

# 燃油气液比对飞机吸力供油的影响研究

## Impact Research of Fuel V/L on Aircraft Suction Feed

卞刚 朱德轩 张斌 郭军亮 / Bian Gang Zhu Dexuan Zhang Bin Guo Junliang

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

### 摘要:

吸力供油是民用飞机燃油系统的基本功能,燃油气液状态是影响吸力供油能力的关键性因素。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。研究结果可用于指导飞机燃油系统设计和发动机性能评定。

**关键词:**民用飞机;燃油系统;气液比;吸力供油

**中图分类号:** V233.2

**文献标识码:** A

[Abstract] Fuel vapor and liquid condition is the critical factor for the suction feed, which is the basic function of the fuel system for civil aircraft. The suction feed function for some aircraft is verified as an example in this paper with the strict flight test method. Based on the test data, the vapor and liquid ratio (V/L) is calculated and the corresponding effect is analyzed. The research can be used on guiding aircraft fuel system design and engine performance evaluation.

[Key words] civil aircraft; fuel system; vapor and liquid ratio (V/L); suction feed

## 0 引言

航空燃油具有一定的挥发性,在环境压力较低时,容易挥发出油气。另外,航空燃油对于气体有一定的溶解性,气体在燃油中的溶解能力受温度、压力、油液、气体特性影响。例如,在民用飞机燃油系统使用温度范围内,随温度升高,空气在油中的溶解能力呈增强趋势。燃油中空气的溶解、释出和油气挥发、冷凝导致燃油中气液两相的变化,从而对燃油储运蒸发损失、燃油泵的气蚀、燃爆危险、发动机起动特性产生重要影响<sup>[1]</sup>。航空燃油的挥发特性一直是燃油炼制和飞机设计中重点关注的特性。

## 1 试验研究

### 1.1 试验方法分析

#### 1.1.1 影响燃油气液状态的关键因素

航空燃油为多组分石油蒸馏产品,对于空气有

一定的溶解能力,且煤油本身具有一定的挥发性。在外界条件变化时,燃油中气体的溶解能力及挥发能力也随之变化,从而导致燃油中气液状态的变化,这样的外界条件主要指温度与压力。航空燃油产品炼制的特点,导致其不同产地、批次的产品烃烷类组分比例非完全一致,从而影响燃油挥发特性,这样的内在特性表征为其蒸气压。燃油在长时间的储存、运输、使用过程伴随着对空气的溶解与释放,并趋于达到动态平衡,这样的特性表征为燃油对空气的溶解性,且理论上燃油对空气中不同成分的溶解能力存在差异。燃油使用过程中内外条件的变化,促使燃油气液两相状态的持续变化,并对使用造成影响。比如,在相同的外界环境下,蒸气压低的燃油不易挥发,而随着温度升高,燃油真实蒸气压增大<sup>[1]</sup>,油气本身挥发性增强,气相增加,对燃油泵工作造成不利影响。如图1所示。



升。下降高度重起发动机,完成后续试飞。

### 1.3.2 试验结果

按 1.3.1 程序爬升至约 25 000ft 右发转速开始下降直至停车,下降高度重起右发完成后续试飞。高温爬升试飞状态如图 5 曲线所示。

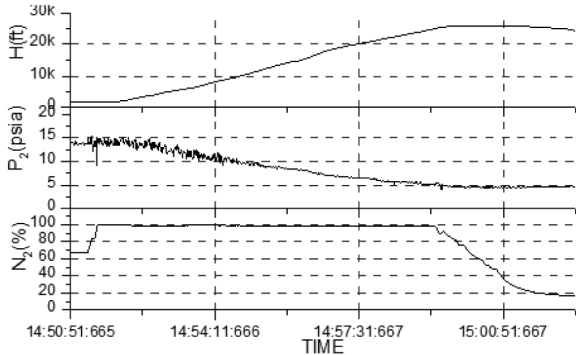


图 5 高温吸力供油试飞爬升

## 2 试验结果分析

吸力供油爬升试飞中,燃油箱中油泵不工作,吸力供油口入口油压即为油箱气压与入口处油面高度产生的油压之和,该值远低于油箱中油泵正常工作时的增压值。燃油经吸油口和供油管路,至发动机燃油泵入口时,由于管路流阻影响,油压进一步降低,显著低于燃油箱内燃油泵正常增压供油时的压力(约 30psia)。发动机燃油泵入口压力降低至某一量值,不能维持发动机在该状态持续稳定工作,引起供油流量、发动机转速相继快速下降并停车。热燃油试验出现发动机转速下降时,飞行高度比常温试验时低,发动机燃油泵入口油压比常温试验时高。表明热燃油情况下,吸力供油能力比常温情况更严酷。造成试验中这种现象的主要原因是燃油气液特性对发动机燃油泵工作的影响,燃油泵入口低压情况下,燃油中气体增加(包括空气和油气),泵供油能力下降,尤其是燃油温度升高,这种影响更剧烈。

## 3 气液比分析

为更深入研究这种影响,针对两次爬升试飞过程,对试验中的发动机燃油泵入口燃油气液比进行计算分析。HB6171-88《航空发动机燃油泵气蚀持久性试验方法》中给出了气液比计算方法,该方法同 SAE ARP492《Aircraft Engine Fuel Pump Cavitation Dndurance Test》中方法。但根据叶宁武等人的研究表明<sup>[2]</sup>,HB6171 中的方法适用于宽馏分燃油,此处

采用文献[2]中给出的适用于 RP-3 燃油的计算方法,该方法适用于非宽馏分燃油,包含 RP-3 燃油,15℃时燃油比重应在 0.63~0.90 范围内,气液比计算结果小于 1。

$$\frac{V}{L} = \frac{100}{98 + 0.13T} O_c \left( \frac{P_1 - P_2}{P_2 - P_{tpv}} \right) \quad (1)$$

$$O_c = 2.31 * (0.98 - \rho_{15}) e^{(-0.715 * \frac{427-T}{7+273})} \quad (2)$$

$$P_{tpv} = e^{14.509 - \frac{4605}{7+273}} \quad (3)$$

式中:

$O_c$  为奥斯特瓦尔德系数,在一定的温度和压力下,当气液两相平衡时,单位液体中所溶解气体的体积;

$P_1$  为燃油箱在初始条件下的绝对压力, kPa,此处指吸力供油口油压;

$P_2$  为发动机燃油泵入口在最终条件下的绝对压力, kPa;

$P_{tpv}$  为温度为 T 时的燃油真实蒸气压, kPa;

T 为发动机燃油泵入口处燃油温度,℃;

$\rho_{15}$  为 15℃时燃油比重,此处取为 0.783。

计算中  $V/L < 0$ , 则气液比取 0 值。采用上述方法对试验数据进行分析,得到常温和高温状态吸力供油试飞过程中发动机燃油泵入口燃油气液比分别如图 6、图 7 中  $V_L$  所示。

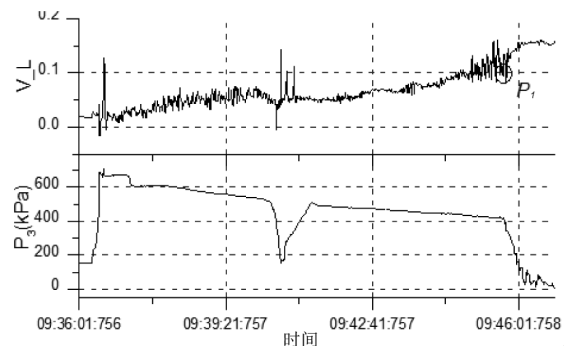


图 6 常温吸力供油爬升气液比变化

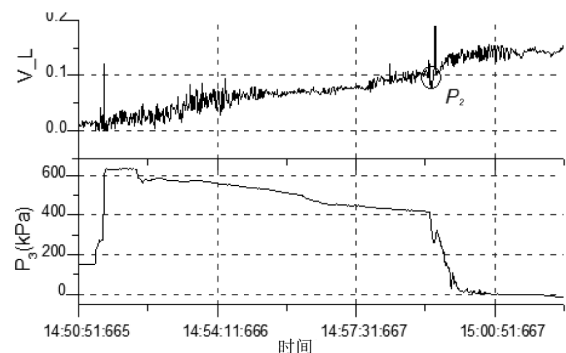


图 7 高温吸力供油爬升气液比变化

由计算与试验数据对比分析可以看出,在常温吸力供油爬升中,发动机燃油泵入口油压较低并缓慢下降,发动机燃油泵入口处气液比逐渐上升。在气液比大于0.1之后(图6中 $P_1$ 点、图7中 $P_2$ 点),发动机燃油泵下游油压快速下降,表明发动机燃油泵吸油及增压能力在下降,直至不能增压,相应燃油流量下降为0,发动机停车。在高温吸力供油爬升中出现相同趋势,虽然温度增大,空气在燃油中总体溶解度略有增大,但因为高温燃油蒸气压较高而压力下降,致使在相对于常温试飞中略高的燃油泵入口油压下(飞行高度则略低)即因气液比增大而降转停车。

需要说明的是,航空工业标准、SAE标准和此处采用的计算方法都基于部分假设。真实条件下,因燃油种类的区别、初始气液状态、燃油中溶解气的不同等各种因素,真实气液比与工程计算相比具有一定的差异。

#### 4 研究气液比的意义

使用常规燃油在常规航线飞行高度运行的飞机,油箱内的燃油泵不易受到气液变化的影响。但对于使用宽馏分燃油或飞行高度更高的飞机,气液比对供油的影响相对更为显著,燃油箱中燃油泵的造型亦须考虑气蚀的影响,需要对供油系统的高空性即燃油气液比的影响进行研究。

民用飞机燃油箱一般为与大气环境相通的开式油箱,油箱内气压随大气压变化,在高空时往往压力较低。较低的油箱内气压,引起油箱内燃油中空气更易释出、燃油更易挥发,在气液比增大后,会造成燃油泵产生气蚀,影响系统供油能力的下降,尤其是吸力供油状态,发动机燃油泵入口油压极低,影响更为显著。通过试验与分析,获得气液比

(上接第22页)

三。比较方案一与方案二,方案一的应力、应变水平比方案二优化4%,但装配复杂,重量也增加很多,高于方案二约11%,不过此种形式可能会使周边结构的重量有所降低;方案二(搭接量5mm)装配简单,减重效果好,疲劳性能也较好,只有应力应变水平略低于方案一。因此方案二是建议首选方案。

的影响,在此基础上可以由获得的数据对系统供油进行优化,提高供油性能。

针对文中的试验和计算,基于前文分析的影响因素,此处给出以下几种提高吸力供油性能的方法。

- (1)降低油温,从而降低燃油真实蒸气压,降低燃油挥发性;
- (2)燃油在使用前放置于大气环境中较长时间;
- (3)在飞行中若确认因气液比较大导致供油能力不足,则降低高度长时间巡航,尽量释出燃油中的空气;
- (4)增加油箱内的气压和吸油口处的油压;
- (5)增大燃油泵的汽蚀余量。

#### 5 结论

本文通过对吸力供油试飞方法和试飞结果的分析,以及在试验数据基础上的气液比计算分析,研究吸力供油过程中燃油气液变化及其对发动机供油的影响。研究表明,环境压力的快速降低和燃油温度的升高,都会促使燃油中气相的形成与增加,使燃油泵工作条件恶化,影响发动机工作。同时,本文也从气液影响的角度给出了可以提高发动机吸力供油性能的方法。相关研究可用于指导飞机燃油系统设计和发动机工作性能评定。

#### 参考文献:

- [1] Handbook of Aviation fuel Properties [R]. Third Edition. CRC Report No. 635, 2004.
- [2] 叶宁武. 燃油系统气液比计算方法 [J]. 直升机技术, 2009, 1: 27-30.

#### 参考文献:

- [1] 牛春匀. 实用飞机结构工程设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.
- [2] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第10册: 结构设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.