



DOI:10.12404/j.issn.1671-1815.2504534

引用格式:皮润格,赵嘉萌,曹义华,等.系统工程驱动的新型旋翼航空器适航理论与关键技术流程模型[J].科学技术与工程,2026,26(13):5755-5764.

Pi Runge, Zhao Jiameng, Cao Yihua, et al. Systems engineering-driven process model for airworthiness theory and critical technologies in advanced rotorcraft[J]. Science Technology and Engineering, 2026, 26(13): 5755-5764.

系统工程驱动的新型旋翼航空器适航理论与关键技术流程模型

皮润格¹, 赵嘉萌^{2*}, 曹义华², 吕保良¹

(1. 中国航空综合技术研究所标准化工程技术研究部, 北京 100028; 2. 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘要 为助力新型旋翼航空器技术难点突破,推动其在民航领域的应用进程,通过系统工程方法建立了新型旋翼航空器适航理论与关键技术研究流程的输入-流程-输出(input-process-output, IPO)模型,并完成了模型中输入、使能项、控制项、活动与输出元素的定义生成与内容解读。结果表明:新型旋翼航空器的发展受到适航标准与技术限制的耦合作用,二者呈现协同演进的发展趋势。通过构建 IPO 模型可系统性解构适航要求与技术指标的映射关系,实现了对新型旋翼航空器适航与技术要求的信息归纳、综合处理与加工输出,可为新型旋翼航空器的概念发展提供参考。

关键词 新型旋翼航空器; 系统工程; 适航认证; 倾转旋翼

中图分类号 V37; **文献标志码** A

Systems Engineering-driven Process Model for Airworthiness Theory and Critical Technologies in Advanced Rotorcraft

PI Run-ge¹, ZHAO Jia-meng^{2*}, CAO Yi-hua², LÜ Bao-liang¹

(1. Standardization Engineering Technology Research Department, China Aero-polytechnical Establishment, Beijing 100028, China; 2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

[Abstract] To address technical challenges and accelerate civil aviation applications of advanced rotorcraft, a systems engineering approach was adopted. An input-process-output (IPO) model was developed for airworthiness theory and critical technology research. Key elements including inputs, enablers, control factors, activities, and outputs were defined and systematically interpreted. The results demonstrate that the development of advanced rotorcraft is jointly constrained by airworthiness standards and technical limitations, which exhibit a co-evolutionary development trend. Through this approach, the mapping relationships between airworthiness requirements and technical specifications are deconstructed. The IPO model achieves integrated information processing and standardized output generation for airworthiness and technical requirements, providing actionable references for conceptual development of advanced rotorcraft systems.

[Keywords] advanced rotorcraft; systems engineering; airworthiness certification; tilt rotor

新型旋翼航空器,指的是近年来在设计和技术上有所创新,并具备提升性能或适应特定应用需求的航空器。这类航空器不仅可以像直升机一样在狭小的使用环境中垂直起降或空中悬停,还能做到像固定翼飞机一样高速度远距离巡航,在飞行性能、适用领域、飞行效率与安全性等方面具有与传统航空器不同的表现。新型旋翼航空器主要包括以下 3 种类型:共轴双旋翼直升机(如 X-2、S-97)、复合型直升机(如 X-3)和倾转旋翼航空器(如 AW609、V22)。其中倾转旋翼航空器提出最早,其

概念可追溯至 20 世纪 30 年代,而另外两种构型出现较晚。

新型旋翼航空器虽历经数十年发展,但应用仍局限在军用领域(仅 V-22 实现列装),民用型号尚未成熟,原因包括两方面,其一是设计与技术的困难,尤其是不同飞行模式之间的过渡,是传统航空器未曾涉足的难点;其二是适航认证的高度复杂性。民用新型旋翼航空器适航认证进度最领先的是 AW609,但其认证周期已逾 30 年,至今仍未完成。目前,大部分关于新型旋翼航空器发展的研究

收稿日期:2025-06-18 修订日期:2025-11-26

第一作者:皮润格(1995—),女,汉族,湖南长沙人,硕士,工程师。研究方向:航空标准化。E-mail:annebringer@163.com。

*通信作者:赵嘉萌(1998—),男,汉族,河北衡水人,博士研究生。研究方向:飞行器设计。E-mail:mangushakas@qq.com。

投稿网址:www.stae.com.cn

停留在技术角度的孤立分析:吴希明^[1]通过分析高速直升机(复合、倾转、停转)的现状,提出中国跨越发展的对策;尹昱康等^[2]概述了倾转旋翼航空器的发展历程、技术特性,并提出了倾转未来军民应用前景;王伟等^[3]对倾转旋翼航空器的设计特点、技术难点开展调研,由此预测发展方向;针对新型旋翼航空器适航的研究极少且与技术层面脱离,王钟强^[4]对 AW609 的适航认证历程进行分析,对 2016 年前新型旋翼航空器适航应用情况展开解读。纵观其他研究,涉及适航角度的研究极少,且适航资料因时间久远已失时效性。

新型旋翼航空器研究并非简单的技术迭代或适航条款堆砌,而是多领域、全方面、体系化的研究。为了完整地构建新型旋翼航空器研究框架,引用系统工程方法进行模型搭建。系统工程理论曾被应用于军民机适航管理差异性分析并实现了军机适航体系框架的初步构建^[5]。针对新型旋翼航空器,可建立体系化研究流程模型,实现新型旋翼航空器适航标准与重要技术深度耦合。

综合以上,现基于系统工程模型理论,以 AW609 和 V-22 为研究对象,结合新型旋翼航空器的数据资料、适航规章、认证历程等相关信息,建立新型旋翼航空器适航理论与关键技术的 IPO 模型,为新型旋翼航空器的适航认证工作与重点技术方向提供理论支撑和参考依据。

1 系统工程驱动的研究方法

新型旋翼航空器系统工程模型的建立理论基于国际系统工程协会(International Council on Systems Engineering, INCOSE)系统工程手册中关于系统工程流程的 IPO 模型^[6]。该模型符合《系统和软件工程——系统生命周期流程》(ISO/IEC/IEEE 15288:2023)国际标准,由 5 个基本要素组成:输入、活动、输出、控制项与使能项,如图 1 所示。基于系统工程模型理论,可建立新型旋翼航空器适航理论与关键技术研究流程的 IPO 模型。

2 IPO 模型输入元素

新型旋翼航空器适航理论与关键技术研究流程 IPO 模型的输入项是整个系统工程流程的原材料,输入内容的选择包括现有新型旋翼航空器的数据资料、应用情况、适航认证历程等内容。

新型旋翼航空器机型选择,主要为 AW609 和 V-22 两种倾转旋翼航空器。在新型旋翼航空器的三种类型(共轴双旋翼直升机、复合型直升机、倾转旋翼航空器)中,倾转旋翼航空器相关研究最多、技术成熟度最高、应用程度最深。AW609 发展时间早,

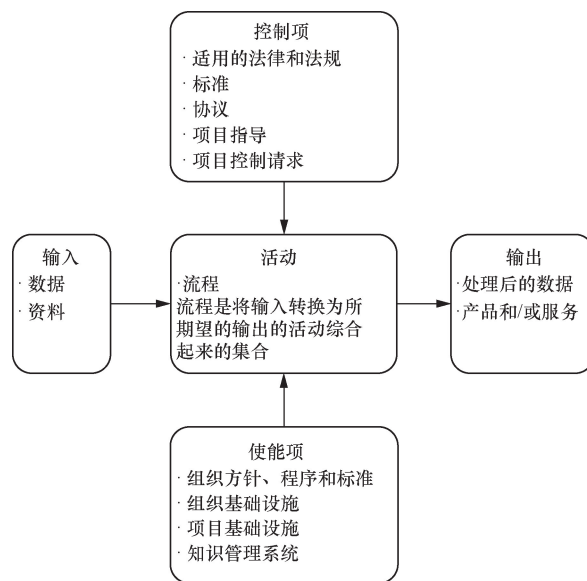


图 1 系统工程流程的 IPO 模型

Fig. 1 IPO model of system engineering process

适航认证记录完善,可作为民用型号代表;V-22 虽是军用型号,但设计构型经典,资料充足且可信度高,也可作为输入元素。

2.1 新型旋翼航空器数据资料

新型旋翼航空器数据资料主要包括 AW609 和 V-22 的外形尺寸、性能参数等内容。其主要性能参数如表 1 和表 2 所示。

表 1 AW609 总体设计参数

Table 1 AW609 overall design parameters

性能参数	数据
长度/m	13.4
翼展/m	10.0
有效载荷	6 000 磅(约 2 721 kg)
最大起飞重量	18 000 磅(约 8 165 kg)
旋翼直径/m	7.9
发动机	2 台 Pratt&Whitney PT6C-67A
功率/kW	2 × 1 447
最大飞行速度/(km·h ⁻¹)	509
最大航程/km	1 389
实用升限/m	7 620

表 2 V-22 总体设计参数

Table 2 V-22 overall design parameters

性能参数	数据
空机重量/kg	15 030
旋翼直径/m	11.6
实用升限/m	7 925
机组/乘员人数	4/24
正常航程/km	2 224
正常载油量/kg	6 215
转场航程/km	3 892
转场载油量/kg	11 970
发动机	2 台 Rolls-Royce AEI107C

2.2 新型旋翼航空器应用情况

V-22 和 AW609 可作为新型旋翼航空器的主要研究型号。

(1)V-22。V-22 是倾转旋翼航空器的代表机型之一,其研发历程始于 20 世纪 80 年代。V-22 最初由美国海军和空军联合开发,其设计经历了多个阶段的技术验证与改进。1988 年,贝尔公司获得了 V-22 的生产合同,并开始进行原型机试验^[7]。早期的试飞中,V-22 出现过旋翼折断、飞行稳定性差等问题,但随着技术的不断完善,这些问题最终得到解决。经过多年的改进与调整,V-22 于 2005 年正式投入使用,并开始在美国海军陆战队、空军和海军等军种中服役,主要用于军事运输、特种作战等任务。

(2)AW609。AW609 倾转旋翼航空器的研发始于 1990 年代,由意大利的阿古斯塔公司启动,目标是创造一种兼具直升机垂直起降能力与固定翼飞机高速平飞能力的民用航空器。1996 年,原型机首次亮相,并进行了多次飞行测试。尽管在初期遇到了一些技术挑战,如飞行控制系统的改进和结构强度的验证,设计方在 2000 年代中期逐渐突破了这些技术难关。2015 年,AW609 获得了美国联邦航空管理局(Federal Aviation Administration,FAA)的适航认证预审。目前 AW609 的适航认证工作仍在进行中。

2.3 新型旋翼航空器认证历程

适航认证中的物理动态测试往往具有破坏性且成本高昂^[8],因此,深入分析和借鉴 AW609 等现有型号的认证经验便具有重要意义,这不仅能为后续新型旋翼航空器的适航工作提供宝贵参考,更有助于从中反向提炼关键的技术要求与设计准则。

AW609 的适航认证工作已持续近 30 年。2007 年,FAA 针对 BA609(即后来的 AW609)的适航标准公开征求意见,并提出 BA609 需根据 14 CFR(Code of Federal Regulation,联邦法规第 14 篇)21.17(b)(特殊类航空器标准)同时满足第 23(正常类飞机)、25(运输类飞机)和 29(运输类旋翼机)部中的要求^[9];2015 年,AW609 获得了 FAA 的适航认证预审;2023 年 6 月,FAA 提出了 AW609 的适航标准草案,并再次向公众征求意见,在该文件中,FAA 将 AW609 划分为 powered-lift^[10]。2024 年 10 月,FAA 宣布 powered-lift 正式成为一个新的航空器类别,并发布了 AW609 的最终适航标准,该标准主要基于 14 CFR 第 23、25、29 部以及 2023 年 6 月发布的草案^[11];2025 年 2 月,FAA 对 AW609 首架量产标准

验证机(5 号机)进行试飞验证,其间 AW609 参与了多项测试,包括自动模式转换测试、单发失效安全验证等,标志着 AW609 的适航认证进入最后阶段。

3 使能项与控制项

3.1 使能项

IPO 模型的使能项是支撑流程运行的必要资源集合,通过提供技术支持、工具链和试验设施等基础条件,保障活动的有效执行并实现预期输出。新型旋翼航空器适航理论与关键技术系统工程流程 IPO 模型的使能项元素主要包括 3 部分内容:理论文献与标准库、虚拟仿真与试验设施、航空标准化与管理机构,其主要内容如下。

(1)理论文献与标准库包括新型旋翼航空器相关的研究论文(如发展历程回顾、关键技术研究、未来趋势展望等)、试验数据与案例库、14 CFR/CCAR(Chinese Civil Aviation Regulations,中国民航规章)标准库等内容。

(2)虚拟仿真与试验设施包括计算机仿真平台、地面试验设施(如风洞设备、结构强度试验设备等)等试验工具。

(3)航空标准化与管理机构包括航空标准化研究机构、民航管理机构(如 FAA)等相关机构。

3.2 控制项

IPO 模型的控制项是规范流程执行的约束性元素,通过设定条款法规和需求边界,确保系统活动在设定框架内稳定执行。新型旋翼航空器适航理论与关键技术系统工程流程 IPO 模型的控制项元素主要包括以下内容。

(1)14 CFR/CCAR 适用适航规章,包括 14 CFR/CCAR 第 23、25、27、29 部等相关条款。

(2)14 CFR 21.17(b)/CCAR-21-R5 21.17 特殊适航条款。即对于未颁布适航标准的特殊类航空器(如滑翔机、飞艇等非常规航空器),可从第 23、25、27、29、31、33、35 部中引用适用于该航空器且与特定型号设计相关的适航条款^[12]。

(3)国际民航组织(International Civil Aviation Organization,ICAO)《国际民用航空公约》及相关条款。该公约与 14 CFR/CCAR 适航规章互有异同。

(4)现有新型旋翼航空器型号的专用适航条款。包括 FAA 于 2024 年 10 月 AW609 发布的最终专用适航标准^[11]、2024 年 3 月发布的 Joby JAS4-1 的最终专用适航标准^[13]、2024 年 5 月发布的 Archer Aviation M001 最终专用适航标准^[14]。

(5)其他选择性约束条件,如舱内加压装置、夜视设备等。

4 IPO 模型活动项内容范例

IPO 模型活动项是整个系统工程流程模型的核心,通过直接与所有项目连接建立系统中各要素之间的联系。该环节一方面需充分吸收利用输入项的信息条件与使能项的工具条件,另一方面需严格落实控制项的限制条件。此外活动项中的工作流程应尽可能详细具体,以最大限度丰富输出结果。

结合输入、使能、控制部分的内容,新型旋翼航空器适航理论与关键技术研究流程 IPO 模型活动应包含以下内容。

(1) 适用适航规章分析。结合输入项与控制项条件,对新型旋翼航空器适用规章进行筛选鉴别。

(2) 设计要求梳理。根据控制项与使能项内容,明确设计要求的总体分类和相互区别。

(3) 技术难点规划。融合输入、使能、控制项元素,综合先前适航与设计活动要求内容,对新型旋翼航空器发展过程中的技术难点进行归纳与说明。

4.1 新型旋翼航空器适航规章适用范围

以 AW609 为例,根据 14 CFR 21.17(b) 总体要求,并结合 2024 年 FAA 发布的 AW609 最终适航标准^[11],需满足 14 CFR 第 23、25、29 部中的相关标准。第 23、25 部的适用范围区别如表 3 所示。

表 3 14 CFR 23 与 25 部适用范围对比
Table 3 Comparison of the applicable scope of 14 CFR 23 and 25 parts

	14 CFR 23 (普通类飞机标准)	14 CFR 25 (运输类飞机标准)
适用范围	(1) 最大起飞重量:19 000 磅(约 8 618 kg); (2) 最大乘客座位数:19 座; (3) 多发动机配置	(1) 运输类飞机是指根据 14 CFR 21 部申请运输类型号合格证,且满足运输类适航要求的航空器。 (2) 多发动机飞机,若其座位数超过 19 座或最大起飞重量超过 19 000 磅(约 8 618 kg),则必须按运输类标准进行认证
备注	(1) 14 CFR 23 还包括如下类型: ①滑翔机与翱翔机(Gliders & Sailplanes); ②初级类(Primary Category); ③限制类(Restricted Category); ④超轻型飞机(Very Light Airplanes)。 (2) AW609 的设计参数: ①最大起飞重量:18 000 磅(约 8 165 kg); ②最大乘客座位数:9 座	

由表 3 可知,AW609 的座位数与重量在 14 CFR 23(通勤类)和 14 CFR 25 适用范围内,因此应满足 14 CFR 23(通勤类)和 14 CFR 25 的相关条款要求。

第 27、29 部的适用范围区别如表 4 所示。

由表 4 可知,14 CFR 27 和 29 部的适用范围存在区别。14 CFR 27 最大起飞重量和最大座位数相较于 14 CFR 29 更低;14 CFR 29 部分条款相较于 14 CFR 27 更为严格;14 CFR 29 对 B 类旋翼机比 A 类要求更为严格。因此设计方通常致力于将总重和最大座位数控制在适航规章临界水平。

通过对 14 CFR 23、25、27、29 部相关条款解读,可以得知 AW609 以“最大重量 ≤ 20 000 磅(约 9 072 kg)且乘客座位数 ≤ 9 座”的基本参数,申请 14 CFR 29 的 B 类旋翼机型号合格审定。

上述关于 AW609 相关适航规章的解读可作为新型旋翼航空器适航规章范围选择的范例,即以 14 CFR 21.17(b) 作为上层指导,以对型号最终版专用适航条款为具体限制。

表 4 14 CFR 27 与 29 部适用范围对比
Table 4 Comparison of the applicable scope of 14 CFR 27 and 29 parts

	14 CFR 27 (普通类飞机标准)	14 CFR 29 (运输类飞机标准)
适用范围	(1) 最大起飞重量:7 000 磅(约 3 175 kg); (2) 最大乘客座位数:9 座	(1) 最大起飞重量超过 20 000 磅(约 9 072 kg)且乘客座位数 ≥ 10 座的旋翼机,必须按 A 类旋翼机进行型号合格审定; (2) 最大重量超过 20 000 磅(约 9 072 kg)但乘客座位数 ≤ 9 座的旋翼机,若满足本部分 C、D、E 和 F 的 A 类要求,可按 B 类旋翼机进行型号合格审定; (3) 最大重量 ≤ 20 000 磅(约 9 072 kg)但乘客座位数 ≥ 10 座的旋翼机,在满足特定要求的情况下,可按 B 类旋翼机进行型号合格审定; (4) 最大重量 ≤ 20 000 磅(约 9 072 kg)且乘客座位数 ≤ 9 座的旋翼机,可按 B 类旋翼机进行型号合格审定
备注		(1) A 类:适用于要求高安全性标准的运输类旋翼机(如载客 ≥ 10 座),需满足更严格的性能与系统冗余要求。 (2) B 类:适用于较低安全要求的运输类旋翼机(如载客 ≤ 9 座),标准相对宽松。 (3) 子部分:指 14 CFR 29 下的细分章节(如 C 子部分为飞行性能要求,D 子部分为结构与载荷要求)。 (4) 本表格中的“特定要求”包括以下内容: ①29.67(a)(2)(悬停性能(Hover Performance)要求); ②29.87(爬升性能(Climb Performance)要求); ③29.151 7(仪表标记(Instrument Markings)要求); ④本部分 C、D、E 和 F 的 A 类要求

迄今为止,中国民航适航规章体系还未能较为完整地涵盖倾转旋翼航空器这一类别,新型旋翼航空器在国内处于萌芽状态,与 AW609 量级接近的载人机型,在国内更是尚未出现,甚至没有正式申请的型号^[15]。由于 CCAR 第 23、25、27、29 等章节与 14 CFR 对应序号章节较为接近,且 CCAR-21-R5 中“21.17 适用规章的确定”与 14 CFR 21.17(b) 类似,可将 CCAR-21-R5-21.17 作为新型旋翼航空器适航工作的顶层条款,筛选 CCAR 中与新型旋翼航空器高度相关的规章条目作为设计指导,同时参考 AW609、Joby JAS4-1 等 FAA 发布的专用适航条款对新型旋翼航空器进行适航约束与概念设计。在此过程中,除了规章的选择与应用,建立并执行全面的适航管理体系同样不可或缺。贯穿新型旋翼航空器全生命周期的适航管理,对于适航条款的动态筛选、技术信息的梳理以及审定知识的积累具有至关重要的作用^[16]。

4.2 新型旋翼航空器设计要求梳理

通过对使能项与控制项的融合分析,可将新型旋翼航空器的设计要求分为三类:适航符合性核心要求、国际民航公约要求、选择性设计要求。

4.2.1 适航符合性核心要求

适航符合性核心要求是适航规章内包含的强制性要求,主要包括以下 6 个方面:飞行性能要求、强度要求、机体结构(如旋翼、起落架等)设计要求、动力装置设计要求、机载设备(如飞行和导航仪表、航行灯系统等)设计要求、使用限制要求。这些要求均为 14 CFR/CCAR 第 23、25、27、29 部等与新型旋翼航空器密切相关的适航规章中的重要条款,也是新型旋翼航空器最为关键的设计要求,直接影响到新型旋翼航空器的任务效能与安全性。

4.2.2 国际民航公约要求

国际民航公约要求主要指 ICAO 制定的《国际民用航空公约》(以下简称《公约》)及其衍生内容。该要求与适航符合性核心要求存在内容交集,但也具有差异性。部分适航要求以《公约》内容为蓝本。以噪声标准为例,2011 年 FAA 发布了关于倾转旋翼航空器噪声认证标准的拟议标准制定通知^[17],并于 2013 年发布了最终版标准,以确保噪声控制技术符合环境保护要求。最终版标准引入了《公约》中的噪声标准^[18];国内方面,2022 年 11 月发布的《交通运输部关于修改〈航空器型号和适航合格审定噪声规定〉的决定》增加了倾转旋翼航空器相关条款^[19],也参考了《公约》相关内容。

4.2.3 选择性设计要求

除了上述要求,新型旋翼航空器还存在一些其他设计要点,这些要点可能并非强制性要求,但能够

在一定程度上改善飞行性能、安全性、乘坐舒适度等多方面使用特性,也是提高民用产品竞争力的有效选项。以 AW609 举例^[20]。

(1) 加压客舱设计:AW609 与 V-22 的一个较大区别在于采用了加压客舱,这种设计可以在一定程度上改善乘员体验,提高乘坐舒适度;但代价是为额外的结构强度和气密性设计增重。

(2) 全景数字化驾驶舱设计:AW609 的驾驶舱引入了平视显示系统,三台 250 mm × 200 mm 触控显示屏代替传统仪表,降低了操作难度,可支持一名飞行员在仪表飞行规则条件下安全驾驶飞行。

以上为新型旋翼航空器选择性设计要求的部分应用实例。此类设计可以一定程度改善新型旋翼航空器的综合性能。

4.3 新型旋翼航空器技术难点规划

综合输入、使能、控制项,可实现新型旋翼航空器技术难点规划。新型旋翼航空器的技术难点一方面来源于适航规章与《公约》等条款的具体约束,另一方面也是民用产品应用范围与市场定位的耦合作用,涉及多个领域,包括气动外形设计、旋翼设计、飞行控制系统设计、传动系统设计、材料与试验验证等方面。

4.3.1 气动外形与旋翼设计

针对气动外形与旋翼设计,14 CFR/CCAR 等适航规章在操纵性、飞行品质与稳定性、飞行性能等方面列出条款,部分相关技术被应用于现有机型。

1) 操纵性相关

14 CFR 中操纵性相关的条款例如:①14 CFR 29.143 要求旋翼航空器在所有飞行阶段(包括起飞、爬升、平飞等阶段)具备安全可控性与可机动操纵性,且针对操纵裕度、临界使用情况、动力失效情况提出详细要求;②14 CFR 29.151 要求旋翼航空器的纵向、横向、航向及总距操纵系统在操纵输入时不得存在过度的启动力、摩擦力与预载;③14 CFR 29.161 则对配平操纵进行说明,要求旋翼航空器在平飞状态下,在任何适用空速下具有将纵向、横向、总距操纵力配平的能力,同时不得在操纵力梯度中引入任何非预期不连续性(包括突变杆力变化率、非线性响应特征等);在适航规章要求外,操纵性也是影响新型旋翼航空器驾驶难度的重要因素。为改善低速状态下的操纵性,V-22 采用开缝襟翼设计,襟翼偏转角度范围下偏 67°~上偏 25°,在垂直起降模式,襟翼下偏 67°;固定翼模式,襟翼下偏 ≤40°。为了进一步提升操纵性与机动性,V-22 采用全翼段襟翼,即襟翼分为内外 2 段(如图 2 所示),外端襟翼同时承担副翼功能,负责滚转操作^[21]。该设计也可称为襟副翼。



图2 V-22襟翼^[21]

Fig.2 Flaps of V-22 tilt-rotor^[21]

2) 飞行品质与稳定性相关

14 CFR 中关于飞行品质与稳定性的条款例如:

- ①14 CFR 25.171 规定运输类飞机必须满足纵向稳定性、航向稳定性和横向稳定性要求。此外在正常使用下可能遇到的任何工况应保持静稳定性;
- ②14 CFR 29.171 要求旋翼航空器必须能在任何机动操纵中持续飞行,飞行长度需覆盖正常使用中预期任务时长,且飞行员不会因操作过度疲劳;
- ③14 CFR 23.2145 要求未获得特技飞行认证的飞机必须在正常操作中具备静纵向、横向及航向稳定性、短周期震荡与荷兰滚稳定性,并能在整个飞行包线范围内提供稳定的操纵力反馈;在适航规章要求外,飞行品质与稳定性对安全性与舒适性有重要影响。

为提升稳定性,V-22 采用 H 型尾翼设计,一方面出于舰载考虑,另一方面 H 型尾翼的设计可以获得更高的航向静稳定性(尤其是侧滑状态下)。AW609 则采用了 T 型尾翼设计,目的在于抬高平尾以避免机翼尾流与螺旋桨滑流,进而提高效率,但代价是航向静稳定性的下降。2015 年 AW609 的 2 号原型机在试验中坠毁,主要原因在于右侧机翼失速导致出现无法回正的侧滑^[22]。

3) 飞行性能相关

14 CFR 中关于飞行性能的条款例如:①14 CFR 29.49 对直升机的悬停性能和非直升机类旋翼机的最小运行速度加以说明;②14 CFR 25.105、14 CFR 25.109、14 CFR 25.113 分别对运输类飞机的起飞速度、加速-停止距离、起飞距离与起飞滑跑距离进行了约束。在适航规章要求外,飞行性能直接影响新型旋翼航空器的载重、速度、爬升率等主要性能参数,是民用航空器市场定位与竞争力的依仗。

新型旋翼航空器飞行性能的优化可从机翼、机身、尾翼、旋翼等方面实现,其中机翼与旋翼的效果最为明显、技术最为关键。机翼翼型方面,倾转旋

翼航空器需要同时兼具低速高升力、巡航低阻力、高阻力发散马赫数、低结构重量的特点,V-22 在机翼翼型设计中,先后对机翼重量和气动特性展开优化设计。结合重量、气动特性两方面的要求,通过翼型风洞试验,最终选取了 23% 相对厚度翼型^[21]。如图 3 所示。该翼型兼顾了最大升力、阻力发散马赫数、翼内装载和结构重量等方面的要求。

旋翼翼型方面,V-22 的旋翼翼型设计兼顾倾直直升机与固定翼两种飞行模式。V-22 在 NACA64 系列翼型的基础上发展出了 XN 系列旋翼翼型,从桨叶根部到桨叶尖部分别布置了 XN28、XN18、XN12、XN09 翼型。这种设计既能在低速状态下具有较大升力系数,也能在固定翼状态下兼具低阻特性,还能在悬停状态保持高升阻比^[23],如图 4 所示。新型旋翼航空器旋翼设计的技术难点在于兼顾不同工况下的设计需求。

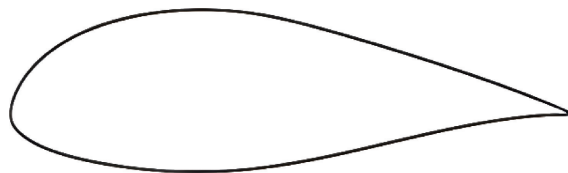
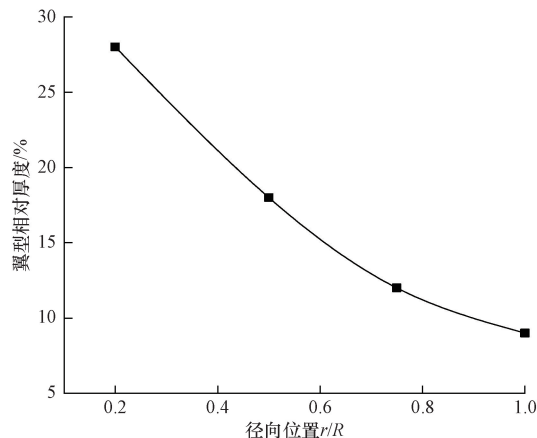


图3 V-22 机翼翼型(最大相对厚度 23%)

Fig.3 V-22 wing profile (maximum relative thickness 23%)



r 为翼型到翼根径向距离; R 为翼长

图4 V-22 旋翼翼型分布

Fig.4 V-22 rotor wing profile distribution

4) 噪声控制相关

14 CFR 36 Subpart K 中提到倾转旋翼航空器必须按照规定程序测量和评估产生的噪声。2013 年,FAA 提出倾转旋翼航空器噪声水平必须符合 ICAO《公约》附件 16 第 I 卷《航空器噪声》中的具体要求。此外,噪声也是影响飞行安全与乘员体验的重要因素。

新型旋翼航空器的主要噪声来源为旋翼噪声。旋翼噪声的控制方法包括主动与被动两种。主动设计的原理是采用主动控制技术,根据旋翼气动状

态及时改变桨叶形状,从而兼容多种旋翼工作状态,达到降噪效果;被动设计的原理主要是通过改进旋翼桨尖、优化翼型分布、改变旋翼转速等方法,在一定程度上降低桨叶噪声^[24]。虽然主动方法效果更好,但现阶段技术不够成熟,目前大部分旋翼航空器采用的是被动降噪方法,即结合旋翼工况优化旋翼外形与转速以达到降噪效果。

4.3.2 飞行控制系统设计

飞行控制系统是新型旋翼航空器核心技术,通过软硬件结合实现增稳、自动飞行与减轻操作负担。既是适航要求,也是提升安全性与易用性的关键。

1) 飞行控制系统可靠性相关

FAA关于飞行控制系统可靠性要求包括:飞控系统导致出现灾难性故障的概率不超过 10^{-9} h^{-1} 。针对电传控制系统软件,FAA根据RTCA/DO-178“机载系统和设备审定的软件因素”制定了适航审定标准,要求数字电传操纵系统中任何涉及安全的关键部件,必须达到DO-178中的A级审定标准^[25]。

冗余设计对提高飞行控制系统的可靠性具有极大作用。V-22和AW609均采用三余度全数字化电传飞行控制系统^[20],每套冗余操纵系统均由独立计算机运行,并由独立电源供电,3个数字通道间的数据交叉传输,互相校对,具有极高的可靠性。

2) 动稳定性要求与集成飞行控制

新型旋翼航空器动稳定性需满足适航要求(如14 CFR 23.2145、14 CFR 25.181和14 CFR 29.181等条款)。其中14 CFR 23.2145和14 CFR 25.181要求非特技类固定翼航空器在规定速度内必须满足短周期震荡模态和荷兰滚模态,可通过主动操纵有效克服。此外,飞行控制系统还应简化危险模态改出步骤以降低操作难度、优化安全性与驾驶体验。

飞行控制系统的技术难点在于智能化与集成化设计。以AW609为例,其采用集成高精度控制算法飞控系统,整机的控制方式与传统旋翼机类似,可通过单一操作同时带动多个气动部件完成复杂操作,在满足动稳定性要求的同时大幅降低了操作难度,使得直升机飞行员可以快速过渡并适应。

4.3.3 传动系统设计

新型旋翼航空器的传动系统与传统直升机不同,以V-22为例,V-22的传动系统主要由左/右发动机、左/右旋翼减速器、左/右倾转减速器、中间机翼减速器以及塔轴、机翼传动轴等组成。在航空器的短舱倾转时,倾转侧的发动机、减速器、旋翼一同绕机翼传动轴倾转,以达到单侧/双侧短舱倾转的效果。在运行过程中,发动机的输出转速与方向是不变的,若想改变旋翼旋转的方向,可以通过增加一组惰轮结构来实

现旋翼转向的改变。倾转旋翼航空器左右两侧的旋翼旋转方向相反,以抵消反扭矩效应。双倾转旋翼航空器的传动构型大多与V-22类似。

1) 传动系统冗余设计相关

新型旋翼航空器的传动系统需同时满足垂直起降模式下的高转速与固定翼模式下的低转速需求,并通过机械联动保证两侧旋翼倾转角度同步。传动系统可靠性直接影响到整机安全性。

AW609传动系统采用冗余设计,两侧倾转旋翼间设置驱动轴,使单发失效时任一发动机可为双桨提供动力。同时,AW609经测试具备液压自转着陆能力:全发失效后旋翼自动倾转,借助下降气流维持稳定下滑飞行姿态。

2) 传动机构润滑设计

旋翼机传动系统的润滑系统是其关键组成部分,需满足14 CFR 29关于干运转能力的适航要求:14 CFR 29.927(c)规定主减速器在完全失去润滑油后至少持续安全运行30 min;14 CFR 29.923要求通过干运转试验验证传动系统的短时无润滑运行能力。为此需优化传动构型布局,并选用适配材料与涂层。

4.3.4 材料与试验验证技术

1) 新型材料技术相关

14 CFR/CCAR虽没有材料专项条款,但通过结构强度条款(如14 CFR 23/25/29.301载荷要求、14 CFR 23/25/29.305强度与变形要求)间接约束材料性能。结构减重作为提升飞行性能的重要路径,可使材料优化服务于飞行性能类适航条款。当前适用于新型旋翼航空器的复合材料主要包括铝合金、碳纤维材料、先进陶瓷材料等。

以AW609为例,其全机结构大量使用复合材料,包括高强度复合材料客舱,高强度碳纤维材料发动机驱动轴,实现结构减重与强度提升。新型材料技术应用是新型旋翼航空器的技术要点之一。

2) 数字孪生技术

数字孪生指的是通过信息技术以数字化的方式建立实体的动态虚拟模型,对实体进行多学科、多尺度、多物理量的集成模拟仿真,通过描述实体的数值、行为等,实现对实体的性能预测^[27]。数字孪生技术并非适航规章的要求,但对新型旋翼航空器全生命周期(包括设计、试验、使用期间)有全方面多维度的支撑作用。

2024年,AW609的4号原型机在意大利进行着舰测试。测试期间,参与团队依托位于Cascina Costa的AW609工程开发模拟器,通过数字孪生技术对飞行程序进行先期仿真验证^[28],优化了甲板起降、多模式过渡等核心任务流程,有效缩短试飞周期,

降低测试成本。数字孪生技术对缩短适航认证周期、加速民用化进程具有革命性的推动作用。

5 输出项与最终 IPO 模型

IPO 模型的输出是流程活动的成果载体,通过生成可交付物实现系统价值。综合输入、使能项、控制项和活动元素,新型旋翼航空器适航理论与关键技术系统工程流程 IPO 模型的输出如下。

(1) 新型旋翼航空器关键技术。以新型旋翼航空器技术难点为驱动,结合其他环节的材料、约束与研究条件,得到新型旋翼航空器关键技术。

(2) 新型旋翼航空器专用适航条款。基于 14 CFR/CCAR 第 23、25、29 部适航规章、ICAO《国际民用航空公约》相关条款、AW609/Joby JAS4-1/Archer Aviation M001 特殊适航条款以及其他设计要求,针对现有或即将出现新型旋翼航空器型号制定专用适航条款。

(3) 新型旋翼航空器适航认证指南。以 AW609 的适航认证历程为参考,明确其飞行试验与地面试验流程,针对适航认证工作中的历史教训与关键难点,建立体系化的新型旋翼航空器适航认证说明指南。

5.1 IPO 模型应用实例

为验证所构建 IPO 模型的有效性与实用性,本节以新型旋翼航空器的“飞行品质与稳定性”为例,具体演示该模型如何系统性地将适航要求与技术难点进行关联,并生成具体成果。

以 AW609 为例,其 IPO 分析链条的实例如下。

5.1.1 AW609 输入项

(1) 机型数据资料。包括 AW609 的外形尺寸、性能参数、气动布局,如 AW609 采用 T 型尾翼设计布局。

(2) 认证历程与事故教训。AW609 的 2 号原型机在 2015 年的高速试飞中坠毁,事故调查表明其原因与特定飞行状态下的侧滑及稳定性问题相关。

5.1.2 AW609 控制项

适用适航规章:飞行品质与稳定性必须满足 14 CFR 25.171、14 CFR 23.2145 等条款,此类规章对航空器的静稳定性与动稳定性提出了强制性要求。

5.1.3 AW609 使能项

(1) 虚拟仿真。应用计算机仿真平台,对 T 型尾翼布局在高速及大侧滑角下的气动特性进行建模与流场仿真。

(2) 试验设施。利用风洞设备与地面试验台等设施,对仿真模型的气动数据与稳定性边界进行物理验证与修正。

5.1.4 AW609 活动项

该环节为 IPO 模型的核心,旨在融合输入、控制

与使能项,执行系统性分析。

(1) 适航规章解读与对标。依据控制项对 14 CFR 25.171(静稳定性)及 14 CFR 23.2145(稳定性与操纵力)等条款进行深度解读,明确适航规章对于航空器在飞行包线内的具体要求。

(2) 设计与事故关联分析。结合输入项信息,即 AW609 的 T 型尾翼布局与 2015 年坠机事故,采用使能项的仿真与试验工具进行复现与分析。

(3) 技术难点综合研判。此活动的核心在于执行 4.3.1 节所对应的技术研判工作。该活动通过将输入项中的 T 型尾翼布局及 2015 年事故数据与控制项中的稳定性规章进行映射与解构。研究证实,AW609 原型机所暴露出的高速侧滑时稳定性不足问题,是 T 尾布局在此类飞行器上应用的技术风险体现。此活动因此归纳并确认“高速飞行稳定性”与“大侧滑角可控性”是该构型倾转旋翼航空器必须攻关的关键技术难点与核心适航风险点。

5.1.5 AW609 输出项

(1) 关键技术识别。识别出“高速飞行状态下的稳定性增稳技术”与“集成飞行控制系统(见 4.3.2 节)”的深度耦合为关键技术。该技术是解决 AW609 原型机所暴露的稳定性不足问题,且满足适航规章核心要求。

(2) 专用适航条款建议。基于 CCAR-21-R5 21.17 框架,可为制定“动力升力”航空器专用适航条款提供如下参考:“除满足 CCAR 第 23、25 部中关于静稳定性的基础条款(如 14 CFR 25.171)外,必须针对高速飞行状态下(含临界侧滑工况)的稳定性与可控性增加专门的验证要求,以确保航空器在发生类似 AW609 原型机的失速侧滑后仍具备安全改出的能力。”

(3) 适航认证指南建议。在适航认证指南中,建议将“高速稳定性与大侧滑角可控性”列为 CAAC 的重点审查科目。指南应强调,鼓励申请人在进行飞行试验之前,充分利用风洞设备和数字孪生等先进仿真与地面试验手段,以充分评估其在极端工况下的安全性,从而辅助实现“缩短试飞周期,降低测试成本”的目标。

该实例表明,IPO 模型不仅是理论框架,亦是可运行的系统工程分析工具。该模型以输入项为始,在控制项与使能项的约束和支持下,通过活动项的系统分析,最终生成“关键技术”“适航条款”与“认证指南”等可交付成果。此流程实现了适航要求与技术要素的深度耦合,验证了模型的有效性与实用性。

5.2 最终 IPO 模型

结合前文内容可构建新型旋翼航空器适航理论与关键技术系统工程流程 IPO 模型,如图 5 所示。

- [9] Federal Aviation Administration. Proposed airworthiness standards for acceptance under the special class rule[J]. Federal Register, 2007, 72: 54968.
- [10] Federal Aviation Administration. Airworthiness criteria; special class airworthiness criteria for the agusta westland Philadelphia Corporation Model AW609 powered-lift [J]. Federal Register, 2023, 88: 37805-37807.
- [11] Federal Aviation Administration. Airworthiness criteria; special class airworthiness criteria for the agusta Westland Philadelphia Corporation Model AW609 powered-lift [J]. Federal Register, 2024, 89: 86713-86717.
- [12] Federal Aviation Administration. Designation of applicable regulations; 14 CFR 21.17[S]. Washington, D. C. : U. S. Government Publishing Office, 2025.
- [13] Federal Aviation Administration. Airworthiness criteria; special class airworthiness criteria for the Joby Aero, Inc. Model JAS4-1 powered-lift[J]. Federal Register, 2022, 87: 67399-67413.
- [14] Federal Aviation Administration. Airworthiness criteria; special class airworthiness criteria for the Archer Aviation Inc. Model M001 powered-lift [J]. Federal Register, 2022, 87: 77749-77763.
- [15] 孙滨, 付双检, 牟浩蕾, 等. 新型垂直起降 (VTOL) 航空器适航审定规则研究及建议[J]. 民航管理, 2022(2): 61-64.
Sun Bin, Fu Shuangjian, Mu Haolei, et al. Research and suggestion on airworthiness certification rules for new VTOL aircraft[J]. Civil Aviation Management, 2022(2): 61-64.
- [16] 王芳, 蒋建军, 王俊彪. 基于本体的适航管理知识建模的研究[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(11): 2642-2648.
Wang Fang, Jiang Jianjun, Wang Junbiao. Airworthiness management knowledge modeling based on ontology [J]. Science Technology and Engineering, 2012, 12(11): 2642-2648.
- [17] Federal Aviation Administration. Noise certification standards for tiltrotors[J]. Federal Register, 2011, 76: 36001-36011.
- [18] Federal Aviation Administration. Noise certification standards for tiltrotors[J]. Federal Register, 2013, 78: 1133-1143.
- [19] 中华人民共和国交通运输部. 航空器型号和适航合格审定噪声规定: CCAR-36-R3[S]. 北京: 中国民航出版社, 2022.
Ministry of Transport of the People's Republic of China. Noise certification standards for aircraft type and airworthiness: CCAR-36-R3[S]. Beijing: China Civil Aviation Publishing House, 2022.
- [20] Leonardo. AW609 brochure [EB/OL]. (2022) (2022-07-15)[2025-06-18]. <https://helicopters.leonardo.com/documents/16114711/22634768/AW609+Brochure.pdf?t=1657904238113>.
- [21] Rosenstein H, Clark R. Aerodynamic development of the V-22 tilt rotor [C]//Aircraft Systems, Design and Technology Meeting. Dayton OH: AIAA, 1986: 2678.
- [22] Perry D. Flight control laws partly responsible for AW609 crash [J]. Flight International, 2016, 189(5545): 2.
- [23] 曾伟, 袁明川, 樊枫, 等. 直升机旋翼翼型需求分析及技术发展展望[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(6): 61-69.
Zeng Wei, Yuan Mingchuan, Fan Feng, et al. Requirement analyses and technical prospects of helicopter rotor airfoils[J]. ACTA Aerodynamica Sinica, 2021, 39(6): 61-69.
- [24] 李文智, 曹瑶琴, 何志平. 基于材料及结构的直升机噪声抑制技术研究进展[J]. 航空材料学报, 2022, 42(2): 1-10.
Li Wenzhi, Cao Yaoqin, He Zhiping. Research progress of helicopter noise suppression technology based on materials/structures [J]. Journal of Aeronautical Materials, 2022, 42(2): 1-10.
- [25] Johnson L A. DO-178B: software considerations in airborne systems and equipment certification[M]. Washington, D. C. : RTCA, Incorporated, 1998.
- [26] 郑青春, 严岳胜, 张志龙, 等. 重型运输直升机传动系统构型与技术特点[J]. 航空动力, 2019(5): 33-36.
Zheng Qingchun, Yan Yuesheng, Zhang Zhilong, et al. Configuration and technical characteristics of heavy helicopter's power transmission system[J]. Aerospace Power, 2019(5): 33-36.
- [27] 王亚红, 张葵. 基于数字孪生的虚实融合试验技术研究 [C]//第二十一届中国航空测控技术年会论文集. 西安: 中国航空学会, 2024: 11-16.
Wang Yahong, Zhang Yan. Virtual reality fusion test technology based on digital twin [C]// Proceedings of the 21st China Aerospace Measurement and Control Technology Annual Conference. Xi'an: China Aeronautics Society, 2024: 11-16.
- [28] Leonardo S. AW609 tiltrotor successfully completes first ship trial campaign[EB/OL]. (2024-06-26)[2025-06-18]. <https://www.leonardo.com/en/news/press-release-detail/aw609-ship-trial>.