

基于实战使用的涡轴发动机 空中起动飞行试验

赵海刚, 王俊琦, 刘 雨

(中国航空工业集团有限公司 中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘 要: 以涡轴发动机实战使用中空中紧急起动相关技术指标和特情处置措施验证为目的, 设计了贴近实战使用特征的发动机空中起动试飞方案, 并以某涡轴发动机设计定型试飞为依托, 进行了不同飞行工况下的飞行试验验证和数据分析研究。结果表明: 该空中起动试飞方案合理可行, 能够最大程度的贴近部队实战使用的技术特征, 满足对发动机起动高度包线、起动时间等研制总要求规定的技术指标验证需求; 试飞结果表明该型涡轴发动机 4 000 m 以上高度停车至再起动力期间直升机平均下滑高度约为 670 m, 平均停车时间约为 185 s。该试飞方法和数据结果可为部队实战使用过程中空中遭遇停车的紧急处置提供支持和参考。

关 键 词: 飞行试验; 涡轴发动机; 实战使用; 空中遭遇停车; 空中紧急起动
中图分类号: V217.39 **文献标志码:** A

Flight test for turbo-shaft engine air-starting characteristic based on operational tasks

ZHAO Haigang, WANG Junqi, LIU Yu

(Chinese Flight Test Establishment,
Aviation Industry Corporation of China Limited, Xi'an 710089, China)

Abstract: An air-starting flight test scheme of the turbo-shaft engine was designed to evaluate the urgent air-starting characteristics of turbo-shaft engine and the corresponding disposal measures in the situation of the engine accidental shutdown possibly encountered during combat flight. The air-starting flight test scheme was applied to the design appraisal flight test of a turbo-shaft engine in several different flight conditions. Results showed that the designed flight test scheme was reasonable and feasible, providing an effective way to evaluate the air-starting ability of turbo-shaft engine from the perspective of practical combat use. Above 4 000 m altitude, the helicopter average declining altitude was 670 m and average engine-shutdown time was 185 s in the engine restart processes. The flight test scheme and results are useful and provide references for the military pilots to deal with possible engine accidental shutdown.

Key words: flight test; turbo-shaft engine; operational tasks;
accidental shutdown of engine in flight;
urgent air-starting of engine in flight

收稿日期: 2019-10-08
作者简介: 赵海刚(1979—), 男, 高级工程师, 硕士, 从事航空动力装置飞行试验技术研究。
引用格式: 赵海刚, 王俊琦, 刘雨. 基于实战使用的涡轴发动机空中起动飞行试验[J]. 航空动力学报, 2020, 35(3): 633-640. ZHAO Haigang, WANG Junqi, LIU Yu. Flight test for turbo-shaft engine air-starting characteristic based on operational tasks [J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(3): 633-640.

武装直升机和战术通用直升机承担着对地、海、空攻击作战以及机降、武器人员运输、救援保障等任务,且经常在高原、高寒、高温、湿热盐雾等特殊自然环境和雨、雪、结冰、砂尘等恶劣气象条件下飞行,因此,作为军用直升机“心脏”的涡轴发动机,不仅要有较高的发动机性能、良好的工作稳定性^[1-2]和环境适应能力,其在飞行中遭遇停车后再次起动能力也是重要的技术指标,决定着军用直升机实战使用环境下的生存能力和持续使用能力。

根据相关资料统计,国外军用直升机在实战使用和飞行训练中由于机械故障、气动失稳以及操纵控制等原因造成的发动机空中意外停车,引发了大量的飞行事故,甚至机毁人亡^[-3-5]。

欧美等航空强国的发动机型号研制中,在提高发动机工作性能、稳定性技术研究^[6-10]的基础上,特别注重飞行试验在发动机状态鉴定考核验证作用。在“阿帕奇”、“黑鹰”直升机及其配装的 T700 系列发动机研制过程中,应用成熟的实战使用鉴定体系^[11-12],进行了大量的发动机空中起动飞行试验,目的是在接近真实的实战使用环境下,评估发动机意外停车后的空中起动性能与特性,为 T700 系列发动机配装“阿帕奇”、“黑鹰”直升机在部队实用作战体系下的空中起动能力的验证以及意外遭遇停车后的应急处置程序的制定和考核提供了第一手的试飞数据。

国内在涡轴发动机起动技术研究方面,以清华大学、南京航空航天大学为代表的高校、科研院所做了大量的起动仿真建模技术研究^[13-19],中国飞行试验研究院以系列直升机和涡轴发动机型号定型试飞为依托,进行了涡轴发动机空中起动试飞技术研究和试验验证^[20],但其试飞的内容主要依据 GJB243A-2004《航空燃气涡轮动力装置飞行试验要求》制定,以单纯的验证和考核研制总要求相关性能指标为目的,且其空中起动试飞方法与部队实战使用中的意外遭遇停车和紧急起动的特征存在一定的差异,因而未能充分验证和考核贴近实战环境下的涡轴发动机空中起动能力,试飞的数据和结论对于部队使用试飞的借鉴作用有限。

本文在分析军用直升机实战使用中的特征和任务背景的基础上,以某型军用涡轴发动机的设计定型试飞任务为依托,进行了贴近实战使用特征的涡轴发动机空中起动试飞方案设计和飞行试验验证,取得了一定的研究成果。

1 涡轴发动机起动过程描述与设计验证程序

1.1 涡轴发动机起动过程描述

涡轴发动机的起动是指燃气发生器转子从零加速到地面慢车或飞行慢车转速的过程^[13],它是气动热力学与机械运动综合的过渡态过程,且必须满足快速、可靠、稳定等特征要求。起动的主要过程分为以下 3 个阶段,如图 1 所示。

第 1 阶段为起动机带动燃气发生器转子转动阶段:发动机的燃气发生器转子由电(或空气涡轮)起动机带转加速,不供油、不点火。随着燃气发生器转子转速 N_g 的增加,发动机所需的扭矩逐渐增加,带转直至达到扭矩的峰值。

第 2 阶段为起动机和燃气涡轮共同带动燃气发生器转子转动过程。在起动机带转至最高扭矩所对应的发动机转速时,开始供油、点火,发动机转入由起动机和燃气涡轮共同带转的过程。直至超过涡轮功率增加到大于压气机需用功率对应的发动机转速。

第 3 阶段为发动机燃气发生器转子独立加速到地面慢车或飞行慢车转速的过程。该过程燃气发生器转子在燃气涡轮的带动下进行加速,过程中的供油量与发生器转子转速相匹配进入闭环控制,直至发动机起动到地面慢车或飞行慢车稳定状态。

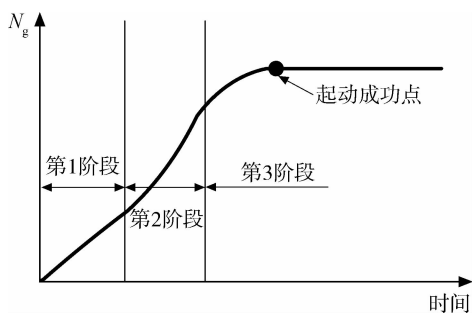


图 1 起动过程燃气发生器转速特性示意图

Fig.1 Schematic diagram of gas generator rotation speed characteristic during starting process

1.2 涡轴发动机起动设计验证程序

如图 2 所示,涡轴发动机起动系统的研制要经过设计、台架(含地面台架和高空台架)试验和飞行试验 3 个阶段。在初步设计完成后依次分别在地面台架、高空台上进行试验验证、优化迭代设计,以确保在模拟不同的环境温度、高度条件下的

起动功能是否可靠,起动性能指标是否满足要求,之后随发动机配装在直升机上进行试飞鉴定,以在真实的大气压力、温度环境以及装机特性(包含直升机上进排气、起动、短舱等系统的匹配特性)下,暴露设计中的问题、优化改进,并最终对研制总要求中规定的空中起动时间、起动高度包线以及起动成功率等指标的符合性进行评定,同时验证发动机空中停车后的应急处置措施和空中起动程序的合理性、适用性。

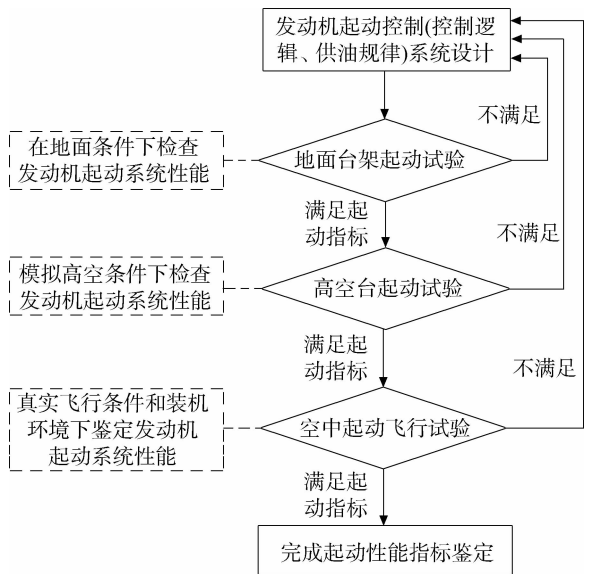


图 2 涡轴发动机起动系统设计、试验程序图
Fig. 2 Design and test procedure diagram of turbo-shaft engine starting system

2 原有基于性能指标验证的空中起动试飞方案与分析

2.1 空中起动试飞方案描述

原有基于性能指标验证的涡轴发动机空中起动试飞方案参考发动机地面停车、起动的操纵程序执行,在发动机空中停车和再起动之前均在“飞行慢车”稳定工作一段时间,以让发动机在较小的状态下有足够的“冷机”和“热机”时间,来确保发动机空中起动的成功性,具体示意图如图 3 所示,以双发(双发动机)直升机为例,在空中起动的实际飞行操纵中,单发(单发动机)能够维持直升机平飞的中低高度空中起动时,直升机在稳定平飞状态下进行,反之,在大高度空起试验时,直升机处于下滑状态,以避免陪试发动机进入应急状态甚至超温、超转,待起动成功后改平。

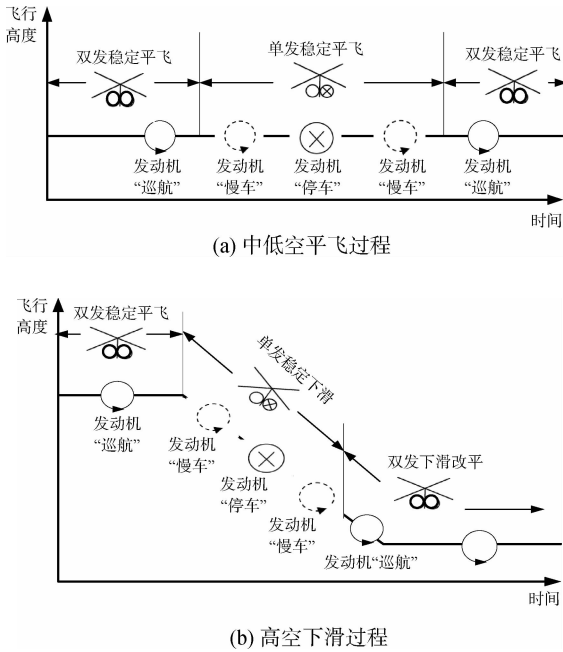


图 3 原有的基于性能指标的涡轴发动机空中起动试验方案
Fig. 3 Previous flight test scheme of turbo-shaft engine air-starting based on performance indicators

2.2 空中起动试飞方案分析

首先,在停车阶段,原有的基于性能指标验证的空中起动试飞方案中,在停车之前,先从大状态将发动机置于“慢车”稳定工作一段时间,而部队使用过程中遭遇停车属于发动机从大状态突然停车,没有经历“慢车”冷机过程。因而两者本质的区别是冷机方式不一致,会使得发动机转子与机匣之间间隙不同,从而在起动带转过程中,发动机转子转动阻力不同,因此,原有的试飞方案中经过慢车冷机的模拟停车后的起动不能反映部队实战使用中意外停车后的发动机起动特性。分析可知,部队使用时意外停车后更容易引起发动机转子刮磨,从而使得发动机起动时间偏长,有可能超过研制总要求和型号规范中要求的起动时间,甚至导致起动不成功的情况发生。

其次,当军用直升机特殊的空中停车情况下,如单发直升机空中停车,高原空域双发直升机空中单发停车以及紧急作战环境中的单发空停,需要紧急将停车发动机起动到“飞行”状态,以尽快恢复直升机的全动力状态,保障直升机的飞行安全和实战使用状态。如图 4 所示,例如“黑鹰”直升机在高原空域据地面 500m 的高度飞行中单发停车,此时单发难以维持平飞而迫使飞行员必须放总距操纵直升机进入下滑飞行状态,为了避免直升机单发触地的风险,必须进行直接起动到“飞

行”状态的紧急起动程序。而原有基于性能指标验证的空中起动试飞方案中的起动程序先将发动机在慢车运行一段时间,以保证发动机在小状态进行充分的暖机,确保起动的成功性,这种起动方式存在以下局限性:①起动方式与部队实战使用情况下的紧急起动有本质的差别;②没有验证或者给出在实战使用中发动机紧急起动的能力和相关应急处置措施的合理性;③由于起动程序与部队使用特性不一致,其试飞结果难以获得新研发发动机配装直升机后的最大空中起动能力边界、(停车后)留空应急处置时间、高度等重要数据,对部队实战使用的参考意义有限。

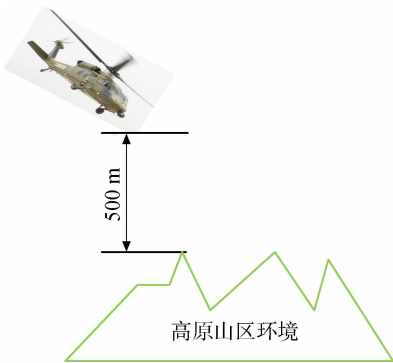


图 4 直升机在高原空域单发停车特情示意图

Fig. 4 Schematic diagram of critical situation of one turbo-shaft engine shutdown when helicopter flight in plateau airspace

3 空中起动试飞方案设计与试验验证

3.1 空中起动方案的安全性分析与试验设计

发动机在高功率状态遭遇停车后能保证起动成功的难点在于解决发动机转子与机匣卡滞、供油与气动热力学的匹配性问题。根据前期的试验结果和相关理论分析可知,冷却时间越长,机匣与涡轮叶尖间隙越小,发动机刮磨风险越大;但从气动热力学角度,冷却时间越长,再起动前涡轮前温度越低,起动过程中“热节流”影响越少,起动成功率越高,两者在时间维度上是相互矛盾的。鉴于以上原因,为了降低试飞的风险,提高起动的成功率,在型号研制阶段,进行了大量的地面台架、高空台以及飞行试验等空中再起动专项试验方案设计与试验分析。

首先,为了探索并评估该型涡轴发动机装机后发动机在风车状态和冷运转状态下的冷机特

性,为空中起动试验方案的设计提供依据,在不同温度、气压高度条件下,分别进行了在风车、冷运转状态下的发动机冷机特性专项飞行试验,不同高度涡轴发动机动力涡轮前温度 T_{45} 降温特性试飞结果如图 5 所示,图中所定义的风车冷机特性系数 $\Delta T_{45,f}$ 为风车状态下动力涡轮前温度每分钟内的降低值,具体定义为: $\Delta T_{45,f} = (T_{45,b} - T_{45}^*) / \Delta t$, 其中 $T_{45,b}$ 为停车后的动力涡轮前气流温度, T_{45}^* 为发动机起动前动力涡轮前气流温度, Δt 为风车运转时间;冷运转冷机特性系数 $\Delta T_{45,l}$ 为单次冷运转时间内动力涡轮前温度的降低值,具体定义为: $\Delta T_{45,l} = T_{45,q} - T_{45,h}$, 其中 $T_{45,q}$ 为冷运转前动力涡轮前气流温度, $T_{45,h}$ 为冷运转前动力涡轮后气流温度。从图中可以看出,发动机的冷机特性系数 $\Delta T_{45,f}$ 和 $\Delta T_{45,l}$ 随气压高度 H_p 的上升先逐渐增大,在气压高度 4 000 m 左右最高,随后随高度的上升而减少。分析结果可知,随着大气高度的增加,大气温度的降低对发动机冷机效率有所提高,但在在 4 000 m 以上空域,大气密度效应更加明显,用于冷却的空气质量流量降低,因而冷机效率又逐渐降低。通过飞行试验,获得了大量发动机装机环境下的“冷机”特性数据。

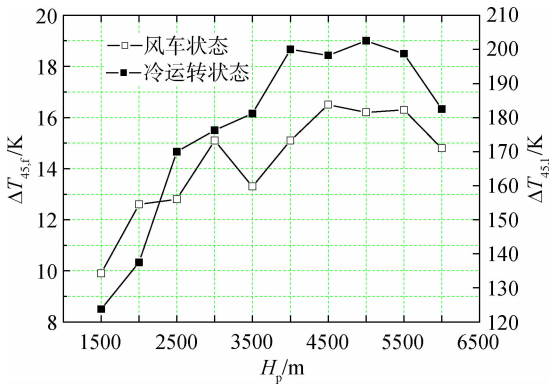


图 5 不同高度涡轴发动机动力涡轮前温度 T_{45} 降温特性试飞结果

Fig. 5 Flight test results of cooling characteristics of turbo-shaft engines T_{45} at different heights

根据前期的试飞“冷机”特性数据,在保障起动成功率的前提下,尽量缩短冷却时间,降低刮磨风险的原则下,分别进行了停车后的立即起动、停车后冷运转 20 s 再起动和停车后冷运转 45 s 再起动的 3 组方案试验。图 6 为不同冷运转时间下的起动结果统计。停车后立即冷运转和冷运转 20 s 的起动试验中,发动机多次出现热悬挂等“热节流”问题、成功率较低,而停车后冷运转 45 s 再起

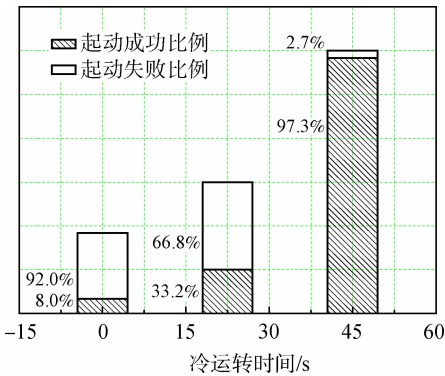


图 6 不同冷运转时间下的起动结果统计图

Fig. 6 Statistics of engine air-starting result under different cold blowing times

动方案试验中,起动成功率显著提高,在且起动过程中发动机振动结果正常,说明未出现刮磨现象。

3.2 空中起动试飞方案详细设计

根据以上空中起动方案的安全性分析与试验设计,并综合考虑直升机在不同气压高度下的功率需求与操纵特点,制定了本项目中的空中起动飞行试验方案,其中如图 7 所示。整个方案分为 3 个阶段:第 1 阶段为被试发动机停车前,在中低空下采用模拟单发大速度平飞;在高空下采用直升机处于双发右边界速度稳定平飞或快速爬升的方式,来确保被试发动机在大功率状态达到稳定的热态平衡;第 2 阶段为发动机模拟遭遇停车后

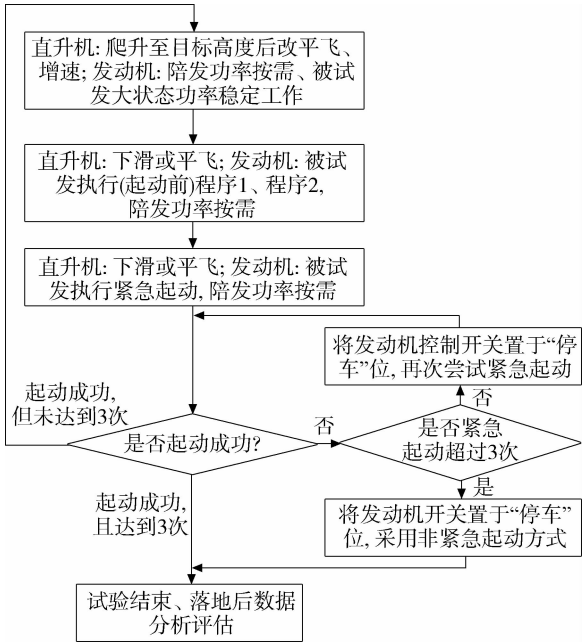


图 7 模拟发动机遭遇停车和紧急起动试飞方案

Fig. 7 Flight test scheme of simulated engine shutdown and urgent air-starting starting

到紧急起动前的过程,该过程主要通过风车飞行、冷运转程序来降低动力涡轮前的气流温度 T_{45} , 具体执行过程与时间均按照前期发动机冷机特性数据分析,确定了程序 1、程序 2;第 3 阶段为发动机紧急起动到“飞行”慢车的过程:该过程中,如果一次起动不成功,则保持直升机飞行状态,直接连续起动,直到起动次数达到或超过 3 次。

以上空中起动试飞,在中低空时,由于单发功率可以维持直升机平飞,试验时直升机保持均稳定平飞工况进行;反之,在高空试验时,为了避免被试发动机停车后陪试发动机进入应急状态,则在直升机稳定下滑状态下进行。采用上述试飞方案,在每个工况试验点均进行不少于 3 次的模拟发动机高功率遭遇停车和紧急起动试验。

3.3 空中起动试飞方案验证与结果分析

图 8 为 $H_p=5\,200\text{ m}$ 高度下的发动机空中起动试验曲线。图中 $N_{g,p}$ 为陪试发动机燃气涡轮相对转速; $T_{45,p}$ 表示陪试发动机自由涡轮前燃气温度,单位为 K; S_{es} 为被试发动机起动机工作信号,为开关量,仅有 0/1 两种状态,1 表示工作,0 表示不工作; CPL (collective pitch lever, 量符号记为 L_{cp}) 为直升机总距杆的位移,以总距总量程的百分比表示; M_{kp} 为双发总输出扭矩,以海平面标准大气条件下发动机最大连续状态输出扭矩的百分比表示。从图 8(b) 中直升机参数曲线可以看出,在起动前直升机双发稳定平飞,并在模拟遭遇停车前直升机进行了放总距杆、减速改下滑状态等操纵,此时直升机总的需用扭矩从 45% 降到 27%,飞行速度 (V_i) 从 155 km/h 逐渐降低到 120 km/h,并在整个起动过程中基本保持稳定下滑状态。从图 8(a) 发动机状态曲线中可以看出,在直升机双发平飞过程中,被试发动机与陪试发动机双发动机匹配好,当被试发动机模拟空中遭遇停车后,陪试发动机的 $N_{g,p}$ 、 $T_{45,p}$ (发动机动力涡轮前气流温度,以下同) 均上升,其中 $T_{45,p}$ 上升至 885 K,表明陪试发动机单发维持直升机功率需求,且处于相对较高功率状态。被试发动机从高功率突然拉停车后,其 N_g 逐渐降低到 0%, T_{45} 在风车作用下降低到 483 K,并在后续的冷运转过程中持续下降至 348 K,但在后续风车状态自然冷却过程中,其 T_{45} 缓慢上升约 30 K,其原因在于前期的冷运转使得发动机流道的气流温度明显下降,但随着冷运转的结束,发动机机匣等金属壁面温度的辐射换热,使得 T_{45} 重新上升,但在后续的

起动前带转过程中,在起动机冷运转的作用下,其温度又明显的下降。图中被试发动机 N_g 数据分析可知,整个试验过程中被试发动机依次经历了大状态停车、冷运转、停车及直接起动到飞行状态的过程,期间发动机无明显卡滞、起动过程 N_g 整参数稳定、起动可靠正常。

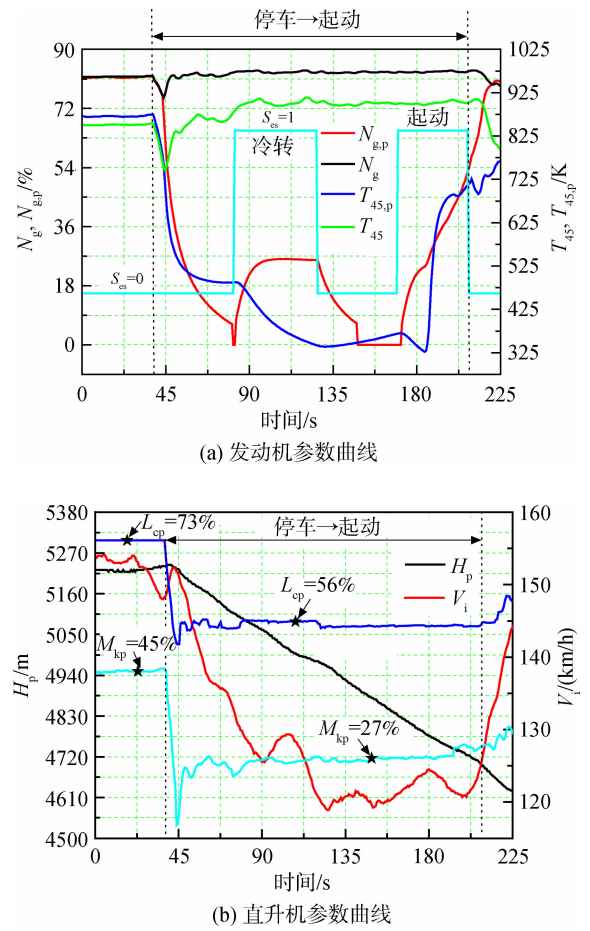


图 8 高空飞行工况下的涡轴发动机空中起动特性曲线
Fig. 8 Characteristic curve of a turbo-shaft engine air-starting in high altitude flight

图 9 为 $H_p=1900\text{ m}$ 高度下的发动机空中起动试验曲线图,其中起动方式为采用陪试发动机引气进行的交叉紧急起动。从图 9(b)中直升机参数曲线可以看出,为了避免对陪试发动机功率突然加载,直升机先适当转下滑后再关闭被试发动机,之后再提总距、改直升机为平飞状态,整个起动过程中直升机基本保持稳定平飞状态,其此时直升机总的需用扭矩(M_{kp})、飞行速度(V_i)与总距杆位置(M_{kp})基本保持在 41%、120 km/h 和 64%。在起动带转过程中,陪试发动机由于承担引气负载的作用,陪试发动机状态明显升高。整个试验过程中被试发动机同样依次经历了大状态

停车、冷运转、停车及直接起动到飞行状态的过程,期间发动机无明显卡滞、起动过程 N_g 等参数稳定、起动可靠正常。

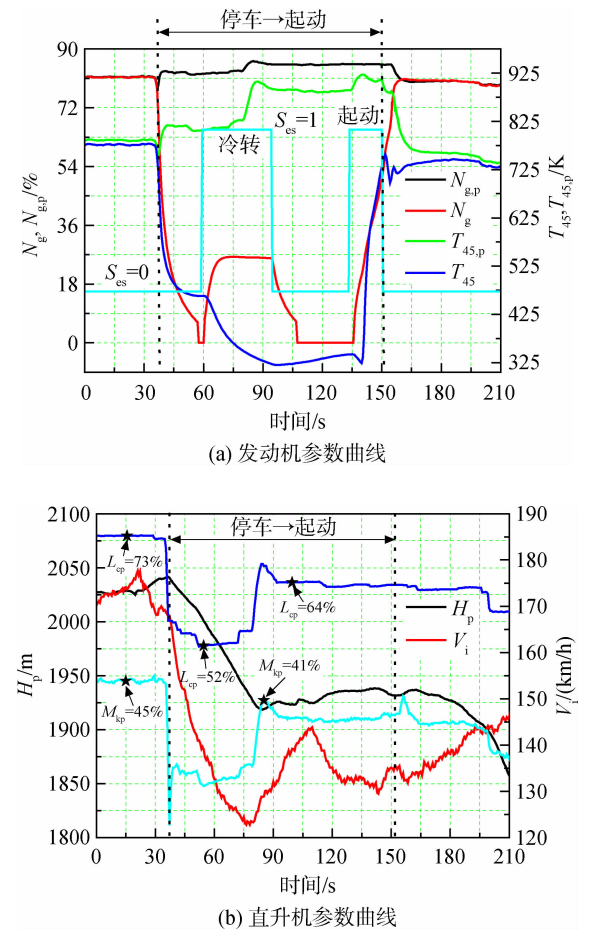


图 9 低空飞行工况下的发动机空中(交叉)起动特性曲线
Fig. 9 Characteristic curve of turbo-shaft engine air-starting (by across) in low altitude flight

图 10 为本次设计定型试飞中发动机空中起动试验点分布。其中方案 1 为采用原有的基于性能指标验证的空中起动方案,方案 2 为采用贴近实战使用特性的空中起动方案。由于发动机的空中起动右速度边界远远大于直升机单发失效线的规定区域,且该起动右边界在发动机装直升机状态飞行使用时并不适用,因此本项目在空中起动试验点规划时,只考虑直升机单发失效线以内的空中起动包线区域。在中、低高度空域,进行了不同速度点的空中起动试验,在接近空中起动边界的大高度飞行试验时,由于直升机处于单发停车的下滑状态,考虑到便于飞行操纵及接近实战使用中的单发失效实际直升机操纵情况,采取了有利速度进行下滑的方式。从图中可以看出,采用空中起动方案 2,由于发动机从停车到起动成功

时间相对以往方案更短,因此,该方式获得的发动机配装直升机的最大空中起动能力边界远高于采用试飞方案 1 的结果,最终验证的起动高度边界也高于研制总要求规定的指标要求(如图 10 中虚线所示)。

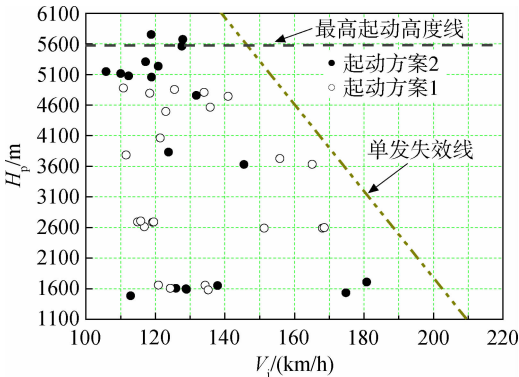


图 10 涡轴发动机空中起动试验点分布
Fig. 10 Flight test point distribution of turbo-shaft engine air-starting

图 11 为典型起飞质量下直升机遭遇停车后下滑时间、高度试飞数据整理结果。图中 ΔH_p 是直升机转入下滑后至发动机起动成功过程中直升机下降的高度,反映飞行员处置发动机停车所需的高度空间; Δt 是发动机停车至再次起动成功的时间间隔,反映发动机重新起动的时间需求。从图中可以看出,直升机在空停后的单发失效下滑飞行过程中,直升机下滑的时间分布基本上大高度空域要高于中高度,如上文分析可知,中高度发动机冷机特性较大高度和低高度空域较高,发动机起动准备时间短,因此,使得下滑时间较短。另外,在高高度空域直升机在空停后的单发失效下滑高度差较大,分析原因可知,飞行高度越高,发动机的性能越小,直升机在空停后的单发失效下滑飞行中,由于陪试发动机的功率较低,直升机下滑率高,因此下滑高度差相对中高度空域较大。根据整个项目的试飞结果统计,该型涡轴发动机在 4 000 m 以上高度采用贴近实战使用的空中起动方法进行空中紧急起动,直升机下降高度范围 530~760 m,平均下降高度约为 670 m,发动机停车时间为 160~200 s,平均停车时间约为 185 s。在实际执行过程中,由于不同飞行员对直升机下滑状态控制差异、大气温度、空域中风速等因素影响,上述直升机下滑高度、时间结果的线性度不强,但可为部队使用中发动机空停特情处置提供了关键的试飞参考数据。

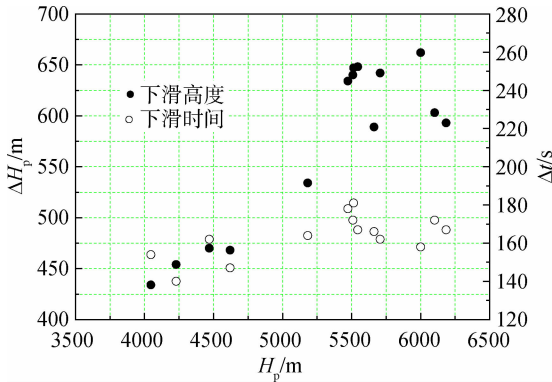


图 11 典型起飞质量遭遇停车后直升机下滑时间、高度试飞结果图
Fig. 11 Flight time and altitude interval of the helicopter in typical take-off weight after urgent engine shutdown

4 结论与展望

本文以部队实战使用中军用直升机配装涡轴发动机空中遭遇停车、紧急起动特情处置措施验证和数据指标要求为目的,设计了贴近实战使用特征的涡轴发动机空中模拟遭遇停车和紧急起动试飞方案,并进行了飞行试验验证和数据分析研究,得出如下结论:

- 1) 在分析当前空中起动试飞方案局限性和部队实战使用飞行中发动机遭遇空中停车和紧急起动技术特点的基础上,设计的涡轴发动机空中起动试飞方案合理可行,能够最大程度的贴近部队实战使用的技术特征;
- 2) 从贴近实战使用的角度验证了某型涡轴发动机空中紧急起动能力,以及其空中起动高度包线、起动时间与研制总要求指标的符合性;
- 3) 通过飞行试验,获得该型涡轴发动机配装某型直升机后的最大空中起动高度,(4 000 m 以上不同高度、起飞质量下遭遇空中停车后直升机下滑的高度、时间等数据,为部队使用中发动机空停特情处置提供了关键的试飞数据;
- 4) 本项目的研究推动后续型号涡轴类发动机空中起动的飞行试验向贴近实战使用的方向发展。

参考文献:

[1] HART C E, WENZEL L M. Real-time hybrid computer simulation of a small tuboshaft engine and control system [R]. NASA TM-83579, 1984.

[2] DADD G J, CHAN K K. Gas turbine mach number control with simplified fuel system [R] ASME Paper 2000-GT-

0044,2000.

[3] GARG S. Controls and health management technology for intelligent aerospace propulsion systems[R]. NASA TM-212915,2004.

[4] ERHARD W, GABLER R, PREISS A, et al. Monitoring and control of helicopter engines at abnormal operating conditions[R]. Research and Technology Organization, RTO MP-8,1998.

[5] CAO Y, JIN X, MENG G, et al. Computational modelar model library of gas turbine[J]. Advances in Engineering Software,2005,36(2):127-134.

[6] MELICK H C, YBARRA A H. Estimating maximum instantaneous distortion from inlet total pressure RMS measurement[R]. AIAA 78-970,1978.

[7] DELAAT J C, SOUTHWICK R D, GALLOPS G W. High stability engine control[R]. AIAA 96-2586,1996.

[8] ORME J S, DELAAT J C, SOUTHWICK R D, et al. Development and testing of a high stability engine control system[R]. NASA TM-206562,1998.

[9] DELAAT J C, SOUTHWICK R D, GALLOPS G W, et al. High stability engine control system(HISTEC) program: flight demonstration phase[R]. AIAA 98-3756,1998.

[10] SOUTHWICK R D, GALLOPS G W, et al. High stability engine control system (HISTEC) program: flight test results[R]. AIAA 98-3757,1998.

[11] 申世才,姜健,高扬. 基于任务的航空发动机综合使用能力试验与评估方法[J]. 燃气涡轮试验与研究,2018,31(6):42-46.

SHEN Shicai, JIANG Jian, GAO Yang. Test and evaluation method for comprehensive capability in task-based aero engine usage[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2018,31(6):42-46. (in Chinese)

[12] SIMON D E, NORRIS W H, BLESSLEY R C W. Standard procedures for air force operational test and evaluation [R]. Braddock;Dunn and McDonald Incorporated,1974.

[13] 傅强. 某型航空涡轴发动机起动过程控制研究[J]. 计算机测量与控制,2014,22(8):2428-2430.

FU Qiang. Study on start process control of X-type turbo-shaft engine [J]. Computer Measurement and Control, 2014,22(8):2428-2430. (in Chinese)

[14] 黄开明,周剑波,刘杰,等. 涡轴发动机起动过程的一种起动热力学实时模型[J]. 航空动力学报,2004,19(5):703-707.

HUANG Kaiming, ZHOU Jianbo, LIU Jie, et al. Thermo-dynamic model of turbo-shaft engine starting process[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19 (5): 703-707. (in Chinese)

[15] 黄开明,黄金泉,郭腊梅. 涡轴发动机全状态实时起动热力学数值模拟[J]. 航空发动机,2006,32(2):46-49.

HUANG Kaiming, HUANG Jinquan, GUO Lamei. Total state real time aerothermodynamics model for Turbo-shaft engine[J]. Journal of Aeroengine, 2006, 32(2): 46-49. (in Chinese)

[16] 朴英. 航空燃气涡轮发动机起动性能分析[J]. 航空动力学报,2003,18(6):778-782.

PIAO Ying. An analysis of the starting characteristics of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 778-782. (in Chinese)

[17] 蔡建斌,成本林,刘杰,等. 离心压气机温升效应对涡轴发动机起动性能的影响[J]. 航空动力学报,2005,20(3):403-406.

CAI Jianbin, CHENG Benlin, LIU Jie, et al. Centrifugal compressor warm-up effect on turbo-shaft engine starting characteristic[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20 (3):403-406. (in Chinese)

[18] 李胜泉,杨征山,张基钢,等. 转速速率闭环的涡轴发动机起动过程自适应控制[J]. 南京航空航天大学学报,2007,39(3):302-306.

LI Shengquan, YANG Zhengshan, ZHANG Jigang, et al. Adaptive startup control based on rotate speed rate for turbo-shaft engine [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 39 (3): 302-306. (in Chinese)

[19] 黄开明,尹泽勇,黄金泉. 参数限制对涡轴发动机过渡态控制的影响[J]. 航空动力学报,2006,21(2):432-436.

HUANG Kaiming, YIN Zeyong, HUANG Jinquan. Analysis of turbo-shaft engine control system dynamic performance with parameter linitations[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 432-436. (in Chinese)

[20] 张媛,邢雁,黄陈生. 某型涡轴发动机空中起动故障分析[J]. 燃气涡轮试验与研究,2009,22(2):43-45.

ZHANG Yuan, XING Yan, HUANG Chensheng. Malfunc-tion analysis of turbo-shaft in flight start[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22 (2): 43-45. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)