



目 录

CIRP202105001: 基于试飞数据的统计分析模型建立.....	2
CIRP202105002: 全静压探头非定常流动 CFD 技术研究.....	4
CIRP202105003: 飞机侧滑角信号估计融合算法研究.....	6
CIRP202105004: 飞机自动着陆控制律蒙特卡洛仿真算法和工具.....	8
CIRP202105005: 灭火任务辅助投放算法研究.....	10
CIRP202106001: 灭火环境仿真、灭火效能与灭火操纵稳定性研究.....	12
CIRP202107001: IMA 系统安全性分析方法及工具研究.....	16
CIRP202107002: 高完整性传输协议和时间管理研究.....	18
CIRP202111001: 自动着陆系统的控制律设计与分析.....	20
CIRP202111002: ARINC 424 航段类型间的过渡飞行轨迹预测及导引技术研究.....	26
CIRP202112001: 飞机机动载荷减缓地面风洞试验验证控制系统.....	29

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



CIRP202105001：基于试飞数据的统计分析模型建立

1 项目背景

基于统计分析模型开展目标预测值与试飞结果的相关性分析，且每架机的试飞工况点并不完全一样，如何选择试飞工况点以及不同试飞工况下的预测结果作为统计分析样本，建立相应统计分析模型，进行预测到试飞的相关性分析是本项目的重点工作。

2 项目目标与技术指标

2.1 项目目标

- a) 建立样本选取准则；
- b) 建立基于预测结果的统计分析模型；
- c) 建立预测到试飞的关联。

2.2 技术指标

基于样本建立统计分析模型，完成预测到试飞的相关性分析，实现预测与试飞的差量在 30ft 以内。

3 项目内容

a) 建立样本选取准则

结合数理统计知识，进行试飞参数辨识，建立样本选取准则。

b) 建立统计分析模型

基于选取的样本，建立统计分析数学模型。

c) 预测到试飞的相关性分析

基于统计分析数学模型计算结果，开展预测值与试飞结果的分析，可设置工程系数用于模型修正。

4 预期成果及验收标准

- a) 样本选取准则报告；
- b) 统计分析模型；
- c) 预测到试飞的相关性分析报告。

5 项目阶段计划

项目研究周期：3 个月。

阶段 1 (1 month): 完成样本选取准则报告；

阶段 2 (1 months): 完成统计分析模型建立；

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



阶段 3 (1 months): 完成预测到试飞的相关性分析报告, 以及项目总结。

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密, 未经中国商用飞机有限责任公司批准, 不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中, 用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)

CIRP202105002：全静压探头非定常流动 CFD 技术研究

1 项目背景

全静压探头在大侧滑角时（如图 1， α 超过 10° ），静压孔所处的探头圆柱段（如图 2），会表现出圆柱绕流特征，如分离、转捩、涡脱落等。根据调研，对于圆柱体绕流，不管是流场时均值还是瞬态值，非定常 CFD 流场解都与试验测量值吻合较好，而定常 CFD 方法求解出来的时均值与试验值偏离较大。因此，需开展非定常 CFD 技术研究，提高全静压探头压力分布预测精度。

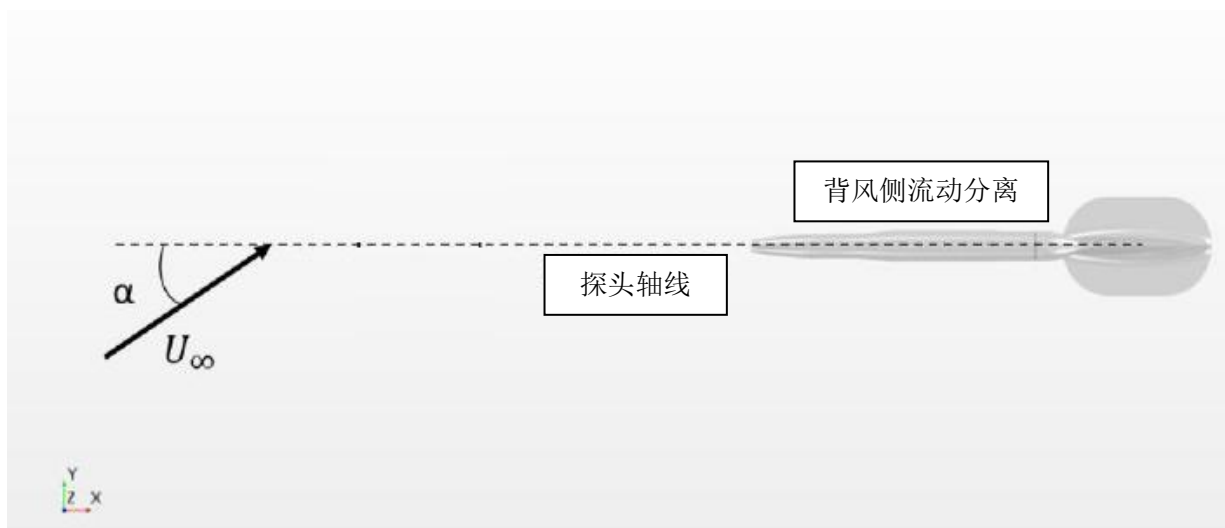


图 1 气流来流方向

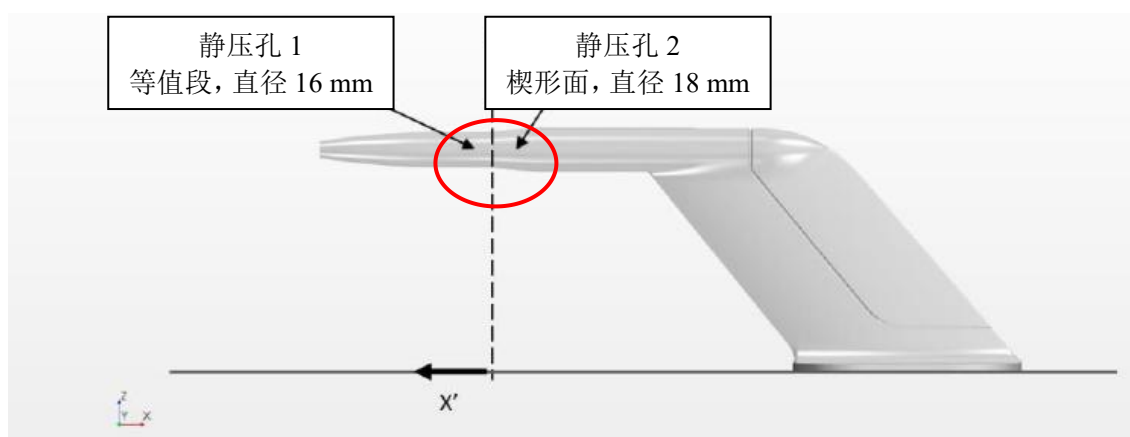


图 2 计算用探头模型

2 项目目标与技术指标

2.1 项目目标

开展非定常 CFD 计算技术研究，建立针对全静压探头构型的非定常数值模拟流程。

2.2 技术指标

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



全静压探头 CFD 计算与风洞试验结果绝对值差量小于 5%或压力随角度变化的差量小于 5%;

3 项目内容

- a) 完成全静压探头非定常 CFD 计算技术研究,包括但不限于网格拓扑设计、网格无关性分析、边界条件设置、非定常流场求解参数设置、计算收敛控制等;
- b) 开展不同 Ma 数、侧滑角下的全静压探头非定常流动预测,完成探头静压数据处理、探头表面以及附近空间流场分析,给出非定常流动对探头静压测量的影响,并与风洞试验对比,验证非定常 CFD 计算方法精度;

4 预期成果及验收标准

- a) 全静压探头非定常 CFD 计算网格,网格质量满足计算精度要求;
- b) 全静压探头非定常 CFD 计算方法,包括边界条件设置、参数设置、收敛控制等。

5 项目阶段计划

项目研究周期: 3 个月。

阶段 1 (1 month): 完成项目实施方案评审;

阶段 2 (1 months): 完成全静压探头非定常流动 CFD 计算技术研究;完成全静压探头非定常 CFD 计算气动建模、CFD 计算测试、CFD 计算参数调试、非定常流动分析等,确定全静压探头非定常流动 CFD 计算方法;

阶段 3 (1 months): 完成全静压探头非定常 CFD 计算与风洞试验对比分析报告,以及项目总结。

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密,未经中国商用飞机有限责任公司批准,不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中,用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



CIRP202105003: 飞机侧滑角信号估计融合算法研究

1 项目背景

XX 型飞机横航向 P-Beta 控制律提供侧滑角限制功能，即脚蹬控制飞机的最大侧滑角，满脚蹬操纵时飞机的侧滑角也最大。根据设计要求，XX 型飞机在正常模式控制律（滚转角 33° 内）实现横向中立静稳定性。为了保证飞行的安全性，专用条件要求在横向中立静稳定的情况下，在无意侧滑时给飞行员提供适当的指示。因此，需要准确的侧滑角估算结果提供给显示系统进行侧滑显示，同时作为横向 P-Beta 控制律侧滑角输入的参考值。已有型号经验表明侧滑角传感器动态特性差，且惯导估算信号稳态误差较大，如何保证飞机侧滑角信号安全性与精度要求，是目前型号面临的突出问题，也是影响 P-Beta 控制律能否应用的关键问题。

2 项目目标与技术指标

2.1 项目目标

- a) 侧滑角传感器安装方案；
- b) 侧滑角信号估算方法；
- c) 基于给定试飞数据的侧滑角信号精度验证。

2.2 技术指标

- a) 侧滑角传感器测量精度小于 ± 0.25 度；
- b) 侧滑角精度满足 ± 0.5 度要求。

3 项目内容

a) 开展侧滑角安装方案研究

- 1) 搜集国际上各类机构、公司的侧滑角安装方案及精度能力，给出综合评级 A 级借鉴方向。
- 2) 基于国际现状，综合各类机构、公司的安装方案，提出自主适用的侧滑角及安装方案。

b) 开展侧滑角估算方案研究

- 1) 基于国际现状，收集各类机构、公司及高校、学者的侧滑角估算方案，给出综合评价及借鉴方向。
- 2) 综合各类方案，提出适用的侧滑角估算方案，并验证满足技术指标中涉及到的精度要求。

4 预期成果及验收标准

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



- a) 侧滑角传感器及安装方案，侧滑角传感器测量精度小于 ± 0.25 度；
- b) 侧滑角信号估计算法，侧滑角精度满足 ± 0.5 度要求。

5 项目阶段计划

项目研究周期：12 个月。

阶段 1 (3 months): 国际调研综合评价与借鉴方向报告；

阶段 2 (2 months): 侧滑角传感器安装方案及论证报告；

阶段 3 (4months): 侧滑角信号估计融合算法和技术报告；

阶段 4 (1months): 侧滑角信号估计融合算法模型及基于给定试飞数据，验证侧滑角精度满足 ± 0.5 度要求技术报告；

阶段 5 (2 months): 课题总结。

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



CIRP202105004：飞机自动着陆控制律蒙特卡洛仿真算法和工具

1 项目背景

自动飞行控制律是飞机重要技术之一，自动着陆控制律蒙特卡洛仿真技术为子技术，目前尚缺相关算法和工具。

2 项目目标与技术指标

2.1 项目目标

完成自动着陆控制律设计、模型开发以及蒙特卡洛仿真算法设计和工具开发。

2.2 技术指标

- a) 考虑 25kn 正侧风情况下，飞机能够安全自动着陆落地；
- b) 考虑 25kn 正侧风情况下，自动着陆接地时下降率不超 5ft/sec，滚转角不超 5 度，不允许擦尾；
- c) 稳定大气环境下，自动油门速度保持 ± 5 kn 以内；
- d) 蒙特卡洛仿真分析必须满足 CS-AWO131(c)的要求。

3 项目内容

- a) 开展自动着陆控制律架构设计、控制律设计、模型开发与集成；
- b) 开展自动着陆控制律测试与分析；
- c) 开展蒙特卡洛算法设计；
- a) 开展自动着陆蒙特卡洛仿真分析；
- b) 完成蒙特卡洛仿真分析工具开发。

4 预期成果及验收标准

- a) 自动着陆控制律及 Simulink 模型 1 套；
- b) 蒙特卡洛算法及仿真工具 1 套。
- c) 验收满足 3.2 章节技术指标的要求。

5 项目阶段计划

项目研究周期：15 个月。

阶段 1 (3 months): 自动着陆控制律架构设计、控制律设计；

阶段 2 (5 months): 自动着陆控制律模型开发与集成；

阶段 3 (2 months): 自动着陆控制律仿真分析；侧滑角信号估计融合算法和技术报告；

阶段 4 (2 months): 完成自动着陆控制律蒙特卡洛仿真分析；

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



阶段 5 (2 months): 完成自动着陆蒙特卡洛仿真工具开发;

阶段 6 (1 months): 项目结题验收。

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密, 未经中国商用飞机有限责任公司批准, 不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中, 用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



CIRP202105005：灭火任务辅助投放算法研究

1 项目背景

2019 年 11 月，中央政治局第十九次集体学习时指出，应急管理是国家治理体系和治理能力的重要组成部分，承担防范化解重大安全风险、及时应对处置各类灾害事故的重要职责，担负保护人民群众生命财产安全和维护社会稳定的重要使命。充分发挥我国应急管理体系特色和优势，借鉴国外应急管理有益做法，加强航空应急救援能力建设，加大先进适用装备的配备力度，以信息化推进我国应急管理体系和能力现代化。

《国家森林防火规划（2016-2025 年）》提出用于森林航空消防能力建设投资 44.59 亿元，森林航空消防飞行补助费 105 亿元，航站地面保障补助 3.94 亿元；《森林航空消防工程建设标准》提出新建全功能林业航站 25 个，在现有航站拓展建设林业机场 20 处，改造升级林业机场 17 个，森林航空护林业务范围由现在的 19 个省拓展到 28 个省，航空消防覆盖率由 54.1% 提高到 90%。

在我国经济步入高质量发展新阶段，国家应急管理体系亟需提升应急救援装备的现代化建设，特别是航空应急救援装备，以提升应对突发事件的快速响应能力、资源投送能力。

基于此，开展灭火任务辅助投放算法研究。

2 项目目标与技术指标

2.1 项目目标

通过开展灭火任务辅助投放算法研究，收集、研究国内外辅助投放的研究成果及相关标准和规范，发掘并联合外部资源（有关科研院所及生产厂商），研究根据火场位置、形状、地貌等因素，依计划的飞行速度、航向、投水高度和喷洒速度，为达到预期的覆盖面积和单位落地水量，计算出理论的投放点，帮忙灭火机取得较好的灭火效果。

2.2 技术指标

a) 灭火任务辅助投放算法；

根据火场位置、形状、地貌等因素，依计划的飞行速度、航向、投水高度和喷洒速度，为达到预期的覆盖面积和单位落地水量，计算出理论的投放点。

b) 技术成熟度从现在的 TRL0 级提升至 TRL3 级。

3 项目内容

拟解决的关键技术：

通过对影响灭火剂覆盖面积和单位落地水量等因素的研究，提出一种灭火任务辅助投放算

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



法，可计算出理论的投放点，帮助灭火机取得较好的灭火效果。

4 预期成果及验收标准

灭火机灭火任务辅助投放算法研究报告 1 份，通过专家评审。

5 项目阶段计划

项目研究周期：18 个月。

阶段 1 (3 months):

本阶段主要针对国内外辅助投放研究成果进行调研。

交付物：辅助投放研究调研报告 1 份。

阶段 2 (2 months):

本阶段主要针对影响灭火效果的外部因素进行研究。

交付物：影响灭火效果外部研究报告 1 份。

阶段 3 (7 months):

本阶段主要针对灭火任务辅助投放算法进行研究。

交付物：灭火任务辅助投放算法研究报告 1 份。

阶段 4 (6 months):

本阶段主要针对灭火任务辅助投放算法进行仿真评估。

交付物：灭火任务辅助投放算法仿真评估报告 1 份。

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



CIRP202106001：灭火环境仿真、灭火效能与灭火操纵稳定性研究

1 项目背景

我国地域辽阔，森林草原分布较广，为自然生态环境带来了优质资源，但是也面临极大的森林草原消防压力，尤其是在东北大兴安岭地区和云贵川地区，是我国森林草原火灾高危区域，然而，我国航空消防装备建设还处于起步阶段，市场上的灭火器还是以直升机为主，缺少大型固定翼飞机。虽然直升机飞行速度慢，能够悬停作业，但直升机航程有限，调运能力有限，急需大型固定翼灭火机的使用。

由于国内固定翼飞机消防灭火救援仍处于起步阶段，为了研制一款具有高效灭火能力、良好的安全性、可靠性的灭火器，需要开展灭火环境仿真研究、灭火效能研究、灭火操纵稳定性研究，掌握火场上方温度场、气流场、空气成分数据，灭火剂投放参数、灭火喷口形状及方向设计参数、作业场景下的操稳策略等关键技术，可以实现监控火场环境、指导制定灭火策略，参与森林、草原等火灾的扑救。

2 项目目标与技术指标

2.1 项目目标

- a) 形成火场环境（包括压强、温度、密度、热辐射、上升气流、能见度、CO 浓度、O₂ 浓度、地理地势、风向等）对飞机飞行作业的影响研究，建立综合安全飞行边界；
- b) 完成灭火剂的投放效能研究：完成灭火剂投放过程中飞行速度、投水高度和喷洒速度，以及灭火带厚度、宽度、长度等参数数值模拟和仿真，完成飞行参数及灭火剂投放参数对灭火效能的影响分析；完成灭火投放喷口的形状设计对投放效果的影响研究；
- c) 开展灭火器适航认证所需的操稳相关技术研究，对灭火剂投放前后重量重心剧烈变的问题开展研究，通过模拟试验、仿真计算等方式，建立灭火器作业场景下的操纵模式。通过理论分析，对喷射反作用力及喷口方向对飞机操纵稳定性的影响进行研究。

2.2 技术指标

- a) 飞机安全飞行边界；
- b) 灭火器飞行作业高度、速度参数；灭火剂的厚度、宽度、长度；灭火喷口的形状设计参数；灭火效能分析和试验验证结果；
- c) 灭火作业场景下的操稳输入。

3 项目内容

项目研究内容主要包含三个方面：典型火场环境仿真研究、灭火效能评估研究、灭火操纵

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



稳定性研究。

a) 典型火场环境仿真研究；

研究的主要方向和开展的工作包括：

1) 典型火场气流模拟与分析

通过调研，对典型火场进行流场建模与仿真，分析平行于火场边缘（火头或两侧）100ft 范围内的上空空气状态（压强、温度、密度、组分）、气流情况（湍流、风）及烟雾情况（能见度）。

b) 灭火效能评估研究

研究的主要方向和开展的工作包括：

1) 灭火剂种类及分布与灭火效能的关系研究

通过调研、统计分析和结合所选灭火剂进行试验等手段，构建和确定表征综合灭火效能的指标参数，研究灭火剂种类、厚度、宽度、长度与飞机灭火效能的关系。

2) 灭火剂投放运动仿真及灭火效能评估研究

通过对“水箱增压排水射流——离开水箱后的自由重力射流——Plateau-Rayleigh 射流失稳——离散相液滴降落”的复杂物理过程进行分解，计入火场热环境的影响，构建计算模型和方法，开展数值模拟。通过理论分析和仿真等方式，研究灭火器在不同飞行速度、飞行高度、不同喷洒模式、不同灭火剂配比浓度、不同喷口形状和不同喷口速度下投放灭火剂后，灭火剂在地面形成的灭火剂分布（厚度、宽度、长度）情况，建立飞机六种不同参数与地面灭火剂分布情况的关系，并根据（1）的研究结果，进一步对飞机在六种不同参数下进行灭火效能评估。

3) 灭火效能的评估修正与试验验证

实际每一次的灭火剂投放均存在较大的不确定因素（火场环境、飞行状态、飞行员驾驶人为因素等），实际效能（有效利用率、精准性）将与某一特定状态下的运动仿真结果存在较大偏差，因此需要对以上不确定因素进行理论或统计学分析，对投水落水的复杂过程进行力学分析，在合理的近似简化下构建含有待定参数的理论模型，利用模拟仿真结果拟合定量关系，形成解析形式的工程估算模型，完成对（3）的结果的修正；（若有条件）试验（缩比试验或真实试验）进行验证和迭代修正，最终建立真实灭火场景下飞机的灭火效能评估。

4) 飞机飞行和排水方案设计指导研究

从灭火效能指标出发，利用理论模型反演推算，指导飞机飞行和水箱增压排水的相关设计要求：保持灭火效能指标最优的飞行速度、飞行高度、喷洒模式、灭火剂配比浓度、喷口形状

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



和喷口速度等。

c) 灭火操纵稳定性研究

研究的主要方向和开展的工作包括：

1) 灭火时重量重心操稳特性及操稳边界研究

重量重心控制的核心，是控制灭火剂投放前后重心变化幅度。通过合理规划与权衡灭火剂存储装载的设计与布置、灭火剂投放前后重心变化幅度以及故障模式下的装载平衡三者之间的关系，达到最优的重量重心设计方案，为灭火机的操纵稳定性打下基础。

灭火机在低空空投灭火剂前后，势必导致飞机重量、重心以及转动惯量短时间内快速变化，飞机容易导致失速，飞行员需及时推杆操纵，推杆过大飞机容易近地俯冲。通过理论分析、仿真计算和模拟试验等方式，确定灭火机作业场景下的操稳特性，建立飞机灭火时的操作稳定的边界。

2) 灭火时喷射反作用力操稳特性及操稳边界研究

灭火机在执行灭火任务时，除重量重心的变化外，喷口处还存在较大的反推力，对飞机的操纵稳定性造成很大的影响。通过理论研究和模拟仿真的方法，对喷口的反作用力及反作用力对飞机操稳的影响进行研究，分析并建立飞机在喷射反作用力下操作稳定的边界，并指喷洒系统喷口方向的设计。

3) 灭火作业数字虚拟飞行仿真及操稳边界研究

结合对灭火作业过程中驾驶员操纵模型进行研究，对灭火作业进行不同喷洒模式下数字虚拟飞行仿真，研究不同喷洒状态下飞机的飞行状态参数响应，分析飞机的操纵稳定特性，并建立飞机安全操纵边界。

4 预期成果及验收标准

通过开展灭火环境仿真研究、灭火效能研究、灭火喷口形状设计研究、灭火操纵稳定性研究，掌握火场上方温度场、气流场、空气成分数据，建立火场三维测绘模型，建立火场环境下飞机安全作业包线；完成灭火剂投放参数（灭火剂宽度、灭火剂厚度、灭火剂长度）、灭火机飞行高度、飞行速度等对灭火效果的影响分析及试验验证；通过比对不同灭火喷口形状设计方案，完成最佳灭火效能的喷口形状设计；灭火机作业场景下的操稳策略制定与适航符合性验证等关键技术。

验收标准按照项目交付物及相应时间节点开展验收。

5 项目阶段计划

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



项目研究周期: 20 个月阶段 1 (3 months): 完成火场环境建模及仿真模拟分析和灭火剂投放过程建模及运动仿真,

重量重心初步计算与预测报告;

阶段 2 (2 months): 完成火场环境对飞机飞行影响研究报告, 灭火作业灭火剂投放运动过程仿真建模, 修正在喷洒灭火剂的过程中的重量重心计算, 更新重量重心设计报告;

阶段 3 (4 months): 完成灭火机综合安全飞行包线, 完成灭火剂厚度分布及宽度、长度与飞机灭火效能的关系研究;

阶段 4 (1 months): 完成灭火效能的模拟仿真评估, 完成灭火机操纵符合性验证研究报告;

阶段 5 (6 months): 完成灭火效能的评估修正与试验验证;

阶段 6 (1 months): 完成指标分解分配与喷口设计指导;

阶段 7 (3 months): 项目总结验收。

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密, 未经中国商用飞机有限责任公司批准, 不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中, 用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



CIRP202107001: IMA 系统安全性分析方法及工具研究

1 项目背景

IMA (Integrated Modular Avionics, 综合模块化航电) 系统采用开放式的体系架构和统一的数据网络交换技术, 使得飞机其他系统可以利用 IMA 系统的资源来实现各自的功能。但全机各系统与 IMA 平台的交联使得系统综合后的安全性分析存在级联影响复杂、组合失效模式多的困难; 且涉及多系统后的设计如何满足符合 ARP4754A 标准所描述的自顶向下设计流程也是 IMA 系统安全性分析中需关注的问题。

本项目需研究 IMA 系统自顶向下的设计流程, 还要重点关注包括如何确定 IMA 系统相关的组合失效模式、如何利用已识别的组合失效模式开展快速的迭代分析。其中, 涉及多系统的快速分析主要依靠工具来辅助开展。

2 项目目标与技术指标

2.1 项目目标

- a) 建立面向 IMA 架构的复杂系统安全性分析流程及方法;
- b) 形成具有 IMA 系统安全性分析特点的安全性分析工具;
- c) 开展 IMA 系统组合逻辑失效的安全性分析、评估, 并与先前型号分析结果对比评估。

2.2 技术指标

- a) 分析应符合 ARP4754A 所描述的自顶向下流程;
- b) 识别的组合失效模式应完整, 确保不会有遗留的失效没有被考虑到;
- c) 辅助工具应可自动化地开展定量计算、割集计算与级联影响分析等, 且计算方法符合 ARP4761、计算耗时不大于主流安全性分析软件的 10%。

3 项目内容

- a) 开展 IMA 系统安全性分析评估方法研究;

建立符合 ARP4754A 自顶向下的 IMA 系统设计分析流程及方法, 包括:

- 1) 搜集国际上学者、机构对于 IMA 系统安全性分析流程及方法的研究, 给出综合评价及借鉴研究方向;
- 2) 基于研究结果, 构建 IMA 系统自顶向下的安全性需求分配及验证流程;
- 3) 基于研究结果, 构建 IMA 系统组合失效模式, 给出组合失效模式生成策略及算法;
- 4) 使用所构建方法对现有 IMA 系统进行安全性评估, 并将评估结果与现有分析结果进行对比, 生成对比分析报告。

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密, 未经中国商用飞机有限责任公司批准, 不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中, 用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



b) IMA 系统安全性分析评估工具研制；

开发辅助 IMA 系统安全性分析的辅助软件工具，将第 1 点的流程方法模板化、自动化，包括：

- 1) 搜集国际上关于 IMA 系统及主流安全性分析工具的研究，给出综合评价及借鉴研究方向；
- 2) 基于研究结果，生成工具的初步设计架构及需求；
- 3) 联合潜在工具开发供应商制定开发框架，并完成工具的开发，保证第 1 点所研究的方法、策略被落实到工具中；
- 4) 对最终软件工具进行测试，并生成相关测试报告，确认工具在 IMA 系统安全性分析中的有效性。

4 预期成果及验收标准

- a) IMA 系统安全性分析评估流程及方法；
- b) IMA 系统安全性分析评估工具；
- c) IMA 系统安全性分析结果及对比报告。

5 项目阶段计划

项目研究周期：30 个月。

阶段 1 (3months)：IMA 系统安全性分析流程及方法国际情况调研报告；

阶段 2 (3months)：IMA 系统安全性需求分配流程；

阶段 3 (3 months)：IMA 系统安全性分析工具国际情况调研报告；

阶段 4 (3 months)：IMA 系统安全性需求验证流程；

阶段 5 (3 months)：IMA 系统组合失效模式生成策略及算法；

阶段 6 (3 months)：工具软件初步设计架构及需求；

阶段 7 (3 months)：开展 IMA 系统安全性分析；

阶段 8 (3 months)：生成安全性分析结果对比报告；

阶段 9 (3 months)：生成工具软件测试报告；

阶段 10 (3 months)：分析方法及工具的优化与更新，总结成果及未来研究方向。

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



CIRP202107002：高完整性传输协议和时间管理研究

1 项目背景

高完整性传输技术是“民机航电系统数据网络的集成与验证”的子技术之一。数据传输的高完整性是民机航电系统数据网络的重要安全性指标。高完整性传输协议，在标准 ARINC664 协议基础上，从时间完整性、位完整性、源完整性和顺序完整性四个方面提高数据传输完整性指标。

现有高完整性传输协议的实现，包含一系列固化的网络管理和数据校验的算法。为实现高完整性协议优化和自主可控，有必要开展相关算法研究，对比评估不同算法的实现效果。

此外，时间完整性校验依赖于网络时间管理服务实现，涉及整网时间管理服务端和代理端的时间同步交互。实际中网络时间同步的准确性与网络规模相关，而试验室环境中较难实现真实规模的组网测试，通常只是采用小规模组网功能验证。因此有必要通过网络仿真方式，开展大规模多端系统的时间管理研究，支持协议优化和网络配置集成。

基于以上，本项目重点关注高完整性传输协议相关算法对比评估，以及网络时间管理功能仿真研究。

2 项目目标与技术指标

2.1 项目目标

- a) 完成高完整性传输协议相关算法效果评估；
- b) 建立高完整性时间管理仿真模型和仿真环境；
- c) 完成高完整性时间管理模型符合性验证；
- d) 完成高完整性时间仿真组网试验。

2.2 技术指标

- a) 针对高完整性传输协议相关算法，完成不少于 2 种的同类算法实现效果对比评估；
- b) 高完整性时间管理模型的协议符合度高于 80%；
- c) 高完整性时间管理仿真环境，支持不少于 50 个端系统和 2000 条 VL 规模的组网试验。

3 项目内容

- a) 高完整性传输协议算法研究：
 - 1) 分析高完整性传输协议中主要涉及的算法及其实现功能；
 - 2) 开展算法调研和理论研究，梳理同类算法；
 - 3) 选取不少 2 种同类算法，开展具体分析，多维度对比评估其实现效果。

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



b) 高完整性网络时间管理功能仿真研究：

- 1) 开展高完整性网络时间管理协议研究，制定高完整性时间管理仿真方案；
- 2) 基于高完整性网络时间管理协议，建立高完整性网络时间管理仿真模型；
- 3) 在标准 ARINC664 网络仿真基础上，结合高完整性网络时间管理仿真模型，建立高完整性网络时间管理仿真环境；
- 4) 开展高完整性网络时间管理仿真模型参数调节和符合性试验，完成模型优化；
- 5) 开展高完整性时间管理仿真组网试验，分析时间同步准确性。

4 预期成果

- a) 高完整性协议算法研究报告；
- b) 高完整性时间管理仿真方案设计报告；
- c) 高完整性时间管理仿真模型；
- d) 高完整性时间管理仿真环境（软件）；
- e) 高完整性时间管理仿真软件总结报告；
- f) 高完整性时间管理仿真试验报告。

5 项目阶段计划

项目研究周期：12 个月。

阶段 1 (3 months): 完成高完整性时间管理仿真方案设计报告；

阶段 2 (3 months): 完成高完整性协议算法研究报告初稿（包含算法梳理），高完整性时间管理仿真模型；

阶段 3 (3 months): 完成高完整性协议算法研究报告更新（包含 1 种算法评估），完成高完整性时间管理仿真环境（软件），完成高完整性时间管理仿真模型符合性报告；

阶段 4 (3 months): 完成高完整性协议算法研究报告终稿（包含 2 种算法评估），高完整性时间管理仿真软件总结报告，高完整性时间管理仿真试验报告。

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)

CIRP202111001：自动着陆系统的控制律设计与分析

1 项目背景

自动着陆系统一般用于能见度较低的机场，飞行员目视着陆不足以满足安全性要求，需要系统根据仪表信号，自动的完成着陆阶段的航迹和速度控制，减轻飞行员工作压力，并提供从进近到滑跑（减速至安全滑行速度）的自动控制。

国外两家主流公司针对 CAT IIIa/b 自动着陆技术在系统架构设计、模式转换逻辑及控制律设计方面已相对成熟，对于 CAT IIIb 自动着陆的性能指标达到了较高的适航标准。而我国现役、现研民用飞机的自动飞行控制律均由国外供应商设计。

自动着陆控制律作为自动飞行系统设计的核心内容，其控制律设计方法的选用及具体工程实现方法属于各大主制造商及一级供应商的核心技术，受到各国的出口限制保护，可以获得的细节信息较少。根据多方调研，在此给出几种国内外设计自动飞行控制律的方法。

a) 传统 PID 控制方法

PID 控制器即比例-积分-微分控制器，是国内外常用的经典控制律设计方法，目前在我国的多个机型上仍沿用。PID 控制器的比例单元 P、积分单元 I 和微分单元 D 分别对应目前误差、过去累计误差及未来误差，其原理框图如图 2-1 所示。

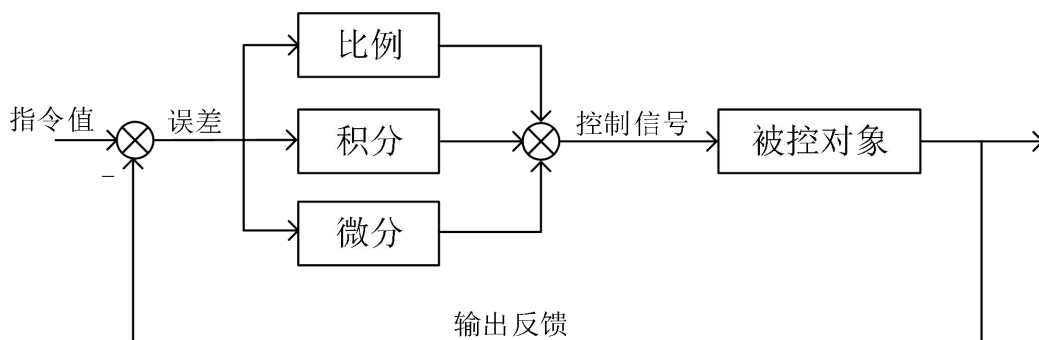


图 2-1 PID 控制器原理框图

借由调整 PID 控制器的三个参数，就可以达到较理想的控制器特性，从而满足设计需求。PID 控制器主要适用于线性且动态特性不随时间变化的系统，对多输入多输出的非线性系统，需要先要进行分段线性化，然后配合增益调度方法保证控制品质，在不同工作点处进行参数整定，会造成较大的调参工作量。

b) 线性二次型

线性二次型调节器（LQR）是在航空航天领域所普遍应用的现代控制设计方法之一，是现代控制理论中发展最早也最为成熟的一种基于状态空间的设计方法，该方法被巴航工业等制造

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



商使用。

线性二次型法设计控制律时，首先构建一个二次型积分性能指标，该指标由对象状态和控制输入的二次型函数组成，其次确定对象状态和控制输入两项的权重值，最终利用最优理论数学算法来求解 Riccati 方程，获得使得性能指标最优的控制解。

线性二次型最优控制问题最优解求解过程规范，最优解已有解析表达式，最终获得的最优控制可以形成一个线性反馈控制律从而使得控制系统构成闭环最优控制系统。除此之外，它还可以做到对多个系统性能指标兼顾，更具有灵活实用性。

线性二次型算法虽然减少了控制器优化的工作量，但该算法的困难之处在于寻找合适的权重值，因此在控制律设计过程中仍然要对性能指标的构成项及其权重大小进行设计，并且将结果和理想的设计目标比较，LQR 控制器的建构需要在不断迭代中获得合适的权重值大小。

线性二次型是基于状态空间的设计方法，需要确切的被控系统的状态空间模型信息，对于飞机这类非线性特性明显的被控系统，该方法同样需要在不同工作点处分别进行控制律设计。

c) 动态逆方法

随着飞机设计技术的进步与对飞机能力要求的提高，飞机的气动力表现出强烈的非线性和非定常性。飞机的运动方程已完全是多自由度的非线性方程，因此传统的线性控制策略已经越来越不满足性能要求。同时，随着近些年来非线性控制理论以及飞机建模技术的发展，动态逆方法从理论逐渐走向了航空实践，该方法被 Honeywell、Techset 等供应商所使用。

因为可以借助线性系统发展成熟的分析和设计办法，动态逆方法已成为非线性控制系统控制的主要方法之一。其主要思想是通过设计反馈量，使得非线性系统呈现线性或部分线性特性，建立输出与输入之间的线性微分关系，从而利用线性控制方法来构造控制器。

动态逆方法通过系统非线性逆和非线性函数对消被控对象的非线性，在该近似线性系统基础上设计控制律，以实现所需的系统响应，其原理框图如图 2-2 所示。

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)

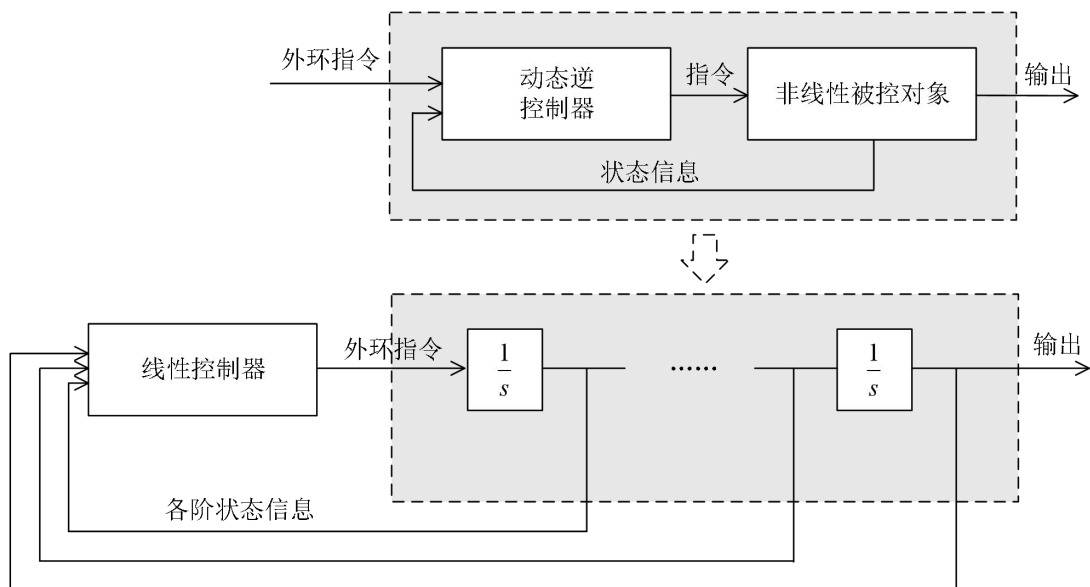


图 2-2 动态逆控制器原理框图

非线性动态逆方法已在多种飞机控制系统设计中得到了具体应用。动态逆方法抵消了系统的非线性特性影响，因而不需要针对每个工作点进行分别设计。与此同时，根据其设计原理，动态逆方法需要系统精确的数学模型。针对该问题，研究者们将非线性动态逆控制和其它控制方法相结合，通过提高系统的鲁棒性来消除系统不确定性带来的影响。

2 项目目标与技术指标

2.1 项目目标

- a) 完成自动着陆控制律的设计；
- b) 完成自动着陆控制律的时域和频域响应的分析过程。

2.2 技术指标

2.2.1 自动着陆控制律设计技术指标

设计的自动着陆控制律至少应针对不同重量、重心、速度、高度的飞机状态点不发散地完成进近与着陆过程，并至少部分满足以下列出的技术指标：

a) 总体要求

- 1) 在速度保护的空速范围内，控制律应满足本节所述控制律性能指标。评估飞行导引/自动驾驶各模式性能指标时，不应触发速度保护。
- 2) 本节所述指标基于无故障的自动着陆系统。
- 3) 本节所述各模式跟踪误差是均方根误差（RMS，有另外说明的除外）。本节中所述的超调/欠调定义的基准为目标值。
- 4) 剩余震荡要求：飞机机动过程中，初始超调后 120s 后不应出现以下剩余震荡：震荡周

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



期小于 20s 且俯仰角、滚转角、航向角震荡大于 0.5° 。

5) 所有 AFCS 模式闭环响应的阻尼比应不低于 0.3。自动着陆控制闭环系统的幅值裕度不小于 ± 6 dB，相角裕度应不小于 $\pm 45^\circ$ 。

b) 飞行指引基本性能

飞行指引杆跟踪评估满足库伯哈勃评定标准。

c) FD/AP 耦合性能（水平模式）

1) 滚转模式（ROL）

I) 滚转模式考察参数：滚转角。

II) 设计需求：稳态大气中，滚转角最大超调/欠调应小于 2° ，跟踪误差小于 1° 。

III) 设计目标：稳态大气中，滚转角最大超调/欠调小于初始偏差的 20%，跟踪误差小于 0.5° 。
轻度紊流中，滚转角最大超调/欠调应小于 6° ，跟踪误差小于 3° 。

d) FD/AP 耦合性能（垂直模式）

1) 航迹角模式（FPA）

I) 航迹角模式考察参数：航迹角。

II) 稳态大气中，航迹角最大超调/欠调应小于 2° ，跟踪误差小于 1° 。

III) 设计目标：稳态大气中，航迹角最大超调/欠调应小于 1° ，跟踪误差小于 0.5° 。

IV) 轻度紊流中，航迹角最大超调/欠调应小于 6° ，跟踪误差小于 3° 。

e) 进近及自动着陆

1) 总则：使用的最大逆风为 25 节，最大顺风为 15 节（I、II 类进近）或 10 节（CAT III 自动着陆），最大侧风为 15 节（I、II 类进近）或 10 节（CAT III 自动着陆）。

2) 航向道模式（LOC）

I) 航向道模式考察参数：航向道偏差

II) 稳态大气中，I 类或 II 类进近至离地 700 ft 以上时，航向道偏差最大超调/欠调应小于 0.078 DDM，跟踪误差小于 0.052 DDM。

III) 稳态大气中，I 类进近至离地 700 ft 至 200 ft 时，至少 86% 的偏差数据小于 0.036 DDM。

IV) 稳态大气中，II 类进近至离地 700 ft 至 300 ft 时，至少 86% 的偏差数据小于 0.036 DDM。

V) 稳态大气中，II 类进近至离地 300 ft 至 100 ft 时，至少 95% 的偏差数据小于 0.026 DDM。

3) 下滑道模式（GS）

I) 下滑道模式考察参数：下滑道偏差

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



II) 稳态大气中, I 类或 II 类进近至离地 700 ft 以上时, 下滑道偏差最大超调/欠调应小于 0.088 DDM, 跟踪误差小于 0.088 DDM。

III) 稳态大气中, I 类进近至离地 700 ft 至 200 ft 时, 至少 86% 的偏差数据小于 0.088 DDM。

IV) 稳态大气中, II 类进近至离地 700 ft 至 300 ft 时, 至少 86% 的偏差数据小于 0.088 DDM。

V) 稳态大气中, II 类进近至离地 300 ft 至 100 ft 时, 至少 95% 的偏差数据小于 0.041 DDM。

4) 自动着陆

I) 自动着陆至离地 300 ft 至 0 ft 时, 至少 95% 的航向道偏差数据小于 0.026 DDM。

II) 自动着陆至离地 300 ft 至 100 ft 时, 至少 95% 的下滑道偏差数据小于 0.041 DDM。

III) 低机头模式俯仰角速率应小于 $9^\circ/\text{s}$ 。

IV) 主起落架接地垂直速度应小于 8 ft/s 。

V) 主起落架外轮接地点距离跑道中心线超过 70 ft 的概率小于 $1\text{e-}6$ 。

VI) 主起落架接地点距离跑道起点的距离小于 200 ft 的概率小于 $1\text{e-}6$ 。

VII) 主起落架接地点距离跑道起点的距离大于 2700 ft 的概率小于 $1\text{e-}6$ 。

VIII) 着陆滑跑阶段, 主轮之间飞机中心线上的点偏离跑道中心线超过 27 ft 的概率低于 5%。

5) 自动油门

I) 自动油门考察参数: 校正空速或马赫数或发动机 N1 转速

II) 稳态大气中, 除下滑道模式外, 自动油门速度控制模式最大超调/欠调应小于 5 knots, 跟踪误差小于 8 knots。

III) 设计目标: 稳态大气中, 除下滑道模式外, 自动油门速度控制模式最大超调/欠调应小于 5 knots, 跟踪误差小于 3 knots。

IV) 稳态大气中, 下滑道模式, 自动油门速度控制模式最大超调/欠调应小于 5 knots, 跟踪误差小于 4 knots。

V) 设计目标: 稳态大气中, 下滑道模式, 自动油门速度控制模式最大超调/欠调应小于 5 knots, 跟踪误差小于 3 knots。

VI) 稳态大气中, 自动油门推力控制模式最大超调/欠调应小于 1.5% N1, 跟踪误差小于 1.5% N1。

VII) 设计目标: 自动油门推力控制模式最大超调/欠调应小于 1% N1, 跟踪误差小于 1% N1。

2.2.2 自动着陆控制律分析

自动着陆控制律应从时域和频域两方面进行分析。

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密, 未经中国商用飞机有限责任公司批准, 不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中, 用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



时域分析包括但不限于稳态误差、动态响应指标（包括最大超调量、调节时间）等；
频域分析应至少通过根轨迹、伯德图、尼克尔斯图和奈奎斯特图进行分析，并分析控制律的幅值裕度与相角裕度。

分析过程应通过代码自动实现，并可适用于其他大型民用客机自动着陆控制律。

3 项目内容

- a) 根据传统 PID 控制方法、线性二次型以及动态逆等三种控制律设计方法中的两种方法，通过相应的数学分析，分别设计自动着陆控制律，形成控制律设计代码，搭建控制律模型；
- b) 对不同方法设计的自动着陆控制律进行时域与频域的分析，出具分析报告，并说明所设计的控制律满足章节 3.2 中的部分技术指标。

4 预期成果及验收标准

- a) 三套自动着陆控制律设计，包括白盒的模型、代码以及相应的数学过程；
- b) 三份自动着陆控制律分析报告，包括对自动着陆控制律时域与频域的分析，以及相应的代码。

5 项目阶段计划

项目研究周期：18 个月。

阶段 1 (3 months): 项目交流与实施方案评审；

阶段 2 (3 months): 以传统 PID 控制方法方法设计的自动着陆控制律模型；

阶段 3 (3 months): 以线性二次型方法设计的自动着陆控制律模型；

阶段 4 (3 months): 以动态逆方法设计的自动着陆控制律模型。

阶段 5 (3 months): 以传统 PID 控制方法设计的自动着陆控制律模型的分析报告；

阶段 6 (1months): 以线性二次型方法设计的自动着陆控制律模型的分析报告；

阶段 7 (1 months): 以动态逆方法设计的自动着陆控制律模型的分析报告；

阶段 8 (1 months): 项目总结。

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



CIRP202111002: ARINC 424 航段类型间的过渡飞行轨迹预测及导引技术研究

1 项目背景

所需导航性能 (RNP) 是指在某一特定空域内运行的航空器在水平方向上 (经纬度点) 所需的导航精度, 一般在 0.3 到 4 海里之间。相较于一般 RNP, 要求授权的所需导航性能 (RNP AR) 对飞机机载设备的导航精度要求更高 (0.1 到 0.3 海里), 其安全性指标从普通 RNP 的“较大的 (C 级)”提高到“危险的 (B 级)”。RNP AR 进近适用于林芝机场等飞行环境复杂、机场保障条件不足的特殊机场。RNP AR 是一项精度和安全性要求极高, 系统综合性极强的机载航电技术, 在水平方向上的系统误差在 95% 的飞行时间内应小于最高 0.1 海里, 在垂直方向上的系统误差在 99.7% 的飞行时间内要小于 75 英尺 (约 22 米), 对导航和导引技术都提出了极高要求。

本项目主要研究结合了飞行管理系统 (FMS) 与自动飞行控制系统 (AFCS) 的 RNP AR 导引功能。导引功能主要分为水平导引和垂直导引 (VNAV), 其中大型飞机自动垂直导引的技术研究在国内尚处起步阶段, 应用与实践不足。而且, RNP AR 要求的基于气压信号的垂直导引 (Baro-VNAV) 在国内尚未形成成熟的工程技术方案。本项目重点关注导引轨迹的生成算法和水平垂直导引算法两个方面。

2 项目目标与技术指标

2.1 项目目标

- 按照 ARINC 424 中规定的航段类型, 设计衔接不同航段类型之间的过渡飞行轨迹, 建立生成飞行轨迹的通用算法;
- 设计飞机水平垂直导引的控制器算法, 研究控制器参数对飞机水平垂直导引性能的影响, 研究与 RNP AR 导引相关的飞行技术误差的分配设计方法;
- 搭建基于 Matlab 的仿真模型, 用以验证过渡轨迹的算法模型、水平垂直导引算法模型与二者综合的闭环仿真模型。

2.2 技术指标

- 依据 ARINC 424 附录 5 中 1.3 节的航段衔接关系表, 梳理可以衔接不同航段类型的过渡飞行轨迹生成方法;
- 综合闭环仿真模型中, 水平方向上的系统误差在 95% 的飞行时间内应小于最高 0.1 海里;
- 综合闭环仿真模型中, 在垂直方向上的系统误差在 99.7% 的飞行时间内要小于 75 英尺。

3 项目内容

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密, 未经中国商用飞机有限责任公司批准, 不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中, 用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



c) 衔接不同航段类型的过渡飞行轨迹生成算法研究

- 1) 通过对 ARINC 424 的研究, 掌握各种航段类型的特征, 完成各种航段类型之间过渡衔接的可行性分析;
- 2) 针对可以相互衔接的航段, 研究对应的通用飞行轨迹生成算法;
- 3) 借助 Matlab 软件对过渡飞行轨迹生成算法编程测试。通过设定两个航段类型及其相关参数, 算法模型能够自动生成对应的过渡飞行轨迹。

d) 飞机水平与垂直导引控制算法研究

- 1) 结合相关论文专利资料, 研究与总结飞机水平与垂直导引的主流控制算法;
- 2) 根据某型民用飞机的飞机模型, 设计水平与垂直导引的控制器模型;
- 3) 借助 Matlab 软件对设计的水平与垂直导引控制器进行闭环测试, 优化闭环控制系统的控制效果;
- 4) 分析各项控制器参数对飞机导引性能的影响, 提出控制器参数设计与调校的方法。

e) 开展仿真研究

- 1) 结合过渡飞行轨迹生成算法与飞机水平与垂直导引控制算法, 在 Matlab 环境下形成一个综合闭环仿真模型, 支持针对衔接不同航段类型的飞行轨迹进行飞行导引仿真;
- 2) 对各种飞行航迹条件下的飞行技术误差进行分析评估, 得到飞行技术误差指标分配与验证的方法。

4 预期成果及验收标准

- a) 衔接不同航段的过渡飞行轨迹生成算法模型;
- b) 衔接不同航段的过渡飞行轨迹生成算法说明报告;
- c) 飞机水平与垂直导引控制器设计报告;
- d) 飞机水平与垂直导引控制仿真模型;
- e) 飞机水平与垂直导引控制仿真模型的说明文件;
- f) 综合闭环仿真模型;
- g) 项目研究总结报告。

5 项目阶段计划

项目研究周期: 18 个月。

阶段 1 (2 months): 制定项目研究方案与详细计划;

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密, 未经中国商用飞机有限责任公司批准, 不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中, 用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



- 阶段 2 (3 months): 不同航段类型间过渡飞行轨迹的生成算法;
- 阶段 3 (2 months): 生成衔接不同航段类型的过渡飞行轨迹的算法模型;
- 阶段 4 (4 months): 飞机水平与垂直导引控制器设计报告;
- 阶段 5 (3 months): 飞机水平与垂直导引控制器的闭环仿真模型;
- 阶段 6 (1 months): 综合闭环仿真模型;
- 阶段 7 (2 months): 完成项目研究总结报告。

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)

CIRP202112001：飞机机动载荷减缓地面风洞试验验证控制系统

1 项目背景

当前世界主流宽体客机（如 A330/A350/A380/B777/B787）均具备载荷减缓功能，该功能可以降低飞机的载荷、减轻结构重量、提高经济性。载荷减缓最难的技术便是突风载荷减缓，主要原因是突风难以识别、突风变化无规律、突风载荷涉及了飞机的气动、控制律、动强度、颤振等多个专业，技术难度大、跨学科复杂。经过两年的攻关，基本完成突风载荷减缓控制律设计与突风载荷计算分析，完成了考虑突风载荷减缓功能的适航符合性验证研究等工作，目前急需开展相关地面模拟验证工作，提高技术成熟度，从而能够将突风载荷减缓功能应用于我国大型民用飞机。

2 项目目标与技术指标

2.1 项目目标

通过地面风洞试验开展突风载荷减缓控制律设计与验证，提升技术成熟度。

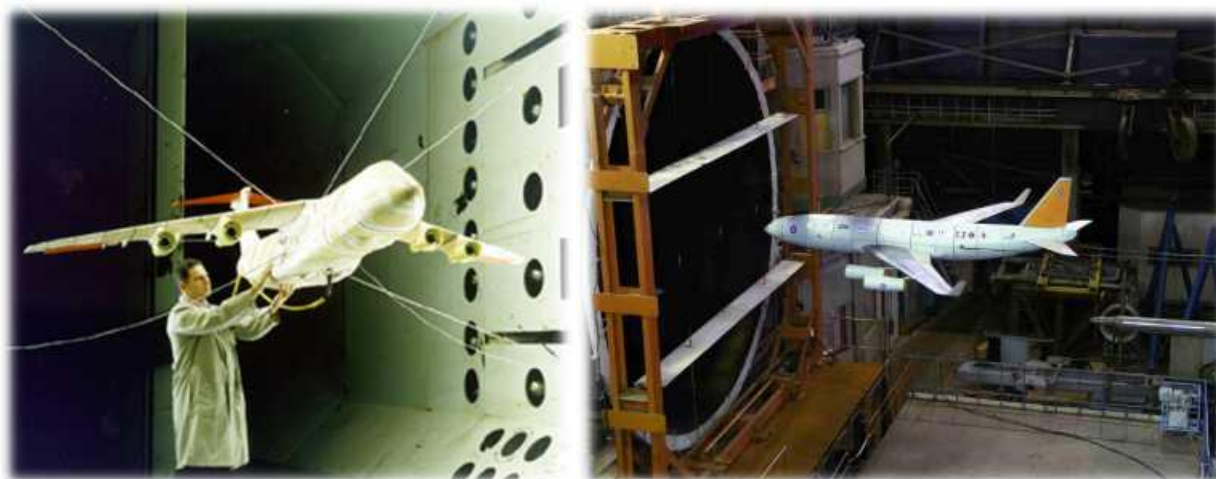


图 1 国外风洞试验验证突风载荷减缓控制律

2.2 技术指标

- 风洞试验中至少能够模拟飞机俯仰、沉浮自由度的运动；
- 飞行控制系统能正确实现正常控制律及突风载荷减缓功能；
- 风洞吹风模型应满足设计精度要求；
- 风洞试验验证突风载荷减缓功能能够降低机翼突风载荷 8%~10%。

3 项目内容

- 加工飞机风洞试验模型（包括操纵面安装作动器、机身安装传感器）；
- 开发一套风洞试验模型的飞行控制系统（包括控制模块、数据采集模块、测量模块、作

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)



动模块等)；

- c) 完成风洞试验验证，在风洞中模拟突风作用下飞机的响应，验证突风载荷减缓控制律的功能与性能。

4 预期成果及验收标准

- a) 风洞试验模型；
- b) 飞行控制系统；
- c) 风洞试验流程及试验数据。

5 项目阶段计划

项目研究周期：20 个月。

阶段 1 (4 months): 试验模型和支架设计；

阶段 2 (4 months): 试验模型和支架加工；

阶段 3 (2 months): 试验模型系统安装；

阶段 4 (3 months): 风洞试验飞行控制系统开发；

阶段 5 (2 months): 试验模型与飞行控制系统集成测试；

阶段 6 (1 months): 在风洞中进行试验模型与飞行控制系统集成测试；

阶段 7 (2 months): 开展突风载荷减缓控制律风洞试验；

阶段 8 (2 months): 项目总结验收。

版权声明 (NOTICE)

本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。(THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS PROPRIETARY TO COMAC AND SHALL NOT BE REPRODUCED OR DISCLOSED IN WHOLE OR IN PART OR USED FOR ANY PURPOSES EXCEPT AS SPECIFICALLY AUTHORIZED IN WRITING BY COMAC.)