运行场景的模型。

通过运行分析层建模捕获确定利益攸关方、运行活动、运行能力和运行场景后,在系统分析(system analysis)层通过建立使命能力图(mission and/or capability blank diagram),定义待设计系统的系统能力,以及系统能力与系统使命之间的关系。其中 Actor 代表各利益攸关方,Capability 代表利益攸关方具备的能力,Actor 和 Capability 都可以由运行分析层模型继承得到。之后定义系统场景,即识别和说明待设计系统的使用场景,在场景定义过程中捕获待设计系统的飞机级功能,将飞机级功能分解获得系统、子系统及以下层级功能,同时建立功能交互(functional exchange)获得各利益攸关方的功能接口。定义使用场景可通过 ES 图实现,功能分解及追溯关系建立可以通过 SFBD 图实现。系统分析层模型中待设计系统、相关利益攸关方、功能和功能接口可以通过系统功能分解图(system functional breakdown diagram,简称

称 SFBD)、系统功能数据流空白图(system function dataflow blank diagram,简称 SDFB)、功能场景(functional scenario,简称 FS)和系统架构图(system architecture diagram,简称 SAB)模型体现。

逻辑架构层建模的主要目的是对系统内部的冗余架构进行定义,并初步明确各内部模型之间的接口关系。在逻辑分析(logical analysis)层主要考虑系统架构的冗余设计,建立逻辑组件(logical component)代表子系统、设备、软件和软件模块,按照冗余架构将从系统分析层继承的最底层级功能进行分解,并分配给相应逻辑组件,同时建立功能交互关系。至此,能够得到考虑系统冗余架构的功能接口定义,具体定义内容应包含功能名称、功能编号、功能设计保证等级(functional design assurance level,简称 FDAL)、所属航空运输协会(air transport association,简称 ATA)章节、所属系统名称和所属逻辑组件等,以及两功能之间的功能交互内容。

3 航电接口定义方法

3.1 航电接口初步定义

航电接口初步定义的主要目的是将功能接口定义中以功能为对象的源端和目的端转化为物理组件(包括软件和硬件),同时将抽象的功能交互内容转化为具有实际物理意义的参数定义,形成初步航电接口定义。

航电接口初步定义可在功能接口架构模型的基础上,继续使用 Capella 建模工具搭建物理架构层模型,从而实现功能接口设计到航电接口设计的过程转换。首先根据逻辑组件及其承载功能,并结合物理实现可行性搭建物理组件(Node PC),每个物理组件可以代表硬件设备、软件或软件模块等单独的物理实体,并将相应的逻辑组件分配到物理组件上。在此基础上通过建立物理端口(physical port)和物理链路(physical link),实现端口及端口类型(如 A664、A429、A825 或 Ethernet)等的定义;之后,将功能交互转化为参数,具体参数定义的属性应包含参数名称、数据类型、单位、功能范围最小值(functional range minimum)、功能范围最大值(functional range maximum)、满量程最大值(full scale range maximum)、满量程最小值(full scale range minimum)、正值含义(positive sense)、负值含义(negative sense)、缺省值(default value)、真值状态(true state)及假值状态

(false state)等。

3.2 航电接口详细定义

航电接口详细定义首先应根据前期系统架构设计结果进行详细地硬件和软件定义^[6]。对于采用 IMA 系统架构的民用飞机,硬件一般包含 IMA 成员系统航线可更换单元(line replaceable unit,简称 LRU)和非 IMA 成员系统 LRU,以及 IMA 系统的计算机、交换机和接口转换单元^[7];软件根据是否驻留在 IMA 系统计算机内以及是否使用 IMA 系统传输和转换资源,可以分为驻留功能(除驻留应用之外的使用 IMA 资源的 IMA 成员系统软件)、驻留应用(驻留在 IMA 系统内的软件)和普通应用(不使用 IMA 资源)^[8]。硬件的定义属性包含名称、完整性、IDAL 和安装位置等,对于具备 A664 端口的硬件还应定义端系统相关属性,如通道类型(channel type)、高完整性(high integrity)、存储量(memory)、技术延迟(tech latency)。软件的定义属性包含名称和所属硬件等^[9]。

在系统详细设计阶段,主制造商与供应商协同设计,确定物理端口和软件端口,并依据各类通信协议消息格式定义各系统输出和输入消息。物理端口定义的属性一般包含硬件端口名称、方向、传输介质、速率、信号冗余度等。软件端口定义的属性一般包含软件端口名称、方向、刷新率、采样周期和活动超时(activity timeout)等。

数据载荷信息定义应依据相应通信协议将参数按协议规定格式定义。如 A429 协议数据采用 32 位的 A429 word,且应具备标号(label)、源/目的标识(source destination index,简称 SDI)、符号状态位(sign status matrix,简称 SSM)和奇偶位(parity);A664 协议数据的 A664 Message 应采用功能状态集(function status set,简称 FSS)和数据集(data set,简称 DS)数据结构。数据载荷中具体参数的属性定义可参考 3.1 节中内容。除此以外,根据端口通信协议类型的不同,会存在定义属性差异,如对于 A429 物理端口应定义比特速率(bit rate),这是由 ARINC429 Part1 中 Timing Related Elements 规范决定的,A429 Bit Rate 分为高速(high speed,即 $100 \text{ kb/s} \pm 1\%$)和低速(low speed,即 $12.0 \sim 14.5 \text{ kb/s}$),对于控制器局域网络总线软件端口(CAN bus software port)应定义消息协议类型,比如机载维护(onboard maintenance system,简称 OMS)、参数(parametric)或控制局域网络文件传输(CAN file transfer)。

上述工作完成后,由民用飞机系统设计和供应商管理复杂性决定,建议由输入端系统选取对应输出端,经由双方确认信息后确定交联关系。对于使用 IMA 资源的系统,形成的航电接口控制文件内容作为 IMA 计算资源、转换资源和传输资源配置输入^[10],经过资源配置工具自动分配虚拟链路(virtual links)、网关(remote gateway)、互联网协议地址(IP address)、媒体存取控制位址(Mac address)和传输路径(transition path)等^[11]。

最终形成的完整的航电接口控制文件通过相关转换工具,转换为二进制形式的飞机可加载部件加载到飞机上,以实现系统间的信息传输。

本文提供一种通用的航电接口控制文件数据结构,即按照硬件/物理端口、软件(分为驻留应用、驻留功能和普通应用)/逻辑端口/数据载荷、数据库定义、总线定义、数据转换定义、网关定义、虚拟链路定义和分组定义结构。

其中,硬件部分定义硬件和硬件端口;驻留功能、驻留应用和普通应用部分定义软件、逻辑端口和输入/输出数据载荷信息等;数据库部分定义相应的数据库信息;总线部分定义硬件端口交联关系;转换功能部分定义数据转换关系;网关部分定义网关数据信息;虚拟链路部分定义虚拟链路信息;组别部分定义隔离分组要求。

4 航电接口定义方法应用

本章以导航系统与显示系统的航电接口定义为例,采用本文提供的 Capella 建模方法,将导航系统的“提供 GPWS 语音和视觉告警”和显示系统的“提供机组告警”功能向下分解。假设提供 GPWS 语音和视觉告警功能应具备三种模式,提供机组告警功能分解得到提供告警状态激活功能和其他与示例无关功能,得到的功能交互模型和功能分配模型如图 2 和图 3 所示。

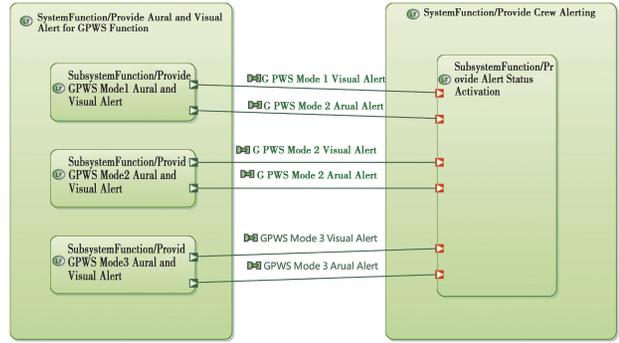


图 2 功能分解模型示例

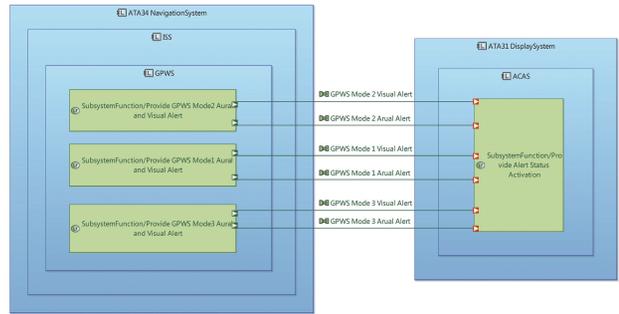


图 3 功能分配模型示例

并且可以通过 Capella 工具导出功能接口信息,形成功能接口控制文件。

之后通过第 3 章中提供的方法,将抽象的功能接口定义转换为具有物理实现意义的航电接口定义。上述示例的简要航电接口定义如表 1 所示。

在实际工程中,航电接口控制文件一般采用可扩展标记语言(XML)形式,按照硬件/硬件端口、软件/软件端口/数据载荷数据结构。

根据本文的航电接口定义形式,某大型民用飞机航电各系统及全机最终形成的航电接口定义数量如表 2 所示。

由表中数据可以发现民用飞机航电接口定义数据量大、复杂度高,全机各系统应采用规范的航电接口定义方法才能达到接口协调一致。

表 1 航电接口简化示例

参数名称	数据类型	数据大小/b	传输时间/ms	计算延迟/ms	完整性
ALERT_SINKRATE_CAUTION	DIS	1	200	441	1.0×10 ⁻⁵ -Major
MODE1_WARNING	DIS	1	200	441	1.0×10 ⁻⁵ -Major

表1(续)

参数名称	数据类型	数据大小/b	传输时间/ms	计算延迟/ms	完整性
ALERT_MODE2_ CAUTION	DIS	1	200	441	1.0×10^{-5} -Major
ALERT_MODE2_ WARNING	DIS	1	200	441	1.0×10^{-5} -Major
ALERT_ DONT_SINK_CAUTION	DIS	1	200	441	1.0×10^{-5} -Major
ALERT_TOOLOW_GEAR_ CAUTION	DIS	1	200	441	1.0×10^{-5} -Major

表 2 某民用飞机航电接口数量分析

系统名称	硬件数量	硬件端口数量	软件数量	软件端口数量	收/发参数数量
ATA23 COM	16	88	21	461	9 538
ATA31 Display	20	142	38	4 278	58 564
ATA31 FRS	5	34	5	381	9 213
ATA34 ADS	4	25	4	25	25
ATA34 FMS	0	0	10	474	5 540
ATA34 ICAO	2	48	2	48	48
ATA34 IRS	3	15	3	87	1 422
ATA34 ISS	10	20	10	563	2 076
ATA34 NAV	10	60	10	226	3 082
ATA42 IMA	28	684	87	3 822	74 603
ATA45 OMS	3	10	17	1 234	27 122
ATA46 IS	2	21	2	903	61 417
Aircraft	256	1 570	367	18 345	345 362

5 结论

本文提供的航电接口定义正向设计方法符合系统工程 N-F-R-P 正向设计过程,并且结合实际工程经验,具有可实施性和可操作性,能够应用于民用飞机机载系统设计中。

参考文献:

- [1] LOUADAH H, CHAMPAGNE R, LABICHE Y, et al. A data extraction process for avionics systems' interface specifications[J]//2016 4th International Conference on Model-Driven Engineering and Software Development (MODELSWARD), February 19-21, 2016, Rome, Italy. [S.l.]:IEEE, 2016: 544-554.
- [2] SPITZER R. Digital avionics handbook[M]. Boca Raton: CRC Press, 2000: 9-26.
- [3] 贺东风, 赵越让, 郭博智, 等. 中国商用飞机有限责任公司系统工程手册[M]. 第 3 版. 上海: 上海交通大学出版社, 2019: 42-53.
- [4] BLANCHARD B S, BLYLER J E. System engineering management[M]. 5th ed. New Jersey: John Wiley & Sons Inc, 2016: 53-124.
- [5] ARNOULD V. Using model-driven approach for engineering the System Engineering System[C]//2018 13th Annual Conference on System of Systems Engineering (SoSE), June 19-22, 2018, Paris, France. [S.l.]: IEEE, 2018:608-614.
- [6] CLOUTE F, CONTENSOU J N, ESTEVE D, et al.

- Hardware/software co-design of an avionics communication protocol interface system; an industrial case study [C]//Proceedings of the Seventh International Workshop on Hardware/Software Codesign(CODES'99). [S.l.]: IEEE, 1999: 48-52.
- [7] HALLE M, THIELECKE F. Bus network architecture and technology optimisation for avionic systems [C]// IEEE /AIAA Digital Avionics Systems Conference (DASC). [S.l. :s. n.], 2020:1-8.
- [8] PAENG B J, HA O K, JUN Y K. Software tool for integrating configuration data of ARINC 653 operating systems[C]//Proceedings of the 2015 8th International Conference on Grid and Distributed Computing (GDC). [S.l. :s. n.],2015: 20-23.
- [9] PAULJ V. Project (HIDA)-high speed communication interface for distributed avionics design of switching software for the implementation AFDX protocol[J]. International Journal of Science and Research (IJSR), 2016,5 (5):2198-2205.
- [10] WATKINS C B. Integrated modular avionics; Managing the allocation of shared intersystem resources [C] // 2006 IEEE /AIAA 25th Digital Avionics Systems Conference. [S.l.]:IEEE, 2007:1-12.
- [11] CHAMPEAUX P B, FAURA D, GATTI M. A distributed avionics communication network[C]//2016 46th Annual IEEE/IFIP International Conference on Dependable Systems and Networks Workshop (DSN-W). [S.l.]: IEEE, 2016:206-209.

作者简介

李竹女,硕士,工程师。主要研究方向:航电系统设计。

E-mail: lizhu@comac.cc

杨凡男,硕士。主要研究方向:航电系统设计。E-mail:

yangfan14@comac.cc

Research on forward design method for civil aircraft avionics interface

LI Zhu * YANG Fan

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

Abstract: This paper provides a forward design process of avionics interface definition for civil aircraft using integrated modular avionics, which is from functional interface definition to physical interface definition. This paper first defines the interface category and expounds the corresponding relationship between the avionics interface design process and the development stages of civil aircraft in the whole life cycle. For functional interface definition, an interface design method using modeling tool Capella was proposed. For avionics interface definition (including hardware and software definition, port definition, transmitted data definition and etc.), the design procedure, process and method were provided. At the end of the paper, combined with the forward design method of the avionics interface definition, a specific case was given for engineering implementation reference.

Keywords: aircraft design; function interface design; avionics interface design; integrated modular avionics; avionics network configuration

* Corresponding author. E-mail: lizhu@comac.cc