

文章编号: 1674-8190(2023)02-105-09

# 直升机无障碍机场 A 类性能起飞决断点试飞研究

杨华<sup>1</sup>, 孙光<sup>2</sup>, 高郭池<sup>1</sup>

(1. 中国民用航空沈阳航空器适航审定中心, 沈阳 110043)

(2. 中国试飞员学院, 西安 710089)

**摘要:** A 类性能是运输类直升机的典型特征, A 类性能飞行试验是表明符合性的最佳途径。以 CAAC 颁布的相关 A 类性能适航文件为基础, 分析 A 类起飞性能产生的背景, 研究相关规章条款的要求和符合性方法, 探讨极限高度—速度包线、A 类起飞航迹、A 类继续起飞和中断起飞以及最终起飞决断点确认等试飞技术, 制定无障碍机场 A 类性能起飞决断点试飞风险管控措施。构建的直升机无障碍机场 A 类性能起飞决断点试飞方法及试飞风险管控措施, 有效地指导完成了 AC312E、AC313 等直升机的局方审定飞行试验工作, 为其获得 CAAC 型号合格证奠定了基础。

**关键词:** A 类性能; 起飞航迹; 起飞决断点; 起飞安全速度; 起飞距离

中图分类号: V217

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.02.12

## Research on helicopter CAT-A performance take-off decision point on clear runway

YANG Hua<sup>1</sup>, SUN Guang<sup>2</sup>, GAO Guochi<sup>1</sup>

(1. Shenyang Aircraft Airworthiness Certification Center of CAAC, Shenyang 110043, China)

(2. China Test Pilot School, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** CAT-A performance is a typical feature of transport helicopter, meanwhile CAT-A performance flight test is the best way to verify its conformity. Based on the relative CAT-A performance airworthiness documents issued by CAAC, the background of CAT-A take-off performance is analyzed in this paper, the relative clause requirements and compliance method are researched, the flight test techniques concerning H-V envelope curve, CAT-A take-off flight path, CAT-A continued take-off, aborted take-off, and the determination of final take-off decision point are discussed. The CAT-A performance take-off decision point flight test risk management and control measures for clear runway are made. The CAT-A performance take-off decision point flight test method and flight test risk management and control measures specified in this paper has effectively instructed the CAAC certification flight test toward AC312E, AC313, laying a sound foundation for the above mentioned helicopters to acquire CAAC type certificates.

**Key words:** category A (CAT-A) performance; flight path of take-off; take off decision point; take off safety speed; take off distance

收稿日期: 2022-03-19; 修回日期: 2022-07-08

通信作者: 孙光, 43148291@qq.com

引用格式: 杨华, 孙光, 高郭池. 直升机无障碍机场 A 类性能起飞决断点试飞研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(2): 105-113.

YANG Hua, SUN Guang, GAO Guochi. Research on helicopter CAT-A performance take-off decision point on clear runway[J].

Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(2): 105-113. (in Chinese)

## 0 引言

民用直升机为获得型号合格证,必须按照适航规章进行型号合格审定,开展型号合格审定的目的是保障民用航空安全、维护公众利益、促进民用航空工业的健康发展。为了实现建设民航强国的战略目标,我国日益重视提高自主创新能力,加快产业升级,加大民用飞机等高端装备制造业投入,民用航空工业迎来了历史上最好的发展机遇。“民机发展、适航先行”,随着我国民用航空工业的快速发展,适航审定工作面临极大挑战,迫切地开展适航审定技术研究,补齐“适航审定能力不足”短板,推动公共运输航空和通用航空“两翼齐飞”<sup>[1]</sup>。

根据《运输类旋翼航空器适航规定》<sup>[2-3]</sup>要求,运输类旋翼航空器可按照规章的A类或B类进行合格审定,A类要求直升机在无障碍机场起飞过程中发生单发失效后具有继续起飞或安全着陆的能力,而B类则要求直升机在无障碍机场起飞过程中发生单发失效后能够立即安全着陆。因此,单发直升机只能申请B类型号合格证,多发(含双发)直升机既可申请B类型号合格证,也可申请A类型号合格证,或同时申请A类和B类型号合格证<sup>[4-5]</sup>。

起飞性能是直升机的重要性能之一,是民用直升机型号合格审定期间符合性验证试飞和局方审定试飞<sup>[6]</sup>的重要科目,直升机起飞决断点试飞技术是确定直升机起飞性能的关键技术。在A类直升机起飞性能试飞过程中,CCAR29部对起飞航迹中各关键点的高度、速度和功率等皆有明确的要求,必须通过飞行试验获取直升机起飞的航迹参数、操纵参数及其他状态参数,任何操纵失误或偏离都可能降低起飞性能,影响试飞结果对规章条款的符合性。另外,直升机起飞决断点试飞风险较高,由于发动机剩余可用功率有限,导致直升机操纵响应<sup>[7]</sup>较慢,且距离地面特别近,容易出现直升机下部触地的情况,这要求试飞员应对直升机飞行状态判断准确,且处置动作要及时到位。

直升机试飞技术先进国家在直升机起飞决断点方面进行了长时间的广泛和深入研究,在试飞理论、试飞方法、试飞程序、试飞技术、试飞测试技术和试飞员培训等方面已基本成熟,并成功应用于许多直升机型号合格审定期间的飞行试验<sup>[8-11]</sup>。

与直升机试飞技术先进国家相比,我国在直

升机起飞决断点方面的研究起步较晚,随着近几年国家的重视和投入的增加,在起飞决断点试飞方面进行了深入研究并取得了大量科研成果<sup>[12-16]</sup>。在型号研发试飞方面经历了Z5、Z8到Z9等系列机型,积累了一定的经验,掌握了一定的试飞技术。但是,在起飞和着陆试飞方面基本上是参考或直接引用FAA、EASA的相关试飞技术资料,进行的只是在已知临界决断点情况下的程序验证,尚未对直升机起飞和着陆临界决断点的试飞技术进行过专门的研究。申请人可能考虑起飞决断点科目的试飞风险高、试飞技术要求高、实施难度大、成功率低等因素,目前为止该科目符合性验证试飞基本上都是聘请国外试飞员。

本文从试飞员的角度,研究和归纳直升机无障碍机场A类性能起飞决断点试飞方法和试飞技术,可直接应用于新型直升机型号合格审定的符合性验证试飞和局方审定试飞,可为局方试飞员提供借鉴和指导,同时也可申请人为试飞员提供参考。

## 1 直升机A类起飞性能概述

### 1.1 A类起飞性能背景分析

直升机典型起飞分为垂直起飞、悬停加速起飞、地面滑跑起飞三种方式,如图1所示(注:1 ft=0.304 8 m)。

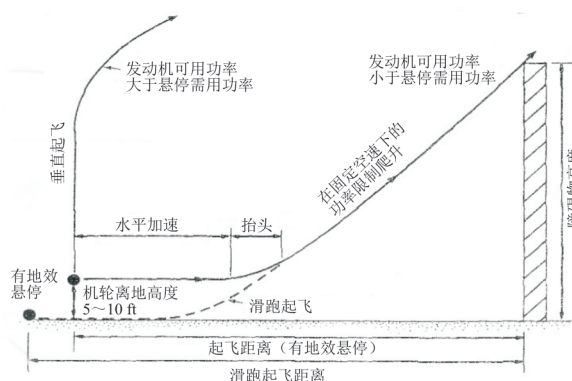


图1 直升机起飞方式<sup>[17]</sup>

Fig. 1 Helicopter take-off pattern<sup>[17]</sup>

确定直升机起飞方式的主要因素是可用剩余功率的大小,当剩余功率足够时,直升机可以垂直起飞或以试飞员所要求的任何飞行路径角度爬升。当剩余功率由于高度、重量及功率限制等因素下降到直升机不能做垂直起飞时,甚至在悬停

高度受到限制的情况下,如果地形比较平缓,在起飞路径上没有主要障碍物,直升机可以在有地效悬停状态下加速到一个预先确定的速度和高度爬升,仍能获得较好的起飞性能,其起飞剖面如图 2 所示。

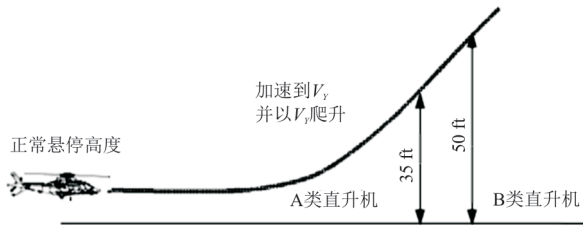


图 2 典型的直升机起飞剖面<sup>[18]</sup>  
Fig. 2 Typical helicopter take-off profile<sup>[18]</sup>

当直升机沿着起飞剖面起飞,加速到  $V_Y$  速度前任意一点发生关键发动机失效,直升机安全着陆的情形如图 3 所示。

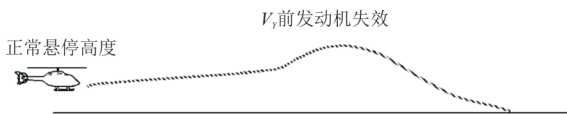


图 3 直升机发动机失效安全着陆示意图  
Fig. 3 Engine failure prior to  $V_Y$  safe landing

此时,由于着陆场地具有足够的安全空间,为直升机的安全着陆提供了保障。然而,当着陆场地受到限制,不具备足够的安全着陆空间时,对直升机的安全着陆提出了挑战,其情形如图 4 所示。

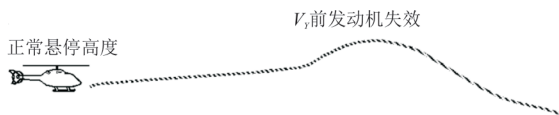


图 4 直升机发动机失效不安全着陆示意图  
Fig. 4 Engine failure prior to  $V_Y$  unsafe landing

为了提高直升机飞行运行的安全性,人们根据确定直升机起飞性能的主要因素是剩余可用功率大小的原理,对直升机在不同条件(重量、高度、温度、功率影响或使用限制)下的起飞性能进行了深入研究,并以适航规章的形式提出了运输类直升机 A 类起飞性能要求,希望运输类直升机能够达到运输类飞机的安全水平。

### 1.2 无障碍机场 A 类起飞性能要求

直升机无障碍机场 A 类起飞性能要求在起飞

航迹的任意一点,关键发动机失效时,必须确保直升机能在起飞场地安全着陆或具备继续起飞的能力,如图 5 所示。

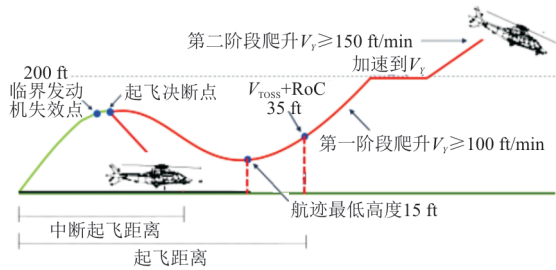


图 5 直升机 A 类性能起飞示意图<sup>[19-20]</sup>  
Fig. 5 Helicopter CAT-A performance take-off schematic diagram<sup>[19-20]</sup>

A 类起飞性能概念限制了直升机的起飞重量,当一台发动机在起飞决断点或在到达起飞决断点之前的起飞剖面上任意一点处失效,直升机必须在确定的中断起飞距离内能够安全着陆;如果一台发动机在起飞决断点或在 A 类起飞剖面中任意一后续点失效,应保证有继续安全爬升的能力并能在离起飞场地上空至少 35 ft 处获得起飞安全速度 ( $V_{TOSS}$ ) 和正的爬升率。

### 1.3 无障碍机场 A 类起飞性能起飞决断点条款要求解析

对运输类直升机进行无障碍机场 A 类起飞性能试验的目的是确定起飞决断点,评定必需的驾驶技术以及制定任一可供选择的、所要求的起飞场地。

起飞决断点是一个“继续或停止”的条件<sup>[19-20]</sup>,在到达起飞决断点之前,试飞员应有停止起飞的准备,并且当一台发动机在该起飞阶段中失效时,试飞员会因没有获得足够的能量来保证继续飞行而终止起飞;在起飞决断点,试飞员有继续起飞的打算,而且当发动机在该点或该点之后失效时,试飞员因不再有足够大的地面场地来终止起飞而要继续起飞。

CCAR29.55 条款要求试飞员根据不多于两个参数来确定起飞决断点<sup>[19-20]</sup>,如指示的高度和空速组合。在使用单一的参数如时间、高度或空速作为识别起飞决断点的方法时,则必须与精确规定的起飞航迹和机组操作程序结合起来,来达到所要求的安全等效水平。同时,要求试飞员演示

起飞阶段所用的驾驶技术是易于重复的,并且这种技术不得要求有特殊的驾驶技巧、机敏和特别有利的条件。

## 2 无障碍机场 A 类性能起飞决断点试飞方法探讨

确定无障碍机场 A 类起飞的起飞决断点主要进行的飞行试验步骤包括:极限高度—速度包线试飞、A 类起飞航迹试飞、A 类继续起飞和中断起飞试飞以及最终的起飞决断点确认试飞。本文依据适航规章要求,结合作者本人在国内外的试飞经验,重点对上述飞行试验步骤的试飞方法进行研究探讨。

### 2.1 极限高度—速度包线试飞

极限高度—速度包线也叫做高度—速度图或 H-V 包线,是指旋翼航空器的极限能力,它确定了在地面以上不能进行无动力或一台发动机不工作(OEI)安全着陆的高度—速度包线。在进行无障碍机场 A 类起飞性能试验之前,首先通过飞行试验确定直升机的极限高度—速度包线,以确保后续的 A 类起飞性能试飞能够满足 CCAR29.59 条款“起飞轨迹必须始终避开按第 29.87 条指定的高度—速度包线”的要求。

开始 A 类起飞试飞前,需先完成极限高度—速度包线试飞,基于确定的极限高度—速度包线约束后续的 A 类起飞轨迹。A 类中断起飞和继续起飞都涉及近地面和低速下的单发失效过渡状态,先完成极限高度—速度包线试飞,有利于试飞员逼近摸索直升机在近地面和低速下的单发失效过渡操纵特性和要领,并确定其安全边界,确保了后续 A 类起飞试飞的安全。

此外,极限高度—速度包线试飞存在较高的安全性风险,并且需要消耗发动机和传动系统应急功率状态寿命,很多机型多选择使用简化的、不随重量变化、甚至不随高度和温度变化的固定极限高度—速度包线,以减少极限高度—速度包线的试飞架次。通常,高高度的极限高度—速度包线会比低高度的更大、更保守,先确定高高度的极限高度—速度包线可更好地确保 A 类起飞轨迹以

避开极限高度—速度包线。因此,为了节省试飞周期,极限高度—速度包线和 A 类起飞试飞可以由高高度向低高度开展,即先完成高高度的极限高度—速度包线,基本确定极限高度—速度包线后,继续完成高高度的 A 类起飞试飞,进而再依次降低高度直至完成低高度的极限高度—速度包线和 A 类起飞试飞。当然,为了降低试飞风险,往往也会在中低高度先进行摸底性的研发试飞,让试飞员逐渐逼近和掌握直升机在近地面和低速下的单发失效过渡操纵特性和要领。

极限高度—速度包线对于 A 类起飞试飞影响最大的是悬停低点、下边界和拐点,如图 6 所示(注:1 kn=1 n mile/h=0.514 444 m/s)。

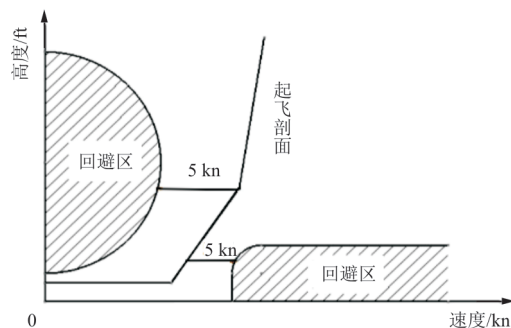


图 6 无障碍机场 A 类起飞剖面  
Fig. 6 Clear runway CAT-A take-off profile

悬停低点和下边界的离地高度限制了 A 类正常起飞航迹的离地高度,需至少满足起飞悬停离地高度和近地面飞行高度保持能力的要求,并决定了 A 类起飞起始水平加速后何时开始爬升,如下边界的离地高度过低会导致 A 类起飞的起始水平加速段过长,增大操作难度,不符合试飞员的起飞操纵习惯;拐点的速度限制了  $V_{TOSS}$  速度,因为直升机会在 A 类继续起飞程序中以  $V_{TOSS}$  速度爬升,所以  $V_{TOSS}$  必须大于拐点速度,且应留有足够余度(5 kn)。因此,通过极限高度—速度包线飞行试验,不仅为 A 类起飞性能数据的获取打下了坚实基础,更重要的是为提高试飞技术积累了宝贵经验。

### 2.2 A 类起飞航迹试飞

进行 A 类正常起飞程序研发试飞,初步确定正常起飞程序下的 A 类起飞航迹,该航迹应具备



合理的起飞姿态俯仰角和操纵量,与回避区保持合理间隙,确定直升机无障碍机场A类起飞航迹。

A类的正常起飞程序通常包括:稳定有地效悬停、低头水平加速、达到特定速度后开始爬升、持续加速至 $V_Y$ 完成起飞。无障碍机场起飞程序如图7所示。

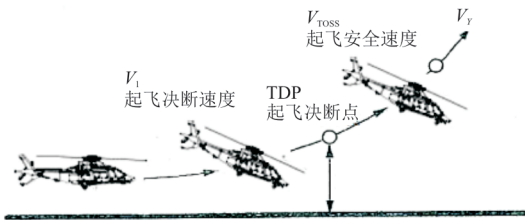


图7 无障碍机场起飞程序示意图

Fig. 7 Clear runway take-off procedure schematic diagram

在试飞过程中,A类正常起飞的轨迹需要进行不断地试飞来摸索,进而确定正常起飞的程序细节。不同的试飞员会有不同的起飞习惯,在起飞加速过程中需要多少度的下俯角,多大的速度匹配多大下俯角等都会对起飞轨迹产生影响。

在正常起飞程序中,最关键的阶段为近地面低头水平加速阶段。在该阶段直升机需用功率同时受到飞行速度、地面效应和加速度的影响,需用功率一方面随着飞行速度增加而减少,另一方面由有地效悬停转入前飞状态,地面效应随着速度增加而削弱,导致需用功率增加,对直升机进行加速也需要额外做功,故需用功率在这个阶段的变化是一个复杂的变化过程,目前进行准确的计算仿真还较为困难,需要依靠试飞员通过试飞进行

探索。

通常要求低头水平加速阶段的需用功率与稳定有地效悬停基本相当,即整个近地面低头水平加速阶段的需用功率基本不变,基于这个判据即可通过试飞确定低头水平加速阶段的合理推杆幅度和低头角度。同时,根据近地面低头水平加速阶段的直升机离地高度变化,即可反向确定稳定有地效悬停的离地高度,确保近地面低头水平加速阶段的直升机离地高度具有足够的安全余度。根据以往试飞经验和实际分析,4 t级以上的直升机,直至目前世界上最大吨位的米-26直升机,基本都选择了3 m左右作为稳定有地效悬停离地高度,而没有随着吨位增加而增大离地高度,说明正常而言,近地面低头水平加速阶段的直升机离地高度应保持增加或者不变,不应或者极少出现依靠掉高度损失势能换取前飞速度的趋势。在通过近地面低头水平加速阶段,直升机加速至极限高度—速度包线的拐点速度后,直升机即可再次调整姿态进入爬升,从而确保了整个A类正常起飞轨迹都始终避开穿越极限高度—速度包线。在确定了A类正常起飞程序和其航迹后,就可以在航迹上选取起飞决断点了。

### 2.3 A类继续起飞和中断起飞试飞

接着在A类起飞航迹上选取一点作为起飞决断点进行A类继续起飞和中断起飞试飞,如图8~图9所示。

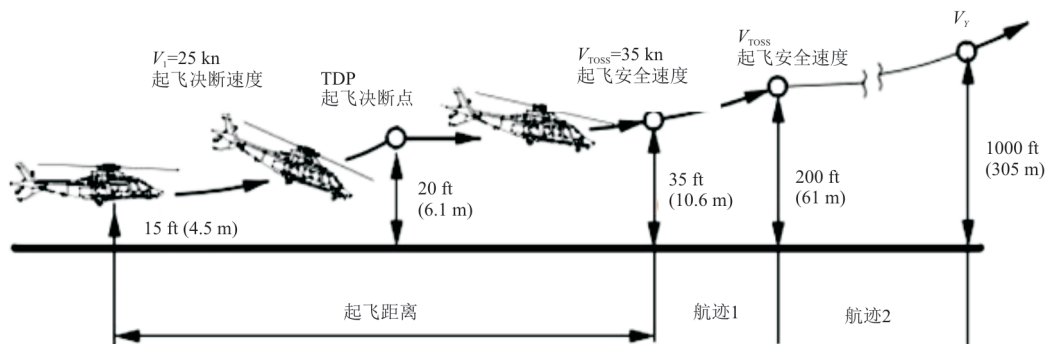


图8 无障碍机场A类性能继续起飞示意图

Fig. 8 Clear runway CAT-A performance continued take-off schematic diagram

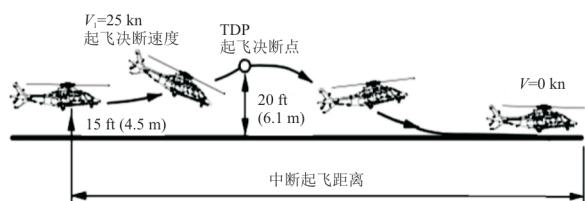


图9 无障碍机场A类性能中断起飞示意图

Fig. 9 Clear runway CAT-A performance aborted take-off schematic diagram

起飞决断点的选取主要需要考虑起飞距离和A类起飞重量两个方面。对于起飞距离,A类起飞距离是由中断起飞距离和继续起飞距离两者中取大值确定。中断起飞距离在CCAR29.62(a)中规定,即从直升机稳定悬停至直升机完全停止的水平距离。继续起飞距离在CCAR29.61(a)中规定,即从直升机稳定悬停至直升机爬升至离地35 ft (15 m),速度达到 $V_{TOSS}$ 并建立正爬升率那一点的水平距离。对于起飞阶段的低速度段,直升机的需用功率随飞行速度增大而减小,故起飞决断点的对应速度越大,就越容易加速至 $V_{TOSS}$ 并建立正爬升率,但是起飞决断点的对应速度越大也导致了加速距离更长,中断起飞的减速并停止距离更长。因此,为了使起飞距离最短,存在一个起飞决断点,使得继续起飞距离和中断起飞距离基本相当,这种选取起飞决断点的方法称为平衡场法。

对于A类起飞重量,A类起飞重量在CCAR29.67中规定,即在离地60 m (200 ft)高度使用2.5 min一台发动机不工作(One Engine Idle,简称OEI)或者2 min OEI功率状态和申请人选定的 $V_{TOSS}$ 速度,爬升率大于0.5 m/s的重量,以及在离地300 m (1 000 ft)高度使用30 min OEI或者最大连续OEI功率状态和申请人选定的最佳爬升速度,爬升率大于0.75 m/s的重量,两者取较小值即为A类起飞重量。通过分析可以看出,后一个条件对于给定的机场气压高度和温度,30 min OEI或者最大连续OEI功率状态由设计决定,申请人选定的最佳爬升速度由平飞或者爬升性能试飞确定,其重量不随起飞决断点和 $V_{TOSS}$ 的选取而变化,是一个固定值;而前一个条件,由于其速度条件为申请人选定的 $V_{TOSS}$ 速度,而 $V_{TOSS}$ 速度和起飞决断点的选取相关,故受到起飞决断点和 $V_{TOSS}$ 选取的

影响, $V_{TOSS}$ 速度越大,则重量越大; $V_{TOSS}$ 速度增大的A类起飞重量收益也是有限的,其收益随着速度增加而减少,当 $V_{TOSS}$ 与最佳爬升速度相当时达到极限。根据试飞经验,A类起飞重量主要由前一个条件确定,申请人也可以选择增大起飞决断点和 $V_{TOSS}$ 速度,提高直升机的A类起飞重量,这意味着增加了中断起飞距离,导致起飞距离性能的牺牲。因此,起飞决断点和 $V_{TOSS}$ 速度的选取需要在起飞距离和A类起飞重量中进行取舍,增大起飞决断点和 $V_{TOSS}$ 速度可以提高A类起飞重量,而牺牲起飞距离性能,并且A类起飞重量的收益随着速度增加而减少,起飞距离随速度增加而迅速增大,使得申请人需要折中选取合适的起飞决断点和 $V_{TOSS}$ 速度,以适应市场用户的需求。

此外,根据FAA AC29.45的要求,A类起飞重量不能进行外推,即A类起飞重量受到实际试飞演示的重量限制,调整起飞决断点和 $V_{TOSS}$ 速度会改变实际试飞演示重量要求,导致试飞现场频繁调换配重和试飞周期的增加,因此试飞成本和周期代价也是应在起飞决断点选取中的重要考量。

最后,由于继续起飞和中断起飞试飞需要各重复5次,导致起飞决断点的选取还受到可以重复演示的最小速度限制。直升机的空速指示系统受到直升机主旋翼下洗流的影响,在极小速度下指示空速存在跳变和不稳定的问题,CCAR29.1323(a)要求空速指示系统应具备从37.04 km/h (20 kn)开始指示空速的能力,但目前机型需要在指示空速达到55 km/h (30 kn)才能稳定准确地显示指示空速,限制了可重复演示的起飞决断点速度最小值。同时还需要考虑发动机告警响应时间和试飞员反应时间的要求,发动机告警响应时间是指发动机关车(或者进行训练模式)瞬间至发动机告警灯亮瞬间之间的系统响应时间,以满足FAA AC29.59(a)中试飞员以发动机告警灯亮为发动机失效判据的要求,该系统响应时间往往需要约0.3~0.5 s,试飞员反应时间则为1 s。为了完成起飞决断点试飞,试飞员需要首先看见指示空速达到预定数值(需达到约40 km/h以上),然后执行发动机关车(或者进行训练模式)操作,待发动

机告警灯亮后再等待1 s试飞员反应时间,才能执行继续起飞和中断起飞操纵;此时直升机已经在约指示空速40 km/h的起始速度上又加速飞行了约2 s,指示空速可能会达到55~65 km/h(30 kn),从而限制了起飞决断点可重复演示的最小速度。

## 2.4 起飞决断点确认试飞

基于确定的起飞决断点,需对取证包线内的每个机场高度进行5次有效的继续起飞和中断起飞试飞,起飞剖面如图10~图11所示。

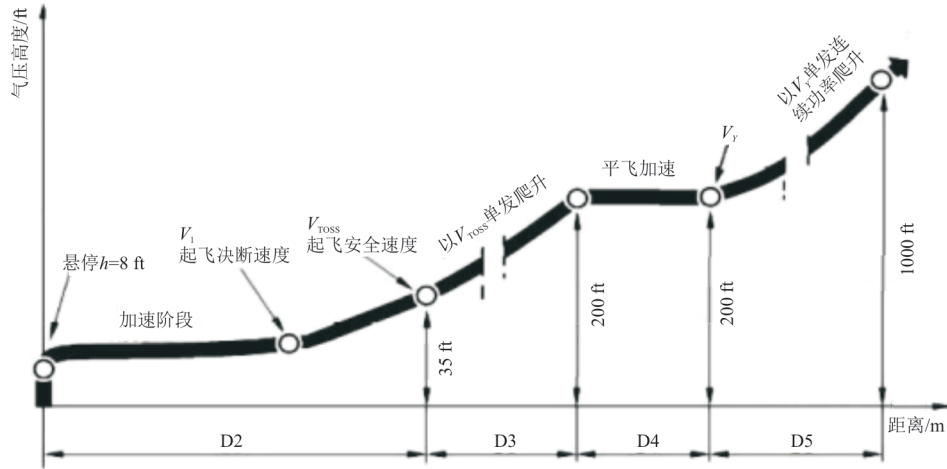


图10 无障碍机场A类性能继续起飞剖面

Fig. 10 Clear runway CAT-A performance continued take-off profile

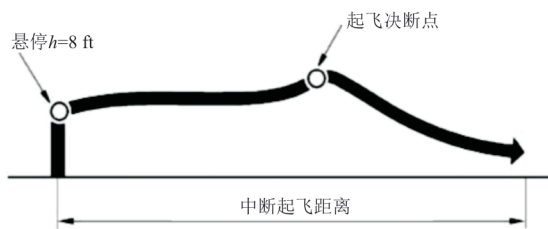


图11 无障碍机场A类性能中断起飞剖面

Fig. 11 Clear runway CAT-A performance aborted take-off profile

在试飞过程中,需要完成5个继续起飞和5个中断起飞,即需要试飞员在同一速度下准确地关车10次才能获得足够的有效架次数据。尤其是在实际试飞中包含使用训练模式和真实OEI两种演示方式,在使用训练模式演示时,从进入训练模式瞬间至发动机失效警告灯亮需要的时间约1.5 s;使用真实OEI演示时,从进入真实OEI瞬间至发动机警告灯亮需要的时间约0.5 s,告警系统反应时间的不同导致两种试飞的操作时刻和对应的速度点不一样,因此在试飞过程中,需要试飞员的操纵技巧来弥补系统的缺陷,从而实现发动机失效告警灯亮的速度(即决断点速度)基本相同,这对试飞员的试飞技术提出了很高的要求,需要试飞员在实践中不断地积累和探索。

A类起飞试飞的关注重点是起飞轨迹的可重复性,其中包括正常起飞段轨迹的可重复性、在起飞决断点处关车的可重复性和关车后轨迹的可重复性。经过试飞总结发现,在进行无障碍机场A类起飞试飞时面临的最大的挑战是起飞轨迹误差偏大,有时这些误差淹没了其他试飞因素的影响和规律,也导致咨询通告中要求进行至少5次有效架次试飞,起飞距离取平均值。

通过试飞获得起飞决断点的继续起飞和中断起飞距离,进一步确定起飞程序细节,并进行部分偏离影响试飞,最终完成起飞决断点试飞,确定直升机的A类起飞程序、重量限制和起飞距离。

## 3 试飞风险分析及处置措施

对整个A类起飞的轨迹进行分析,可以看出在起飞决断点后发动机失效的瞬间,直升机的速度和高度都较低,并可能在近地面因发动机失效而进一步损失高度,通常认为是最危险的状态。但目前的试飞实践认为A类起飞重量明显小于B类起飞,且A类起飞轨迹在已证实的回避区外,因此,A类起飞试飞并没有太高的风险。对于A类中断起飞,由于重量小于回避区试飞重量,故试飞风险小于回避区试飞;对于A类继续起飞,如果选取



的决断点速度和  $V_{\text{TOSS}}$  速度较大,在发动机失效后甚至不损失高度即可完成后续起飞。因此,A类起飞性能的试飞风险主要集中在极限高度—速度包线试飞中,极限高度—速度包线试飞确定了直升机在近地面的单发失效安全边界,确保了后续A类起飞性能的安全。对于极限高度—速度包线试飞,主要的试飞风险来自于:

(1) 直升机接地速度、垂向过载或者姿态角过大

导致试飞风险的直接原因是直升机与跑道地面发生碰撞,具体体现为直升机的接地速度、垂向过载或者姿态角过大。例如接地速度和垂向过载超出了起落架的吸能极限,可能导致起落架损坏,机体结构变形,甚至伤及试飞员,但实际试飞中,目前还没有可靠的测试手段可以实时向试飞员给出直升机的接地速度及垂向过载,需要通过试飞数据和遥测手段进行事后报告。导致直升机与跑道地面发生碰撞的另一种可能是接地姿态角过大,典型的状况为抬头减速后未及时推杆调整姿态,导致接地俯仰角过大,尾梁触地导致尾部结构损坏。为了防止直升机接地速度、垂向过载或者姿态角过大,主要措施是需要试飞员采取由易到难、逐点逼近的试飞方式,逐步调整试飞点,通常选择每次只改变高度和速度中的一个,以逼近极限高度—速度包线的安全边界。

(2) 直升机的旋翼转速下降过多,导致无法改出状态

极限高度—速度包线试飞需关闭一台发动机,剩余发动机加速至应急功率需要一定时间,在这段时间内直升机的可用功率明显减小,而FAA AC29.87中又要求考虑实际飞行中的试飞员反应时间,试飞员不能在第一时间调整姿态降低需用功率,反而需要等待一定的操纵滞后时间才能介入操纵。FAA AC29.87中要求的滞后时间为从发动机扭矩下降瞬间至试飞员介入操纵瞬间的时间不小于试飞员反应时间,且不小于1s。这就导致关闭一台发动机后直升机的旋翼转速会有明显下降,旋翼转速通常会在1s时间下降6%~8%,如果旋翼转速下降过多可能会导致直升机无法恢复操纵而产生危险。为了防止直升机的旋翼转速下降过多,主要措施除了采取逼近试飞外,对操纵滞后时间的确定也很重要,需要试飞员对操纵介入时刻有较为准确地把控,介入时间早了会导致试

飞无效,介入时间晚了会使旋翼转速下降过多而导致危险,这对试飞员的反应能力和试飞技术都提出了很高的要求,高强度试飞和疲劳驾驶是导致试飞员操纵介入时间波动的重要原因。

(3) 直升机在试飞中出现故障,导致危险性增加

极限高度—速度包线试飞中已经关闭了一台发动机,如果剩余的发动机在此时发生故障,会导致可用功率的进一步下降,甚至在逼近极限高度—速度包线安全边界的过程中超出试飞员预期而发生意外。为了防止直升机在试飞中出现故障,需要对试飞样机进行充分地维护检查,减少试飞过程中出现故障的可能性;但实际试飞中,这种可能性是无法完全避免的,这就需要进行极限高度—速度包线试飞时做好地面应急预案,采取消防和救护应急措施,以便在发生意外时尽可能地抢救试飞员和直升机,减少损失。

## 4 结 论

(1) 无障碍机场A类性能起飞决断点的试飞应按照先确定极限高度—速度包线、再确定正常起飞程序下的起飞航迹、最后实施继续起飞和中断起飞的顺序进行。

(2) 在确定极限高度—速度包线试飞前应进行试飞风险评估,重点分析直升机接地速度、垂向过载或者姿态角过大,旋翼转速下降过多导致无法改出状态,以及试飞过程中出现故障等风险源,并制定相应的降低风险措施。在较高高度完成模拟极限高度—速度包线试飞的基础上,再进行符合性验证试飞。

(3) A类起飞航迹试飞过程中应避免进入回避区,其近地面低头水平加速阶段应保持直升机离地高度以确保安全裕度。

(4) 起飞决断点的选取可采用平衡场法,同时考虑起飞距离和起飞重量两个方面,重点关注起飞航迹试飞的可重复性。

另外,随着我国民用直升机使用领域的不断拓展,高架直升机场A类性能试飞技术和直升机着陆决断点试飞技术将会是未来研究的方向。

### 参考文献

- [1] 殷时军,冯振宇,王大蕴.适航审定能力提升[M].北京:中国民航出版社,2018:238-243.



- YIN Shijun, FENG Zhenyu, WANG Dayun. The capabilities enhanced through ARJ21-700 Certification [M]. Beijing: China Civil Aviation Publishing House, 2018: 238-243. (in Chinese)
- [2] 中国民用航空局. 运输类旋翼航空器适航规定: CCAR-29-R2[S]. 北京: 中国民用航空局, 2017. Civil Aviation Administration of China. Airworthiness regulations for transport rotorcraft: CCAR-29-R2[S]. Beijing: CAAC, 2017. (in Chinese)
- [3] Federal Aviation Administration. Airworthiness standards: transport category rotorcraft: CFR 14 Part 29[S]. USA: FAA, 2018.
- [4] 中国民用航空局. 民用航空产品和零部件合格审定规定: CCAR-21-R3[S]. 北京: 中国民用航空局, 2007. Civil Aviation Administration of China. Airworthiness standards: civil aviation products and parts: CCAR-21-R3[S]. Beijing: CAAC, 2007. (in Chinese)
- [5] 中国民用航空局航空器适航审定司. 航空器型号合格审定程序: AP-21-AA-2011-03-R4[S]. 北京: 中国民用航空局航空器适航审定司, 2011. Aircraft Airworthiness Certification Department of CAAC. Type certification procedures for aircraft: AP-21-AA-2011-03-R4[S]. Beijing: Aircraft Airworthiness Certification Department of CAAC, 2011. (in Chinese)
- [6] 高郭池, 全敬泽, 李保良, 等. Y12F飞机局方审定飞行试验研究[J]. 飞行力学, 2020, 38(1): 84-89. GAO Guochi, QUAN Jingze, LI Baoliang, et al. Research on the administration certification flight test of the Y12F aircraft[J]. Flight Dynamics, 2020, 38(1): 84-89. (in Chinese)
- [7] 高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2003: 125-165. GAO Zheng, CHEN Renliang. Helicopter flight dynamics [M]. Beijing: Science Press, 2003: 125-165. (in Chinese)
- [8] GRIBKOVSKAIA I, HALSKAU O, KOVALYOV M Y. Minimizing takeoff and landing risk in helicopter pickup and delivery operations[J]. Omega, 2015, 55: 73-80.
- [9] US Army Materiel Command. Helicopter performance testing: engineering design handbook (AMCP 706-204) [M]. US: US Army Materiel Command, 1974.
- [10] COLE J L, EVANS C W, GREENBERG C E. Development and qualification of the S-76C helicopter with 30-second/2-minute OEI power ratings[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2011, 46(2): 117-128.
- [11] GOLDENBERG J, MESLIN L, BLONDINO M, et al. Certification of model 230 helicopter category a elevated helipad operations[C]// American Helicopter Society 49th Annual Forum. Saint Louis, MO, USA: [s. n.], 1993: 1424-1432.
- [12] 于雪梅, 程伟, 韩伟. 轻型直升机A类起飞着陆性能试飞技术研究[C]// 第八届海峡两岸航空航天学术研讨会. 北京: 北京航空航天大学, 2012: 630-636. YU Xuemei, CHENG Wei, HAN Wei. Flight test technique research on take-off and landing performance on light helicopter according to category A of CCAR29 [C]// The 8th Cross-straits Conference on Aeronautics and Astronautics. Beijing: Beihang University, 2012: 630-636. (in Chinese)
- [13] 彭勇, 吴承发. AC313直升机风险科目适航验证试飞技术[C]// 第29届全国直升机年会. 景德镇: 中国航空学会, 2013: 163-170. PENG Yong, WU Chengfa. Airworthiness flight test technology on risk subjects of the AC313 helicopter [C]// The 29th Annual National Helicopter Convention. Jingdezhen: CSAA, 2013: 163-170. (in Chinese)
- [14] 于琦. 利用轨迹融合法获取直升机起降临界决断点[J]. 飞行力学, 2016, 34(3): 90-94. YU Qi. Helicopter CDPs' acquisition technology by the superposition of paths[J]. Flight Dynamics, 2016, 34(3): 90-94. (in Chinese)
- [15] 李经纬, 蒋利添, 张逸飞. 军用直升机起飞临界决断点适航试飞仿真[J]. 飞行力学, 2019, 37(6): 93-96. LI Jingwei, JIANG Litian, ZHANG Yifei. Airworthiness flight test simulation of military helicopter take off critical decision point[J]. Flight Dynamics, 2019, 37(6): 93-96. (in Chinese)
- [16] 陈永禄, 王勇. 直升机临界决断点飞行试验方法研究[J]. 航空科学与技术, 2021, 32(8): 62-65. CHEN Yonglu, WANG Yong. Research on flight test method of critical decision point of helicopter [J]. Aeronautical Science and Technology, 2021, 32(8): 62-65. (in Chinese)
- [17] NTPSUS. Rotary wing performance flight test manual (Volume VII): US NTPS-FTM-No. 106 [R]. US: NTPS, 2013.
- [18] NTPSUS. Helicopter take off and landing performance: US NTPS-FTM-No. 108 [R]. US: NTPS, 2013.
- [19] 中国民航沈阳航空器适航审定中心. 运输类旋翼航空器适航规定咨询通告: AC29-2C[S]. 沈阳: 中国民航沈阳航空器适航审定中心, 2010. Shenyang Aircraft Airworthiness Certification Center of CAAC. Certification of transport category rotorcraft: AC29-2C[S]. Shenyang: Shenyang Aircraft Airworthiness Certification Center of CAAC, 2010. (in Chinese)
- [20] Federal Aviation Administration. Certification of transport category rotorcraft: AC 29-2C Chg3 [S]. USA: FAA, 2008.

#### 作者简介:

杨华(1975—),男,硕士,一级飞行员。主要研究方向:直升机试飞技术。

孙光(1972—),男,学士,特级飞行员。主要研究方向:直升机试飞技术。

高郭池(1966—),男,硕士,正高级工程师。主要研究方向:试飞性能适航审定技术,声学适航审定技术,防除冰适航审定技术。

(编辑:马文静)