

文章编号: 1006-4710(2011)01-0051-05

燃油温度对化油器燃油流量系数的影响

张学平, 王小兵, 刘晓凌, 宁乐

(西北工业大学 第365研究所, 陕西 西安 710065)

摘要: 现代小型无人机一次飞行过程中大气温度变化量可以达到80℃左右。为追求发动机合理的空燃比和飞行效费比, 测量了燃油粘度-温度特性, 并利用计算及试验法, 研究了小型无人机发动机使用纯汽油或混合油温度在-40℃~+40℃条件下, 其粘度-温度特性对化油器各量孔燃油流量系数的干扰力度。研究表明, 当燃油温度变化量在80℃范围内时, 化油器燃油流量系数变化量在10%左右, 即燃油温度(粘度)的变化对各量孔流量系数的影响不容忽视。

关键词: 无人机; 汽油发动机; 化油器; 燃油运动粘度; 流量系数

中图分类号: V234⁺.1

文献标志码: A

Influence of Fuel Temperature on the Fuel Flux Coefficient for Small UAV Engines Carburetor

ZHANG Xueping, WANG Xiaobing, LIU Xiaoling, NING Le

(365 Institute of Northwest Polytechnical University, Xi'an 710065, China)

Abstract: The variation of the environmental air temperature during a one-time-flight of modern small UAVs can be up to 80 °C. To achieve an optimal air to fuel (A/F) and flight efficiency to cost (F/C) ratios, the fuel viscosity-temperature characteristics of UAV engines are studied. With resort to calculation and experimental methodologies, viscosity-temperature properties between -40°C ~ +40°C of the UAV engines utilizing pure gasoline or blended fuel are explored regarding to their influences on the fuel flux coefficient at different carburetor metering jets. It is demonstrated that in our UAV engines, the carburetor fuel flux coefficient can be approximately changed by 10 percent when the fuel temperature varies with 80°C. As a result, fluctuation of fuel viscosity should be taken into account to evaluate the carburetor fuel flux coefficients.

Key words: UAV; gasoline engine; carburetor; fuel motion viscosities; flow coefficient

现代小型无人机(以下简称 UAV)仍使用化油器式活塞汽油发动机, 极少采用燃油或进气加温措施。续航时间、巡航高度不断的增加, 同时作业地域、时域、空域的大范围变化, 使得飞行中大气环境温度温差很大, 甚至同一次飞行过程中大气环境温度温差可达80℃左右。在此条件下, 燃油供应系统能否提供合理空燃比的混合气, 必须进行深入的研究。在 UAV 发动机化油器、高度补偿器的研究中, 发现很难实现由于温度变化而引起的对燃油流量的补偿调节。研究发动机燃油粘度-温度特性(以下称粘温特性)对化油器燃油流量系数的影响, 是研究空燃比的重要组成部分之一。

1 燃油流量系数计算方法

各种小型 UAV 发动机化油器燃油量孔流量系数 μ_m 一般可通过常规测试获取, 由于流量系数与诸多因素相关, 故测试值仅是近似值。鉴于 UAV 作业的特殊性, 其发动机燃油流量系数应为三维曲面, 可用公式(1)表示。

$$\mu_m = f(\Delta p, \nu, \Delta p_H) \quad (1)$$

公式(1)表明流量系数 μ_m 的变化与参数 Δp 、 ν 、 Δp_H 有关, 其中 Δp 为飞行高度 H 不变节气门改变引起的喉管真空度变化数值, ν 为与温度有关的燃油

收稿日期: 2010-10-15

基金项目: 国家 863 计划基金资助项目(2004AA752202; 2008AA860015)。

作者简介: 张学平(1953-), 男, 河南巩义人, 硕士, 高工, 研究方向为无人机活塞式发动机设计技术。

E-mail: xpzhang53@live.cn。

粘度, Δp_H 为高度 H 变化而节气门不变引起的喉管真空度变化数值。 Δp_H 的变化与大气压力和温度均有关, 所以测取 Δp_H 时只能在发动机高空试验台进行。本文仅对因燃油运动粘度 ν 和 Δp 变化所引起的流量系数 μ_m 变化进行研究, 同时结合某 UAV 专用发动机进行计算和数据分析。

由于 UAV 使用纯汽油或汽油 - 润滑油混合燃油, 工程上缺乏该类燃油大温差范围内的粘温特性参数, 所以在专业资质部门(西北航空公司油品研究所)帮助下测量了燃油粘温特性(ν - T 特性)。在计算中利用了发动机台架试验^[1] 测量了不同节气门位置喉管特征点的真空度^[2] Δp 。为获取燃油 ν - T 特性对燃油流量系数 μ_m 的影响程度, 本研究采用了芮氏计算法^[3], 其过程如下。

1) 近似计算

将已知量孔截面积 f_m 和真空度 Δp 一起代入式

(2) 计算出理论流量 G'_f :

$$G'_f = f_m \sqrt{2g\Delta p\gamma_f} \quad (\text{kg/s}) \quad (2)$$

将由式(2)得出的 G'_f 代入式(3) 计算出芮氏数

R' :

$$R' = \frac{G'_f}{f_m} \frac{d}{\nu} = \frac{G'_f}{0.785d\gamma_f\nu} = c' \frac{G'_f}{\nu} \quad (3)$$

$$c' = \frac{1}{0.785d\gamma_f} \quad (4)$$

将由式(3) 得出的 R' 代入式(5) 计算出摩擦系数 λ_1 :

$$\lambda_1 = \frac{100}{R'} \quad (5)$$

将由式(5) 得出的 λ_1 代入式(6) 计算出量孔流量系数 μ_{m1} :

$$\mu_{m1} = \frac{1}{\sqrt{1 + \xi + \lambda_1 \frac{l}{d}}} \quad (6)$$

式(2) ~ (6) 中, G'_f 为化油器某喷孔燃油理论流量; f_m 为化油器某喷孔上量孔截面积; g 为重力加速度; Δp 为化油器某喷孔处真空度; γ_f 为燃油密度; ν 为燃油运动粘度; ξ 为油道阻力系数; l 为量孔长度; d 为量孔口径。

2) 迭代计算

根据计算所得 μ_{m1} , 再进行以下计算。

流量:

$$G''_f = \mu_{m1} G'_f \quad (7)$$

芮氏数:

$$R'' = \mu_{m1} R' \quad (8)$$

摩擦系数:

$$\lambda_2 = \frac{100}{R''} = \frac{100}{\mu_{m1} R'} = \frac{100}{\mu_{m1} \frac{100}{\lambda_1}} = \frac{\lambda_1}{\mu_{m1}} \quad (9)$$

流量系数:

$$\mu_{m2} = \frac{1}{\sqrt{1 + \xi + \lambda_2 \frac{l}{d}}} \quad (10)$$

经试验验证, 通过以上二步计算获得流量系数, 在被研究发动机的使用飞行转速范围内已经足够精确。

2 燃油粘温特性

小型 UAV 常用燃油一般均为车用汽油, 四冲程发动机使用纯汽油, 二冲程发动机则使用汽油与润滑油按比例混合的燃油, 多数配比在 30:1 ~ 50:1 之间。图 1 是纯汽油和两种常用比例燃油在 $-40^\circ\text{C} \sim +40^\circ\text{C}$ 温度范围内, 分 9 个点通过实测获取的粘温特性, 其 2 点间粘温特性还可使用双对数式^{[2][43]} 插值获取。

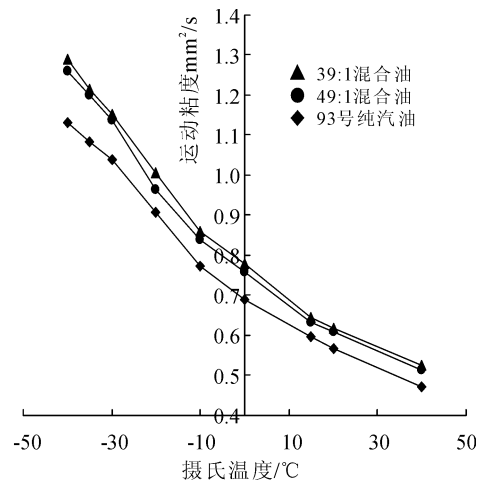


图 1 燃油粘温特性

Fig. 1 Characteristics of the fuel viscosity-temperature

3 实验

为研究燃油粘温特性对流量系数的干扰力度, 现选取一种 UAV 专用二冲程四缸风冷水平对置 38 kW 汽油发动机进行实例计算。该机配有两只 TILLOTSON 无浮子膜片式化油器^[4-5], 化油器上设有怠速油路、主油路以及笔者参与在早期研发的省油器油路。通过此例计算, 可以获得燃油粘温特性对流量系数影响的具体数据。计算中所涉及的参数见表 1。其中文章所涉及的转速均指发动机以定距螺旋桨工作时的转速。

表1 发动机芮氏计算基本参数表

Tab. 1 The table of basic parameter for the RUI'S calculating way

参数名称	参数值	参数名称	参数值	参数名称	参数值
飞行转速范围	4 500 ~ 6 100 r/min	主量孔口径	$d_h: 1.226 \text{ mm}$	润滑油	半合成 esso
应用高度	海拔 6 km	省油器量孔面积	$f_{mc}: 0.76 \text{ mm}^2$	混合比例	49:1
化油器形式	无浮子膜片式	省油器量孔口径	$d_e: 0.984 \text{ mm}$	计算中燃油密度	$\gamma_f: 735.5 \text{ kg/m}^3$
怠速量孔截面积	$f_{mi}: 0.448 \text{ mm}^2$	油道阻力系数	$\xi: 0.3$	燃油温度范围	$-40 \text{ }^\circ\text{C} \sim +40 \text{ }^\circ\text{C}$
怠速量孔口径	$d_i: 0.755 \text{ mm}$	各量孔等效长度口径比	$l/d: 7.5$	燃油粘温特性	图 1
主量孔截面积	$f_{mh}: 1.18 \text{ mm}^2$	汽油辛烷值	93	大气环境标准温度	$15 \text{ }^\circ\text{C}$

3.1 流量系数计算点组合

所有计算均未考虑到燃油密度随温度的变化。为计算流量系数,表 2 组合了通过测试获取的发动机转速与喉管真空度特性($n-\Delta p$)、通过公式(2)计

算出的各喷孔理论流量数据 G'_i ;表 3 是主量孔 $n-\Delta p$ 与 ν 的组合,文中省略了怠速量孔、省油器量孔 $n-\Delta p$ 与 ν 的组合。本发动机省油器开启时转速范围在 6 000 ~ 6 300 r/min。

表2 各转速下 $n-\Delta p$ 与 G'_i 数据表Tab. 2 The table of $n-\Delta p$ and G'_i at different speed

参数	转速/(r/min)					
	6 300	6 000	5 500	5 000	4 500	4 000
怠速孔喷口处真空度 $\Delta p/\text{mH}_2\text{O}$	0.060	0.090	0.360	0.660	0.715	0.720
怠速理论流量 $G'_a/(\text{g/s})$	0.417	0.510	1.020	1.380	1.438	1.442
主量孔喷口处真空度 $\Delta p/\text{mH}_2\text{O}$	0.572	0.420	0.300	0.140	0.040	0.023
主量孔理论流量 $G'_m/(\text{g/s})$	3.388	2.904	2.454	1.676	0.896	0.679
省油器孔喷口处真空度 $\Delta p/\text{mH}_2\text{O}$	0.520	0.250				
省油器理论流量 $G'_e/(\text{g/s})$	2.080	1.442				

表3 各转速下主量孔 $n-\Delta p$ 与 ν 组合表Tab. 3 The table of $n-\Delta p$ and ν at different speed for the main fuel metering jet

6 300 r/min ($\Delta p, \nu$)	6 000 r/min ($\Delta p, \nu$)	5 500 r/min ($\Delta p, \nu$)	5 000 r/min ($\Delta p, \nu$)	4 500 r/min ($\Delta p, \nu$)	4 000 r/min ($\Delta p, \nu$)
0.572, 0.513	0.420, 0.513	0.300, 0.513	0.140, 0.513	0.040, 0.513	0.023, 0.513
0.572, 0.608	0.420, 0.608	0.300, 0.608	0.140, 0.608	0.040, 0.608	0.023, 0.608
0.572, 0.632	0.420, 0.632	0.300, 0.632	0.140, 0.632	0.040, 0.632	0.023, 0.632
0.572, 0.758	0.420, 0.758	0.300, 0.758	0.140, 0.758	0.040, 0.758	0.023, 0.758
0.572, 0.839	0.420, 0.839	0.300, 0.839	0.140, 0.839	0.040, 0.839	0.023, 0.839
0.572, 0.965	0.420, 0.965	0.300, 0.965	0.140, 0.965	0.040, 0.965	0.023, 0.965
0.572, 1.136	0.420, 1.136	0.300, 1.136	0.140, 1.136	0.040, 1.136	0.023, 1.136
0.572, 1.200	0.420, 1.200	0.300, 1.200	0.140, 1.200	0.040, 1.200	0.023, 1.200
0.572, 1.260	0.420, 1.260	0.300, 1.260	0.140, 1.260	0.040, 1.260	0.023, 1.260

3.2 流量系数点组合计算值

表 4 是根据公式(2) ~ (10)对表 3 计算所得出的主量孔流量系数 μ_{mh} 。在设定的 6 种转速对应的

真空度,燃油 $-40 \text{ }^\circ\text{C} \sim +40 \text{ }^\circ\text{C}$ 温度测得的 9 点运动粘度,组合了 54 个计算点,对应得出了 54 个不同的主量孔流量系数。图 2 是根据公式(2) ~ (10)对文

中省略的怠速 $n-\Delta p$ 与 ν 组合,仅取了4组计算所得出的怠速量孔流量系数变化曲线;同理,图3是省

油器 $n-\Delta p$ 与 ν 组合计算所得出的省油器量孔流量系数变化曲线。

表4 主量孔流量系数 μ_{mh}
Tab.4 The fuel flux coefficient μ_{mh} of the main fuel metering jet

$\Delta p/mH_2O$	ν								
	0.513	0.608	0.632	0.758	0.839	0.965	1.136	1.200	1.260
0.572	0.847	0.841	0.840	0.833	0.829	0.821	0.812	0.809	0.805
0.420	0.841	0.836	0.834	0.826	0.820	0.813	0.802	0.798	0.794
0.300	0.836	0.829	0.827	0.817	0.811	0.802	0.789	0.789	0.780
0.140	0.817	0.807	0.804	0.791	0.783	0.770	0.753	0.747	0.744
0.040	0.770	0.753	0.748	0.727	0.713	0.693	0.670	0.658	0.649
0.023	0.740	0.719	0.714	0.687	0.671	0.648	0.618	0.608	0.593

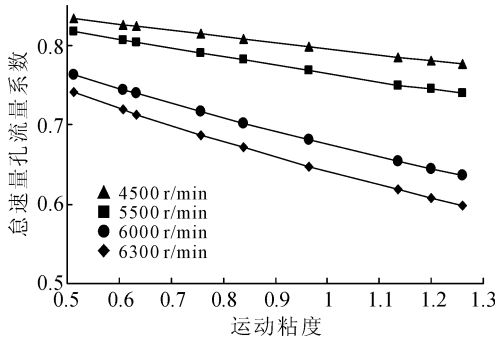


图2 怠速量孔 $-40^{\circ}C \sim +40^{\circ}C$ 流量系数
Fig.2 The fuel flux coefficient for the idle metering jet at $-40^{\circ}C \sim +40^{\circ}C$

节气门同等变化,则转速、喉管真空度相应变化时,各个量孔在燃油不同温度时的流量系数变化曲线。它们都反映了燃油粘温特性对流量系数的影响力度。

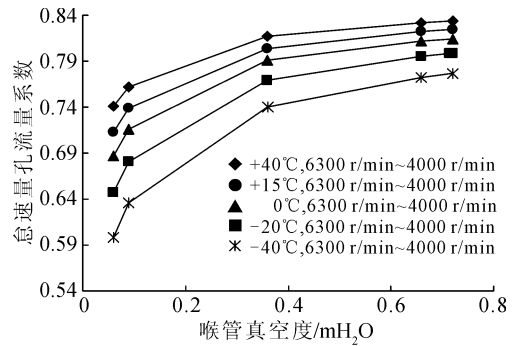


图4 燃油 $-40^{\circ}C \sim +40^{\circ}C$ 怠速量孔真空度不同时流量系数变化曲线
Fig.4 The change curves of flux coefficient at the fuel $-40^{\circ}C \sim +40^{\circ}C$ for the idle metering jet in different vacuum state

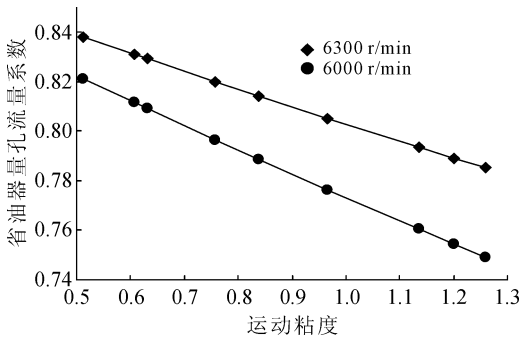


图3 省油器量孔 $-40^{\circ}C \sim +40^{\circ}C$ 流量系数
Fig.3 The fuel flux coefficient for the economizer metering jet at $-40^{\circ}C \sim +40^{\circ}C$

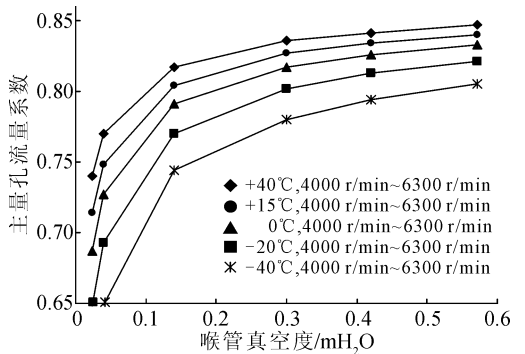


图5 燃油 $-40^{\circ}C \sim +40^{\circ}C$ 主量孔真空度不同时流量系数变化曲线
Fig.5 The change curves of flux coefficient at the fuel $-40^{\circ}C \sim +40^{\circ}C$ for the main metering jet in different vacuum state

3.3 数据分析

表4是实例发动机在燃油温度处于 $-40^{\circ}C \sim +40^{\circ}C$ 时对应运动粘度 ν ,在主喷口不同真空度下的主量孔流量系数数据组,通过其可以算出在各转速不变时,其流量系数差值范围为 $5\% \sim 20\%$,并且转速越低,差值越大。通过图2、图3可以直观看出,发动机几种转速分别不变,而怠速、省油器量孔流量系数随温度在发生的变化。图4~6为化油器

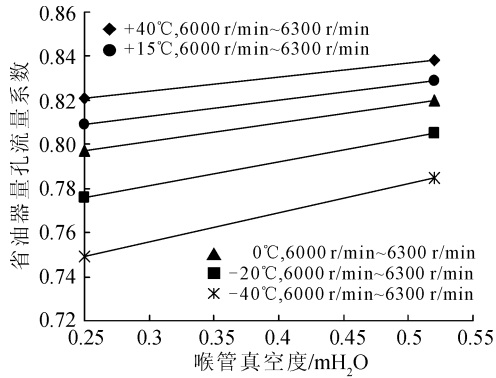


图6 燃油 $-40^{\circ}\text{C} \sim +40^{\circ}\text{C}$ 省油器量孔真空度不同时流量系数变化曲线

Fig. 6 The change curves of flux coefficient at the fuel $-40^{\circ}\text{C} \sim +40^{\circ}\text{C}$ for the economizer metering jet in different vacuum state

本文是基于某 UAV 作业特征,对其发动机化油器进行高度补偿研究提出的。实际上即使不在夏季,白天机场地面也时常炎热,油箱中的燃油经数小时晒置,当 UAV 白天起飞,而长时夜间巡航在 5 km 上下高空,燃油温度与起飞时差值很容易达到 80°C 左右。TILLOTSON 化油器在飞行转速范围内怠速量孔、主量孔始终参与喷油,省油器只有功率达到全功率的 85% 以上时才喷油。假设 UAV 起飞时燃油温度为 $+40^{\circ}\text{C}$,巡航在 5 km 高空时燃油温度下降到 -40°C ,当发动机以 6 000 r/min 巡航,省油器喷孔流量系数 μ_{me} 降低 7.7%;主喷孔流量系数 μ_{mh} 降低 5.6%;怠速喷孔流量系数 μ_{mi} 降低 16.5%,使得两种燃油温度巡航 1 h 其燃油消耗量可相差 7.3%。同样可以计算出其它转速耗油量差值,并且差值随巡航转速降低会逐渐加大。

4 结论

1) 如果进入化油器的燃油温度在发生大幅度变化,发动机化油器各量孔流量系数则是复杂的曲线组,因此在研究中,对各个量孔流量系数不能按常数处理,否则会与流量系数真值形成较大误差。

2) 供油系统高度补偿研究中必须考虑燃油运动粘度对量孔流量系数的干扰力度,当转速不变,温度大幅度变化时,化油器流量系数会发生约 10% 的浮动。

参考文献:

- [1] 王兴海,张学平,扬婷. GJB 3213-98.1 航空小型活塞式发动机性能测试方法[S]. 北京:国防工业出版社,1998.
- [2] 孙淮清,王建中. 流量测量节流装置设计手册[M]. 北京:化学工业出版社,2006:53.
- [3] ЛЕНИН И М 著. 汽车发动机的工作过程和化油作用[M]. 程宏,译. 上海:龙门联合书局出版,1953:238-243.
- [4] 康佳. 膜片式化油器结构及工作原理[J]. 内燃机,2007,(1):37-43.
Kang Jia. Diaphragm carburetor's structure and working principle presentation [J]. Internal Combustion Engine, 2007,(1):37-43.
- [5] 范新民. 膜片式化油器供油特性研究[J]. 小型内燃机,1996,25(6):49-53.
Fan Xinmin. Supply fuel performances research for diaphragm carburetor[J]. Small Internal Combustion Engine, 1996,25(6):49-53.

(责任编辑 王卫勋)