

第三届全国直升机年会 学术会议论文集

1987年11月17-21日

广东 珠海

中国航空学会
直升机专业委员会

目 录

一、直升机适航性、使用与维护 (16篇)

- | | | |
|------|--|---------|
| 1-01 | 试论民用航空器适航标准的性质和特点 | 钱勇伟 |
| 1-02 | 美国 FAA 旋翼航空器适航标准浅析 | 李学燕 |
| 1-03 | 民用直升机适航标准适航审定及其符合性研究工作 | 沈享业 |
| 1-04 | 关于空军主要直升机的使用维护情况分析 | 伍斌俊 王春林 |
| 1-05 | 直升机的海上外挂飞行 | 付百先 邹元振 |
| 1-06 | 从首次西昌地区护林机降灭火的试飞结果来分析直九型机在西南高原高温地区的适用性 | 屠 斌 |
| 1-07 | 我国直升机上舰情况及存在问题初探 | 郭 瑾 |
| 1-08 | 关于警用直升机的几个问题 | 吕素兰 |
| 1-09 | 贝尔 7701-7704 使用维护问题及解决办法 | 赵吉贵 |
| 1-10 | 超黄蜂直升机远洋执行重大任务的简要总结 | 邹元振 付百先 |
| 1-11 | 贝尔 206 直升机旋翼和尾桨震动度的测试和调整 | 魏亚清 |
| 1-12 | 地面加温炉的改革一直升机机务维修手段改革探讨之一例 | 王国祥 |
| 1-13 | 米-24 D 型武装直升机考察分析 | 陈正庆 |
| 1-14 | 直升机吊塔和牵放导引绳的施工技术 | 林国梁 |
| 1-15 | 武装直升机战场生存力设计—A129 武装直升机设计特点浅析一 | 陈德琰 |
| 1-18 | 直升机在我国民用事业上的应用 | 叶观维 |

二、直升机总体、结构及发动机 (18篇)

- | | | |
|------|------------------------------------|-----|
| 2-01 | 涡轮轴发动机有效功分配系数的计算 | 姚武文 |
| 2-02 | 涡轴发动机及其研制 | 崔之华 |
| 2-03 | 发展中的直升机新技术 | 施永全 |
| 2-04 | 对旋翼机未来发展的估计 | 高振华 |
| 2-05 | 必须加速发展我国民用直升机 | 丁山福 |
| 2-06 | 米-8 型直升机自动驾驶仪零位指示器反向指示原因分析及特殊情况的外置 | 张克高 |
| 2-08 | 结构胶接在 Z9 机中的应用 | 耿淑玲 |

2-09	直九6133右发动机涡轮叶片烧蚀故障分析	曹天运
2-10	复合材料在“Z9”机上的应用	胡晓旭 刘柱林
2-11	海豚: 侦察校射型舱门及侧部玻璃除霜除雾系统的论证	李视春 徐树林
2-12	Z9与Z9A机动力传动系统概述与分析	郎 伟
2-13	飞机燃油系统—液比计算公式	唐荣华
2-14	直升机红外抑制装置	杨振祥 金普法
2-15	计算机辅助设计在直升机总体方案设计上的应用(三)	陈祖豪
2-16	直升机操纵系统的计算机辅助设计	郭才根
2-17	3KW风力机玻璃叶片结构设计和试验	郭才根
2-18	叶片计算机辅助设计	朱 于 张 林
2-19	浅析高温高原气使用条件对某型直升机总体参数的影响	王燕强
		沈梦山
		郭士龙

三. 直升机空气动力学 (14篇)

3-01	贝尔20GBⅢ型(7743)飞机失控坠地事故剖析	魏正清
3-02	直升机的旋翼响应迟后和驾驶员的反馈作用对飞行品质的影响研究	杨松山
3-03	旋翼桨叶翼型动态失速特性研究	周海燕
3-04	直升机发射反坦克导弹时机动性能限制的分析	王贤明
3-05	贴地飞行时直升机的气动平衡特性研究	倪先平
3-06	桨盘迎角不为零时贴地飞行旋翼流场研究	倪先平
3-07	“直九武”的反坦克机动能力评价	高 正 李南慧
3-08	旋翼动力相似模型设计的F ₁ 缩尺法	张明珍
3-09	折尾调速式风力发电机性能算法	徐 直
3-10	海豚直升机纵向飞行品质研究	陈秋铭
3-11	旋翼的横向诱速分布 (Lateral induced Velocity distribution of a helicopter rotor)	王适存
3-12	直升机对大气紊流的响应	林河泉 许心钰

3-13 悬停旋翼地面效应研究

高正 戴世增
相金川

3-14 计及诱导分布不均匀和无铰旋翼挥舞扭转弹性变形
耦合因素的直升机在侧风下的稳定性和操纵性的
分析

曹义华 许心钰

四、直升机强度及动力学 (14篇)

4-01 应变响应实测报告(机动飞行载荷识别)

李万新

4-02 Z9结构件安全寿命计算方法

白岩 姜学东

4-03 直升机空中振荡故障的试验研究与预防

任国权

4-04 武装直升机滑撬抗坠毁计算

忻志明

4-05 直升机旋翼在前飞状态下的气动弹性稳定性分析

王仁良 彭宗梁

4-06 解弹性接触问题的二次规划法

黄生月

4-07 直×机尾桨毂壳体疲劳寿命估算

余林

4-08 复杂构造剖面的复合材料桨叶扭转刚度计算研究

黄敬贤 张杰

4-09 直升机部件三维加载谱折算方法

杨全生

4-10 多向协调程序加载试验研究报告

樊光华 李熏风

4-11 复合材料旋翼桨叶剖面扭转刚度计算

程耿东 顾元宪

4-12 任意前进比下海豚桨叶挥舞耦合运动的气动弹性
稳定性

孙之钊

4-13 直升机设计谱编制原则研究报告

杨泽慧

4-14 桨叶试件动力响应分析计算报告

许钟 邹振民

樊尉勋

徐明 徐桂祺

孙之钊

杨泽慧

试论民用航空器适航标准的性质和特点

钱 勇 伟

三八二厂适航组

NO. 1 - 01

内 容 提 要

民用航空器的适航标准是民用航空器型号合格审定的基准,它是工程技术人员在民用航空器型号设计中必须遵守的法规。因此,对适航标准必须有一个准确的认识。本文对四种民用航空器的适航标准的性质及其特点作了较为充分的阐述,纠正了对适航标准的一些误解,对适航工作的开展,对在民用航空器型号设计中正确贯彻适航标准能起到一定的促进作用。

概 述

数十年来,美国对民用航空实行适航性管理的实践表明,它对提高民用航空器的航行安全性作用极大,因此,这一制度已为世界上大多数国家所采用。尽管各国根据本国的国情确立了不同的管理模式,但是,对新设计的航空器必须进行型号合格审定这一规定却是共同的。各国都颁布了航空器的适航标准作为型号合格审定的依据。以美国为例,它颁布了四种民用航空器的适航标准,它们是:轻型飞机适航标准 FAR-23 部、运输类飞机适航标准 FAR-25 部、一般类旋翼机适航标准 FAR-27 部、运输类旋翼机适航标准 FAR-29 部。

为了加速我国民航运输事业和民用航空工业的发展,为了保证民用航空的安全,我国也已规定要对民用航空实行适航性管理,并确定由中国民用航空局(简称民航局)代表国家行使对民用航空产品适航性管理的权力,负责对民用航空产品的设计,制造和使用进行合格审定,对航空人员、航空机构实施必要的管理。目前,民航局正在制订我国的民用航空器型号合格审定基准——适航标准。民航局制定适航标准的基本原则是以美国的适航标准为蓝本,在不降低原标准的安全水平的前提下,结合我国国情,可作必要的修正。因此,我国的适航标准亦相应地分为轻型飞机适航标准 CCAR-03 部,运输类飞机适航标准 CCAR-25 部、一般类旋翼机适航标准 CCAR-27 部、运输类旋翼机适航标准 CCAR-29 部。目前,CCAR-23 部和 CCAR-25 都已由民航局正式公布执行。CCAR-27 部和 CCAR-29 部尚在制订中。民航局已经开展对新设计的航空器进行型号合格审定工作。哈尔滨飞机制造

厂设计制造的运十二飞机便是按适航标准进行合格审定的第一个机种。鉴于CCAR-23部当时尚未正式公布，民航局决定以美国FAR-23部和FAR-135部附录A作为运十二飞机的型号合格审定依据，经过三年的努力，运十二飞机已于1985年12月24日通过了鉴定，取得了型号合格证。

由于适航标准关系到新型号的设计质量，它是新设计的航空器能否取得型号合格证，投入生产的依据。所以，对适航标准要有一个较准确的认识，避免出现各种误解。为此，本文试图阐明适航标准的性质及其特点，以便在新机设计中正确贯彻适航标准，促进我国民用航空器设计水平的提高。

民用航空器适航标准的性质

适航标准是政府规定的民用航空器的最低安全标准，它只规定了以保证航空器具有最低安全水平为基点，必须要由政府控制的验收项目。人们总是希望航空器设计得越安全越好。但是，要做到绝对安全，不发生任何故障和事故，实际上是做不到的。这不仅是因为从技术上来讲做不到，还因为航空器的安全水平要求要受到经济上的限制。对航空器的安全水平要求越高，检验项目就越多，审定的费用就越大，必然造成制造成本增加，这不利于民用航空工业的发展。因此，适航标准只能是以不给设计制造方造成过大的经济负担的前提下来考虑安全要求。但是，这种安全水平又必须是人们可以接受的。所以适航标准只能是一个能保持安全性和经济性相平衡的、可以接受的最低安全标准。不同类别的航空器，由于在责任、故障、损失、后果和需求方面不同，由政府控制的验收项目就不同，民航局对不同的航空器规定的验收项目数见表1。这四种适航标准都保证各类航空器具有最低安全水平。

表 1 不同类别航空器验收项目数

部 别 分 部	CCAR-23	CCAR-25	CCAR-27	CCAR-29
A	2	2	1	1
B	40	42	27	32
C	57	64	36	40
D	65	84	58	67
E	77	89	53	77
F	46	57	36	42
G	30	31	27	29
总 计	317	369	238	288

适航标准是由民航局代表政府制订和颁布执行的，是政府批准航空器型号设计的验收标准。它既不是指导航空器设计的设计指南，也不是评定航空器性能高低的评价标准，而是航空器设计必须遵守的法律性条例，具有法律效力。新设计的航空器只有满足了适航标准，经合格审定取得型号合格证后，才能投入生产和使用。民航局明文规定，任何违反上述规定者，将视情节轻重，给予不同的处罚，造成的后果严重者，民航局将提请司法部门提出诉讼，追究刑事责任。因此，航空器设计者在实际工作中必须认真贯彻适航标准。

适航标准不是一成不变的，它只是相对的，不是绝对的。因为适航标准代表的最低安全水平只能依据当时的航空科技水平与使用经验来确定，它将随着时间的推移、技术的进步、市场的需求和使用经验的积累而不断地修改、补充和提高。例如，在五十年代初期，疲劳还没有成为一个问题，当时的适航标准中就没有规定对疲劳的要求，直到后来在鸽式飞机、彗星式飞机和马丁202型飞机上发生了由疲劳引起的灾难性事故，于是，在现行的适航标准中都有了对疲劳的鉴定要求。又如乘员使用的安全肩带，原先并无硬性规定。但使用表明，当发生事故时，有安全肩带时损伤仅为无肩带时的三分之一，因此，目前的适航标准中都规定要提供安全肩带。由于市场的需求，出现了一种所谓“通勤类”支线客机。在美国的FAR-23部中已补充了对这类飞机的适航标准，新标准已于1987年2月17日生效。在美国，旋翼机的适航标准FAR-27部和FAR-29部也在不断补充和修改，1980年版的FAR-27部规定的验收项目为228条，1985年版的FAR-27部规定的验收项目为238条，增加了10条。1980年版的FAR-29部规定的验收项目为281条，1985年版的FAR-29部规定的验收项目为288条，增加了7条。再如FAR-25部，自1965年公布以来到1984年底为止，已作过59次更改，目前正在酝酿再作一次涉及100条的修改，修改的目的之一就是为了跟上运输类飞机设计技术的变化和减轻经济负担，更改内容以“建议制订规则通告”公布在1984年12月3日的联邦注册报上。总之，适航标准是在不断更新，作为航空器设计者，必须密切注意国际上特别是美国适航标准的更新情况，以使我国民用航空器的设计水平能跟上世界技术的发展，当然也要总结自己的经验，不断更新我国的适航标准。

适航标准是航空器设计者必须遵守的法规，因此，设计人员在设计新机时必须遵守当时现行的适航标准。适航标准的更改，必须遵守一定的立法程序，以保证它的合理性。设计人员有责任根据自己的工作经验，向民航局提出更改适航标准的意见，民航局也应认真听取意见，但是更改权在民航局，以维护适航标准的法律效力。

民用航空器适航标准的特点

对现行适航标准的分析研究表明，它具有以下特点：

(一) 适航标准规定的所有项目，不论其技术上实现的难易程度如何对安全来说，具有同等的重要性。

在适航标准中，有的要求比较容易实现，有的则比较困难。例如，§²⁷/₂₉—251 条和 §²⁷/₂₉—1541 条相比较，§²⁷/₂₉—251 条要求在每一种适用的速度和功率状态下，旋翼机的每一部件必须无过大的振动。§²⁷/₂₉—1541 条要求旋翼机上的空速表、磁航向指示器、动力装置仪表、油量表必须有标记和标牌，标记和标牌必须醒目，不易擦去、损坏和弄模糊。从技术讲，解决振动问题要比设计标记标牌困难，但是，决不能小看标记和标牌问题。因为从安全角度考虑，如果标记标牌设计不当，在使用中会造成错觉，同样要危及安全。因此，设计人员对适航标准各条款应给予同样的重视。

(二) 适航标准只提出航空器设计必须满足的要求，并不提供解决设计的具体指导。

在适航标准中，有些条款看起来很抽象，不那么具体。例如 §²⁷/₂₉—547 “主旋翼结构”，该条要求每个主旋翼部件必须设计得能承受：(1) 临界飞行载荷；(2) 正常自转下出现的限制载荷；(3) 在地面运转期间，每片桨叶对它的止动块的撞击力；(4) 包括零在内的任意转速下的限制扭矩。又如 § 25.721 条，要求起落架系统必须设计成，如果在起飞和着陆过程中起落架因超载而损坏，或者当有一根或一根以上的起落架支柱未放下，飞机在受控情况下着陆引起结构损坏，都不能引起任何燃油系统溢出足够量的燃油，构成起火危险。这样的主旋翼、起落架如何设计，适航标准没有提供任何具体方案，这就能使设计单位，设计人员施展自己的才能，设计出满足要求的各种型式的产品来。

在适航标准中，少数条款有具体规定，例如结构安全系数，气动载荷分布形式，突风载荷等有具体规定，设计人员可按照规定进行设计，但这些条款的目的始终不是为了解决设计问题，而是根据经验表明，按照这样的规定进行的设计能保证安全。又如 §²³/₂₅—781 条规

定了驾驶舱内各操纵手柄必须符合的形状，§²⁷/₂₉—779 条规定了驾驶舱内各操纵杆的设计

必须符合规定的操作方向要求。这些规定的目的也主要是为了使用方便和避免误操作，而不是为了指导设计。

(三) 适航标准提出的必须验证的项目，除少数项目外，并不规定必须遵照的验证方法。

适航标准中提出的验证项目，民航局允许设计制造单位采用不同的方法来“表明”符合性要求，可以是计算、分析、飞行演示、地面试验，或类似结构的使用经验等，根据不同的情况确定。总之，验证方法不拘一格，允许充分利用各单位的人、财、物优势，确定最有利的验证方法。当然，提供的证据最终必须是民航局能满意的和可以接受的。例如，B分部的

各条要求需通过飞行试验来证实，但有些也可通过可信的计算作为符合性证据。§ 27—663²⁹

“防止地面共振的措施”，这条规定可以用分析、试验或可靠的使用经验来予以证明，或者由单个措施失灵时也不会引起地面共振来证明。又如 § 25—631 条要求尾翼结构的设计必须保证飞机同 8 磅重的鸟相撞之后，仍能继续安全飞行和着陆。验证方法可以是试验，也可以利用结构设计相似的飞机资料作证据，也可采用余度结构和把操纵系统元件置于保护部位或保护装置的办法来满足要求。

但是在适航标准中也有少数条款提出了必须用规定的试验作验证，有的还规定了验证方法（见表 2），这是因为民航局根据经验表明这种验证方法是可靠的，设计单位按规定的方

表 2 规定验证方法的条款

条 款 号	名 称
23—681, 25—681, 27—681, 29—681	限制载荷静力试验
23—683, 25—683, 27—683, 29—683	操作试验
23—725, 25—725, 27—725, 29—725	限制落震试验
23—727, 25—727, 27—727, 29—727	储备能量吸收落震试验
23—843, 25—843	增压座舱试验
27—923, 29—923	旋翼传动系统和操纵机构试验
27—927, 29—927	附加试验
23—965, 25—965, 27—965, 29—965	燃油箱试验
23—1015, 25—1015, 27—1015, 29—1015	滑油箱试验
23—1043, 25—1043, 27—1043, 29—1043	冷却试验
25—1045, 27—1045	冷却试验程序
23—1045	涡轮发动机飞机的冷却试验程序
23—1047	活塞式发动机飞机的冷却试验程序
29—1045	爬升冷却试验程序
29—1047	起飞冷却试验程序
29—1049	悬停冷却试验程序
23—1063	冷却液箱试验
注：在 CCAR-25 部附录 F 中，为 § 25—853, 855 和 1359 条及 23—853, § 27—853, 和 § 29—853 条的材料耐火性要求提供了一个可接受的试验方法。	

法提出的证据，民航局必定认可。这样的规定仍然是为了保证满足安全性要求，当然，如果设计单位能提出使民航局满意的符合性证据，仍是可以的。

四 适航标准提出的验证项目，不是对航空器的性能、操纵品质、结构、强度、动力系统、设备、使用限制等作评价，而是检验确保飞行安全所必需的最基本的项目。

一架满足适航标准要求的航空器，只能是一架具有最低安全水平的，合格的航空器，并不能表明航空器的各项性能的优劣。因为适航标准规定的验证项目，只是保证安全所必需的最基本的项目。例如，满足对动力装置提出的适航要求的动力装置设计，符合了安全性要求，但是它的耗油性能如何，螺旋桨或旋翼和发动机的匹配效果如何等等，并没有作出评定。又如对航空器飞行性能的验证，适航标准中没有要求测定航空器的一般飞行性能数据，如最有利的爬升速度、经济速度、最大航程等，而是规定了要验证影响安全的最基本的性能，如失速速度、起飞安全速度、最小起飞离地速度等。再如，适航标准中规定的一些设备，都是指保证安全飞行所必需的、要由政府控制的设备，不是说航空器上就不能再增加设备了。设计生产单位认为有必要，或为了满足用户的需要，可以增加设备。

所谓确保安全所需的“最基本”项目，不仅是指正常使用情况下确保安全所需的项目，还要包括可以在合理预计的最严重的使用情况下确保安全所需的项目。例如多台发动机航空器的一发停车是能预计的一种使用情况，因此，在适航标准中规定了要在一发停车（有的还要求双发停车）条件下验证航空器的飞行性能和飞行品质。又如某些结构元件的损坏对安全性的影响必须加以验证。在适航标准中就有关于损伤容限，破损安全性的验证要求。

(五) 适航标准提出的验证项目中，还包括在应急情况下最大限度保障乘员安全的验证项目。

尽管在航空器设计中遵守了适航标准提出的要求，在实际使用中要做到绝对安全是不可能的。因此，在适航标准中还规定了在应急情况下最大限度地保障乘员安全的要求，也就是有关于航空器的坠损安全性和应急撤离的要求。在CCAR-23部中，在机体方面必须满足坠损安全性和应急撤离要求的条款便有14条，在CCAR-25部中，有关飞机坠损安全性和应急撤离要求的条款有32条，在CCAR-27部和CCAR-29部中间样有这方面的要求。由此可见，适航标准对安全性的考虑是较全面的。

(六) 适航标准反映着当代的技术水平和使用经验，并将随着航空技术的发展而发展。

在现代航空器设计中，由于普遍采用了耐久性和损伤容限设计准则，来提高飞机的使用寿命和安全性。因此，在现行的适航标准中就要求对航空器“结构的损伤容限和疲劳评价”的验证项目。又如，座舱内座椅坐垫在失火事件中是传播火焰的大块燃料。因此，对座椅坐垫的阻燃性能有要求。但是，到目前为止，还没有找到不会着火的坐垫材料。美国FAA通过研究和试验，提出了基于“火焰隔离层”机理的“航空器座椅坐垫的可燃性要求”的新适航

标准, 作为对 FAR25 部和 FAR29 部第 853 条的修改。所谓火焰隔离层, 就是采用一层由高耐火材料形成的薄膜, 将坐垫芯子完全包住, 使芯子和火焰完全隔离开来, 起到了延缓火焰传播的作用。新标准已于 1984 年 1 月 26 日生效。

在适航标准中, 有些参数规定看起来是主观提出的, 个别的数据要求甚至在物理意义上是不能成立的。其实, 这些数据是大量试验和使用经验的结晶。实践表明, 符合它, 就能保证安全。例如, 旅客应急出口舱门的型式和尺寸大小的规定, 过道宽度的规定, 这些规定都是通过应急撤离试验和经过使用实践后确定的。更有趣的是 § 23-67 条对一台发动机停车下的爬升要求用 $0.00004 V_s^2$, 作为爬升率的符合性要求, 这只能将它看作是数值上的运算是经验数据。

航空技术的发展和运行中的经验积累, 不断地推动着适航标准的发展。例如, 复合材料等新材料的使用, 放宽静稳定度(人工增稳)技术的运用, 提高座舱内壁材料和座椅坐垫材料的耐燃性研究, 这些都要求在适航标准中有所反映。所以, 适航标准将不断地更新, 以适应航空事业的发展和保证航空安全。

结 束 语

综上所述, 适航标准的确是保证航空安全, 促进民航发展的一种手段。因此, 只要每个设计人员在新机设计中认真贯彻适航标准, 就一定能使我国的航空器设计早日达到世界先进水平。

参考资料:

1. 14CFR Parts 23, 25, 27, 29
2. CCAR23 部<正常类, 实用类, 特技类飞机适航标准> 中国民用航空局
3. CCAR25 部<运输类飞机适航标准> 中国民用航空局
4. CCAR27 部<一般类旋翼机适航标准> (讨论稿) 国营 122 厂编写
5. CCAR29 部<运输类旋翼机适航标准> (讨论稿) 航空部 602 研究所编写
6. 适航条例是什么和不是什么

程不时<国际航空> 1986. 1

7. 中华人民共和国民用航空器适航管理条例 中国民用航空局

美国 FAA 旋翼航空器适航标准浅析

第三届直升机学术会议论文

李景燕

三八二厂适航组

NO. 1-02

内 容 提 要

旋翼航空器在升力部件、动力传动系统以及飞行状态等方面与固定翼航空器有较大差异,因而对飞行安全所需考虑的问题也应有所不同。本文对 FAR29 (运输类旋翼航空器适航标准)和 FAR25 (运输类航空器适航标准)作了初步对比分析。有几个似乎对旋翼航空器的飞行安全有较大影响的问题而适航条例中未有要求,本文对此亦作了简要分析,关于 FAR27 (一般类旋翼航空器适航标准)和 FAR23 (一般类、通用类、特技类航空器适航标准)的差别亦基本在此范围。

一、适航标准是政府控制航空产品型号设计质量的最低安全标准

和其它民用航空产品(航空器、航空器发动机、螺旋桨)一样,民用旋翼航空器也是从设计开始直到该型号的航空器服役寿命结束的整个过程都要接受联邦航空局(FAA)对其适航状况实施控制和监督。任何一个型号,必须先取得型号合格证(TC)然后才能投入批生产、销售、使用或营运。型号合格审定的目的是要审查该型号之设计是否符合 FAA 所规定的,适合于该型号的有关联邦航空条例(FAR),主要的是有关适航标准。适航标准是由政府制订的控制型号设计质量的最低安全标准。旋翼航空器的适航标准有: FAR27——一般类旋翼航空器适航标准; FAR29——运输类旋翼航空器适航标准。此外,在型号设计和型号合格审定阶段,可能还要遵守其它一些适航标准和条例中的有关要求,主要的如:

• 其它适航标准:

FAR 33——航空器发动机适航标准;

FAR 35——螺旋桨适航标准;

FAR 36——航空器型号合格审定和适航合格审定的噪音标准。

• 行政管理方面的条例

FAR 21——产品及零部件合格审定程序。

• 营运与维修方面的条例:

FAR 127 一 直升机定期航班的合格审定与营运;

FAR 133 一 旋翼航空器外挂载荷作业。

二、旋翼航空器的设计特点在其适航标准要求方面的反映

与固定翼航空器相比,旋翼航空器主要在升力部件、动力传动系统和飞行状态等方面有较大差异,从而在适航标准所要求的侧重面有所不同。

(一) 固定翼航空器要求确定一系列特征速度:

- 失速速度 V_s (不同功率状态、不同形态、不同飞行状态、不同重量);
- 不对称功率时的最小操纵速度 $V_{\mu c}$ (地面、空中、进场);
- 起飞决策速度 V_{r} ;
- 抬前轮速度 V_{L} ;
- 离地速度 V_{LOF} ;
- 最小安全离地速度 V_{MU} 。

其中以 V_s 最为重要,这不仅是因为失速对固定翼航空器的飞行安全至关重要,而且由于历史的原因,条款中的要求所对应的速度范围大多是以 V_s 的某个倍数的形式规定的,所以要求在型号合格审定试飞之初首先确定出 V_s 。一般情况下,型号合格审定试飞过程中,各种功率状态,各种形态,各种飞行状态和不同重要的失速试飞总数达1000次之多。除 V_s 外, $V_{\mu c}$ 和 V_{r} 也是固定翼航空器的重要特征速度。上列的六个特征速度对旋翼航空器而言几乎完全不适用,其中只有运输类A类旋翼航空器有一个相似的临界决策点(CDP)的要求。下面分别进行讨论:

1. 关于失速速度 V_s :

(旋翼桨叶剖面迎角超过临界迎角时也会因气流分离而处在失速状态下工作。但桨盘上气流分离主要是在桨叶后行侧 270° 的附近,在大前飞速度时因桨叶向下挥舞速度大所引起的。这种现象有三个特点:

- (1) 它是在大前飞速度时出现的,而不象固定翼航空器那样是在小速度出现的;
- (2) 气流分离的出现是逐步和缓慢发展的,而且只局限在桨盘的 270° 附近,且一般只占桨盘总面积中很小的比例,所以总的升力损失不太大;
- (3) 出现气流分离后,桨叶和旋翼航空器的结构有非常强烈的振动,易为飞行员所发觉并采取相应改正措施。

由于上述三个特点,桨盘气流分离所带来的安全问题远不如固定翼航空器失速那样严重,因此旋翼航空器的适航标准中对这点没有要求。

2. 关于不对称功率时的最小操纵速度 $V_{\mu c}$:

固定翼航空器 V_{MC} 的定义是：(当临界发动机不工作时，能以机翼水平或坡度不大于 5° 且脚蹬力不超过 150 磅而能保持航向不变进行直线飞行的最小速度。) 对于固定翼航空器来讲，多台发动机一般是沿翼展方向对称分布的，而且无论是螺旋桨活塞式的、涡轮螺旋桨式、涡轮风扇式还是纯涡轮喷气式发动机，每一台发动机作为一个独立的推进系统或驱动系统。当任一发动机不工作时都会因左右两侧推力不对称而引起偏航力矩。但对旋翼航空器而言，无论是一台发动机还是多台发动机，它的传动系统都是同时驱动所有的旋翼（包括尾旋翼）。无论是单旋翼还是纵列式或横列式的旋翼航空器，即使一台发动机不工作，其余发动机仍是同时驱动所有的旋翼同时工作的，甚至在所有发动机都不工作而作自转飞行时也不例外。这一点在 § 29.917 和 § 27.917 对旋翼传动系统设计的总要求中作了明确规定，从而使旋翼航空器不会出现不对称拉力而引起的偏航力矩或俯仰力矩，所以也就没有最小操纵速度 V_{MC} 的要求。

3. 关于临界决策点：

固定翼航空器的临界决策点是一个速度，若在此速度时临界发动机突然不工作，航空器应该能够继续安全起飞或放弃起飞而使航空器安全停止。决策速度 V_1 的选择主要考虑跑道的长度，而且规定 V_1 要大于地面最小操纵速度 V_{MC} 并小于抬前轮速度 V_R ($V_{MC} \leq V_1 \leq V_R$)。对于旋翼航空器的临界决策点的定义与上述基本类似，但有两点主要差别：

(1) 它不是一个速度点，而是由一系列高度与速度组合线的一条“带”；

(2) 它考虑的因素不是跑道的长度，而是能否过渡到安全自转着陆。

值得注意的是，只是运输类 A 类旋翼航空器要求确定临界决策点 (§ 29.53)，要求是要避开 § 29.79 所确定的极限高度——速度包线的回避区。如 FAR 23 的规定一样，FAR 27 或 FAR 29 中的 B 类旋翼航空器当一台发动机不工作时是不允许起飞的，因此没有临界决策速度 V_1 或临界决策点 CDP 的概念。

□ 极限高度——速度包线：

旋翼航空器起飞时，前飞速度可以等于任何值，其中包括零（垂直起飞）。当发动机不工作时，不同的前飞速度下，旋翼进入稳定自转状态都需要有一段过渡时间，在这段时间内旋翼航空器下降了一个高度。对于某些高度——速度组合下，旋翼来不及进入稳定自转状态旋翼航空器就触地了，因而难以保证安全。由这些高度——速度组合成的范围就是极限高度——速度包线或安全回避区。这是旋翼航空器所特有的要求之一。

□ 关于稳定性的要求：

固定翼航空器对静稳定性的要求是要在所有飞行速度范围都是静稳定的。操纵力不得有反逆现象。对动稳定性的要求是任何短周期振荡是重阻尼的。按 1986 年 4 月颁布的 AC25-7 的解释，重阻尼的含义是在两周内衰减到不可感觉到。

§ 29.173 规定,若拉杆行程不超过总行程的 10%,则在悬停时从前飞速度等于 17 节到允许最大后飞速度的范围内允许杆力对速度有负斜率(不稳定)。对于动稳定性,1980 年颁的 FAR 29 没有要求,而 1985 年颁的 § 29.181 才要求短周期振荡有正阻尼。关于横——航向动稳定性,如对荷兰滚要求在 7 周内衰减至原来的 $\frac{1}{10}$ (幅值)。看来对旋翼航空器稳定性要求比固定翼航空器松,这可能是由于旋翼航空器的飞行品质特性本身和其理论的成熟程度有关。但从考虑稳定性的飞行状态则比固定翼航空器多,除了平飞和爬升之外,还包括悬停、垂直上升、自转下滑、侧飞和后飞等,即包括了旋翼航空器的所有可能的飞行状态。

(四) 关于地面“共振”:

旋翼与起落架耦合的自激振动——地面“共振”是旋翼航空器特有的一种振动,它对旋翼航空器的安全危害极大。§ 29.241 和 § 27.241 都对此作了规定。但只要要求旋翼航空器不得发生危险振荡的倾向。初看起来它比较原则,既没有具体指标,也没有解决的办法。这是因为适航标准是控制设计质量的最低安全要求而不是设计指南。只要旋翼航空器在地面上旋翼旋转时不发生危险振荡倾向——即不发生地面“共振”,就是保证了最低安全标准。至于设计用什么办法来满足这一要求,FAA 并不一定作明确规定。

(五) 悬停性能:

§ 29.73 和 § 27.73 规定了最小使用速度的性能。对于一般类和运输类 B 类旋翼航空器的悬停升限的最小值,对活塞发动机的旋翼航空器在标准大气条件时为 4000 英尺,对装一台涡轮发动机的旋翼航空器在国际标准大气 (ISA) 加 40°F 时为 2500 英尺。

(六) 与旋翼系统、传动系统和动力系统有关的要求:

1. 旋翼低转速限制和应急高桨距:

§ 29.33 和 § 27.33 对主旋翼低转速规定有限制,并规定要有低转速警告装置。规定低转速限制的原因有两方向:

(1) 有动力时的高桨距限制,主要是考虑旋翼转速不能低于批准的最小旋翼转速。这一方向是传动轴扭矩的限制,另一方面也是考虑桨叶气流分离以及当发动机一旦不工作时旋翼要有足够高的转速来过渡到稳定自转状态;

(2) 无动力时的低桨距限制,这主要是考虑低桨距限制机构既要保证在自转时旋翼有足够的转速,但又要防止旋翼在低桨距时超转。

旋翼可以有应急高桨距,但要有满足上述有动力时高桨距低转速要求的高距限制器,并且不可能在操作中被无意地超过。这似乎是在正常高桨距限制范围外的一个附加桨距操纵量,这个附加桨距是供应急情况时使用的。这对于固定翼航空器用的普通螺旋桨是没有的,向在