

涡轴发动机自吸油试验方案设计及验证

汪涛, 姜健, 赵海刚

(中国航空工业集团公司 中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘要: 阐述了涡轴发动机自吸油特点,对比了国内外相关标准对涡轴发动机自吸油能力的评定要求和方法。研究了涡轴发动机油泵自吸油工作机理,总结出合理可行的自吸油试验方法,并进行了飞行试验验证,以确定影响飞行试验方法的各种因素,包括自吸供油的高度边界、各个高度自吸供油的速度范围和发动机状态。试验表明,影响发动机自吸油边界的主要因素为发动机状态和飞行高度,所提出的试验方案经验证可行且能够较为充分地验证发动机自吸油能力。

关键词: 航空发动机;飞行试验;自吸油;发动机状态;飞行高度;燃油压力;试验验证

中图分类号: V233.2+9 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2017) 01-0014-04

Method design and verification for fuel self-suction test of turbo-shaft engine

WANG Tao, JIANG Jian, ZHAO Hai-gang

(AVIC China Flight Test Establishment, Xi'an 710089)

Abstract: Characteristics of fuel self-suction of a turbo-shaft engine were stated. Then assessment requirements and methods from relative standards abroad and home were compared. The working mechanism of fuel self-suction was investigated and practicable test method was concluded and verified in the fuel self-suction flight test of a turbo-shaft engine to determine the influences of different element (especially focus on the altitude boundary, velocity range, engine condition of each altitude) on flight test. The results indicate that engine condition and flight altitude are main factors affecting the boundary of fuel self-suction of engine. The test method proposed can almost fully validated fuel self-suction ability of turbo-shaft engines.

Key words: aero-engine; flight test; fuel self-suction; engine condition; flight altitude; fuel pressure; test verification

1 引言

为保证飞机的飞行安全和飞行性能,燃油系统应按要求连续可靠地将一定压力和流量的燃油供给发动机^[1-2]。发动机自吸供油和油箱增压泵供油是飞机常用的两种供油方式。自吸供油是不打开飞机油箱增压泵,依赖发动机燃油入口端的低压燃油泵直接从油箱吸油;油箱增压泵供油则是依赖飞机油箱增压泵为发动机供油。与固定翼飞机不同,直升机动力装置通常位于油箱上部,飞行中如果油箱内增压泵失效,不可能依靠重力供油来保证发动机正

常工作。此外,武装直升机还要求具有较高的战场生存能力,燃油管路在中弹之后应能够自封防止漏油。而自吸供油可有效防止燃油管路在中弹之后的燃油泄漏,因此自吸供油是能可靠向发动机供油提高武装直升机战场生存力的有效措施之一^[3]。在新型涡轴发动机的飞行试验中,验证发动机自吸油能力,通过监测涡轴发动机燃油增压泵出口处的油压报警值,以评定自吸油工作时发动机稳定工作的最大高度,具有非常重要的意义。它既能提高直升机的飞行安全性,又能为发动机设计人员提供定量的

收稿日期: 2016-04-21; 修回日期: 2016-12-11

作者简介: 汪涛(1982-),男,陕西汉阴人,工程师,硕士,主要从事航空动力装置性能试飞研究。

数据支持及进一步完善设计的依据。

国内卞刚等^[4]以某型飞机为例,通过严格的试验方法对吸力供油能力进行了验证,并以试验数据为基础,对燃油气液比进行计算,分析了其产生的影响。刘振侠等^[5]基于网络算法和时间微分思想,建立了一种新的飞机燃油系统的重力供油瞬态计算模型,解决了飞机重力供油的多支路交叉和瞬态过程的模拟问题。本文基于涡轴发动机自吸油飞行试验,通过研究发动机自吸油特点及工作机理,提出一套可行的自吸油试验方法并完成飞行试验验证,总结出影响涡轴发动机自吸油能力的因素,以期后续自吸油科目全面考核及飞行试验验证提供参考。

2 国内外涡轴发动机自吸油能力飞行试验方法标准对比

美国航空设计标准 ADS-1B-PRF^[6]10.3.2.2 节中自吸油飞行试验方法描述如下:

- (1) 起飞前燃油温度尽可能接近 57℃;
- (2) 飞行前、飞行后应取燃油油样,测定燃油温度和饱和蒸气压力;
- (3) 正常起飞并爬升到最小安全高度,关闭所有增压泵和传输泵,以中间功率最有利爬升速度爬升,直到出现 10%功率损失,或者到对发动机有害的喘振产生时的最大工作高度;
- (4) 使用最大功率状态重复上述试验。

我国国军标 GJB243A-2004^[7]7.4 节对抽吸供油飞行试验方法表述为:

- (1) 燃油温度应不低于 45℃;
- (2) 飞行前、飞行后应取燃油油样,测定燃油温度和饱和蒸气压力;
- (3) 7.4.4.2.1 项 水平飞行:在能保证发动机可靠起动的飞行高度和速度下,关闭被试发动机供油箱增压泵稳定平飞,在飞行包线的高度范围内,以 1 000 ~ 2 000 m 高度间隔进行发动机抽吸供油试验;
- (4) 7.4.4.2.4 项 模拟起飞状态:正常起飞爬升到 300 ~ 500 m 高度,以最小机动表速稳定平飞,把被试发动机工作状态调整到慢车,断开其供油箱增压泵,然后把所有发动机工作状态增大到最大状态爬升到接近 1 000 m 高度;
- (5) 7.4.4.2.5 项 其他:正常起飞爬高到断开增压泵仍能保证发动机可靠工作的高度,断开被试

发动机供油箱增压泵进行水平飞行,直到发动机工作参数(如燃油压力、发动机转速等)出现波动,打开交叉供油开关,下滑着陆;

(6) 对于直升机应进行地面效应区内和区外悬停状态下以及加速飞行、爬高时抽吸供油试验。

对比两种标准发现:①ADS-1B-PRF 注重爬升过程中发动机自吸油能力的考核,GJB243A-2004 则包括了有/无地效悬停、水平飞行、模拟飞行状态、加速飞行、爬高时发动机自吸油能力的考核。②与 GJB243A-2004 相比,ADS-1B-PRF 考核相对严格、苛刻。ADS-1B-PRF 要求关闭所有增压泵,且到发生喘振或出现 10%性能损失为止;而 GJB243A-2004 要求关闭被试发动机增压泵,直到发动机工作参数(燃油压力、发动机转速等)出现波动为止。

3 涡轴发动机自吸油能力飞行试验验证方法

该涡轴发动机燃油系统包括燃油增压泵、燃油滤、液压机械装置(HMU)和超转放油活门等部件,见图 1。其自吸油能力主要体现在低压燃油泵上,其功能是对来自直升机油箱的燃油进行增压,为泵调节器提供一定压力的燃油供给。该泵为悬臂式泵,泵体由一个喷射泵、一个混合离心导流器和一个径向叶轮组成。从叶轮出口引出一股燃油流,供给喷射泵作为引射流。该股旁通燃油的流量,约等于油泵额定转速时最大发动机燃油流量的两倍。这种结构设计增强了燃油系统的自吸油能力。

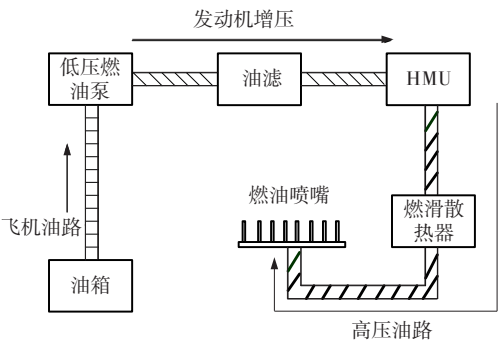


图 1 涡轴发动机燃油系统结构
Fig.1 Fuel system of turbo-shaft engine

发动机控制系统监测增压泵出口的燃油压力值,并设有燃油压力低报警信号。当泵调节器进口燃油压力低于门限值时,数控系统给出燃油压力低的报警信号和指示。

3.1 飞行试验关键参数选取

参照 ADS-1B-PRF 和 GJB243A-2004 的飞行试

验方法, 涡轴发动机自吸油能力飞行验证的关键测试参数选取见表 1。

表 1 发动机自吸油能力飞行试验关键测试参数
Table 1 Key parameters of engine fuel self-suction for flight test

参数名称	符号	参数名称	符号
飞行高度/m	H_p	左(右)发燃气涡轮后排气总温/℃	$T_{45l}(T_{45r})$
飞行速度/(km/h)	V_i	左(右)发增压泵出口燃油压力/MPa	$P_{fuel}(P_{fuor})$
总距操纵位移/mm	W_f	左(右)发进口燃油压力/kPa	$P_{fuel}(P_{fuor})$
左(右)发燃气涡轮转速/%	$N_{gl}(N_{gr})$	左(右)发进口燃油温度/℃	$T_{fuel}(T_{fuor})$
左(右)发动力涡轮转速/%	$N_{pl}(N_{pr})$	左发燃油压力低信号	S_{cpl}
左(右)发扭矩/%	$M_l(M_r)$	右发燃油压力低信号	S_{cpr}

3.2 飞行试验方法

根据发动机自身试验情况, 自吸油飞行试验需遵循原则如下:

(1) 发动机自吸油能力飞行试验验证, 安排在模拟自转下滑科目和空中起动包线飞行试验验证科目之后进行, 以确保发动机在自吸油状态停车情况下能空中起动成功, 或起动失败后直升机能单发安全着陆;

(2) 首次自吸油飞行时, 试验高度应能确保当被试发动机发生喘振、停车等异常故障时, 直升机具有足够的空间和时间以保证发动机再次成功起动;

(3) 随着验证高度的逐步增加, 在关闭被试发动机对应油箱增压泵的情况下, 直升机及发动机以不同工况进行试验, 直至发动机工作参数出现波动。

试验采用如下的飞行验证方法, 试验剖面如图 2 所示。

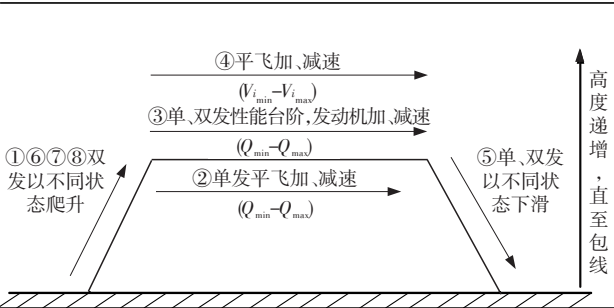


图 2 自吸油试验剖面图
Fig.2 Fuel self-suction test profile

①根据直升机飞行试验情况, 随着验证高度的逐步增加, 在直升机正常起飞后, 关闭被试发动机对应油箱增压泵, 以最有利爬升速度连续爬升; 当发动

机工作参数出现波动时, 打开被试发动机对应油箱增压泵。

②直升机平飞加减速试验, 在可以进行单发平飞的高度条件下, 关闭被试发动机对应油箱增压泵, 先进行直升机以不同飞行速度稳定直线平飞的自吸油验证, 再进行直升机在最有利平飞表速与最大平飞表速之间作平飞加、减速飞行。

③发动机平飞加减速试验, 关闭被试发动机燃油增压泵的情况下, 先选择 3~5 个不同的扭矩点做上台阶及下台阶扭矩点转换, 每个点稳定工作 3 min; 然后在不同提、放总距速度下, 在发动机高、低扭矩区间进行发动机加减速试验。

④类似第②条, 双发状态下, 先进行直升机以不同飞行速度稳定直线平飞的自吸油验证, 再进行直升机在最有利平飞表速与最大平飞表速之间的平飞加减速飞行。

⑤下滑过程中单发慢车状态试验, 结合空中起动科目进行, 先置于慢车位置, 关闭燃油增压泵, 后停车待到空起目标高度后, 按程序重新启动发动机; 双发在关闭燃油增压泵的情况下, 分别以较小下降率和较大下降率下滑。

3.3 发动机自吸油能力飞行试验验证结果与分析
图 3~图 8 示出了直升机及发动机以不同状态

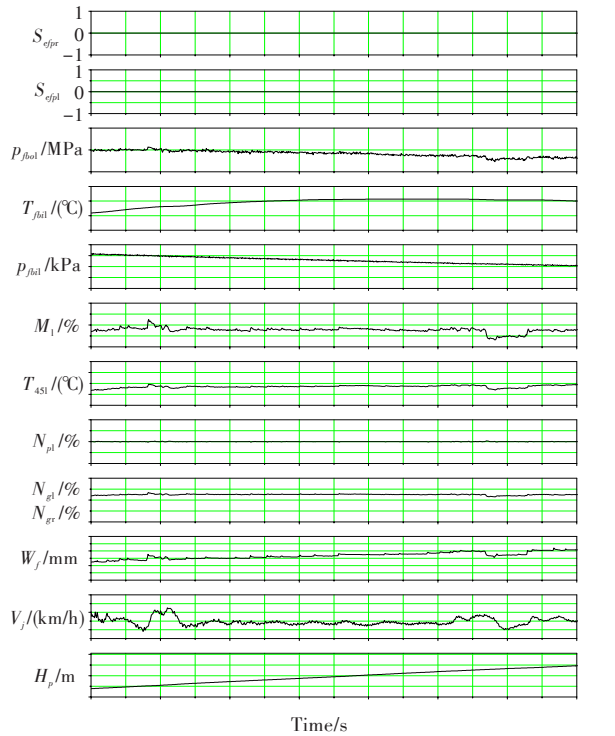


图 3 爬升过程中自吸油验证
Fig.3 Fuel self-suction in climbing

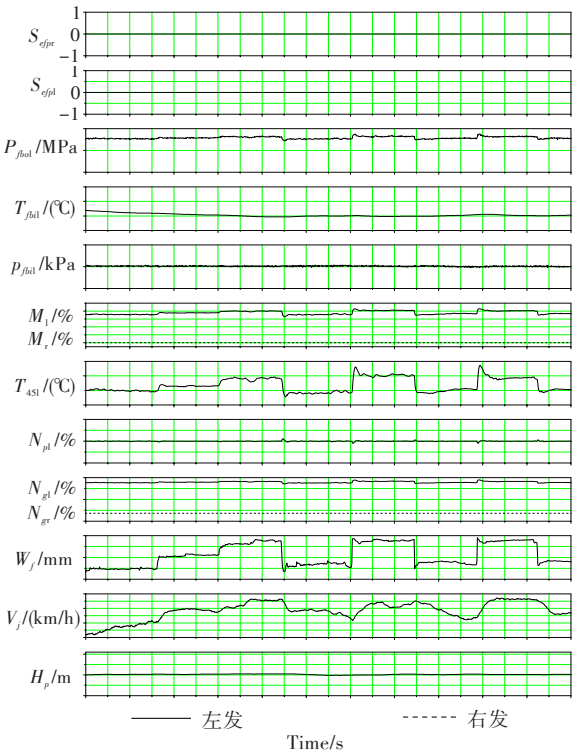


图4 单发平飞爬台阶加速减速自吸油验证

Fig.4 Fuel self-suction in OEI acceleration-deceleration

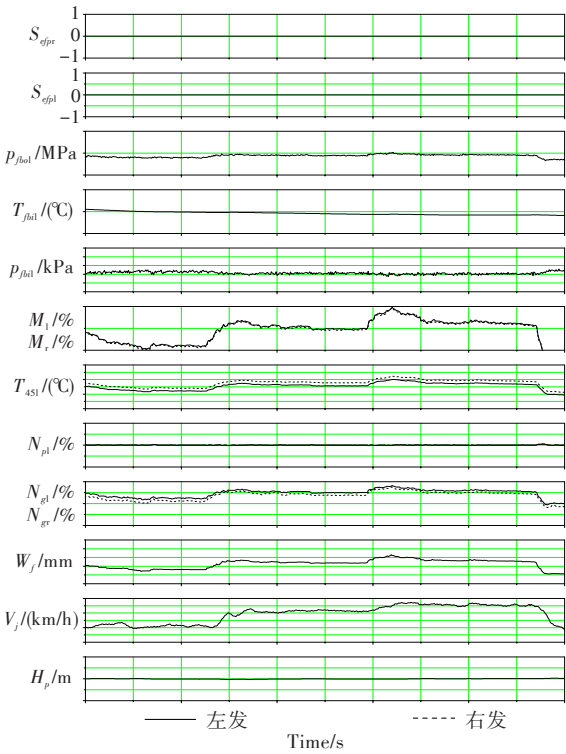


图6 直升机平飞加速减速自吸油验证

Fig.6 Fuel self-suction in speedup-speeddown

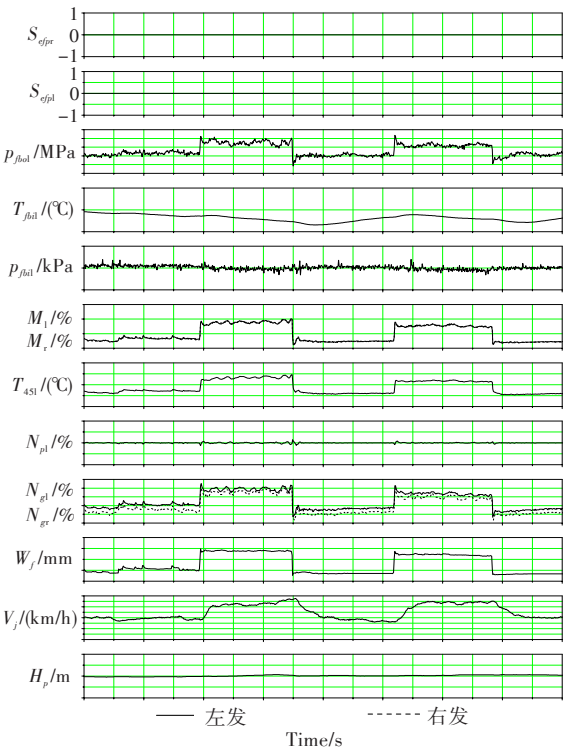


图5 发动机平飞加速减速自吸油验证

Fig.5 Fuel self-suction in acceleration-deceleration

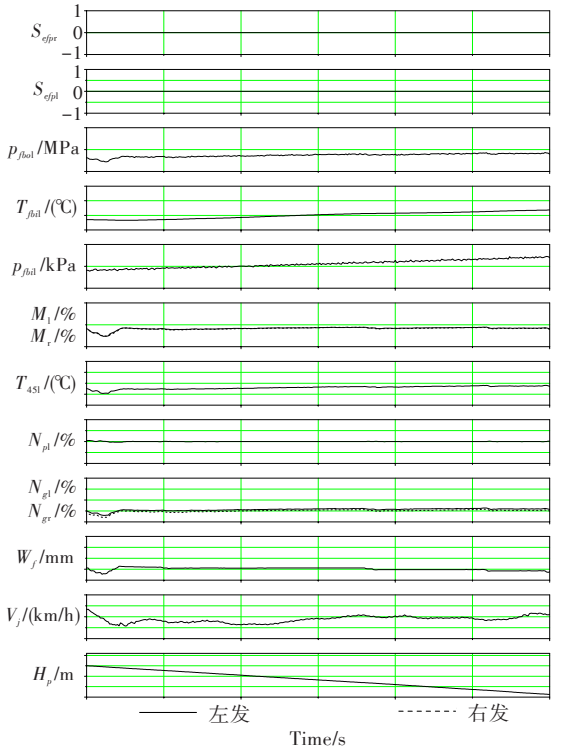


图7 下滑过程中飞行状态自吸油验证

Fig.7 Fuel self-suction in descending

验证自吸油能力的时间历程。由图中可得到如下结论:

(1) 由图3可知,当发动机状态基本不变时,随

着爬升高度的增加,发动机进口燃油压力减小,发动

(下转第62页)