

航空发动机燃油系统功率管理浅析

张东辉

(中航工业动力控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘 要: 航空发动机燃油系统消耗功率增加,对发动机的推力和耗油率有较大影响,导致燃油温度升高,发动机性能和可靠性降低。对燃油系统功率进行管理,可有效降低燃油系统的输入功率,减少燃油系统产生的热量,从而提高发动机性能。通过对发动机燃油系统消耗功率机理的分析,找出了影响燃油系统输入功率的主要因素,并提出几种可行的燃油系统功率管理方法。研究表明,通过燃油系统功率管理,可在保证控制性能的前提下,有效降低燃油系统的输入功率。

关键词: 航空发动机;功率管理;燃油系统;燃油泵;效率

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** **文章编号:** 1672-2620 (2014) 06-0057-04

Power Management for Aero-Engine Fuel System

ZHANG Dong-hui

(AVIC Aviation Motor Control System Institute, Wuxi 214063, China)

Abstract: The power consumption increase of aero-engine fuel system affects thrust and fuel consumption of the engine considerably, simultaneously it likely results in the raise of fuel temperature and degradation of engine performance and reliability. The adoption of power management technique will reduce input power of fuel system efficiently, decrease quantity of heat generation, and enhance engine performance accordingly. The principal factors which affect the input power of fuel system were confirmed through mechanism analysis of fuel system power consumption, and then several feasible fuel system power management techniques were presented. Investigation illustrates that it will decrease the fuel system input power effectively via fuel system power management under the precondition of guaranteed control performance.

Key words: aero-engine; power management; fuel system; fuel pump; efficiency

1 引言

航空发动机通过燃烧产生的功率,一部分用于产生推力(涡喷、涡扇发动机)或轴功率(涡轴、涡桨发动机),为飞机提供飞行动力;一部分输出给发动机附件机匣,驱动发动机燃油泵和滑油泵,为发动机燃油系统、滑油系统及伺服系统提供工作能源;最后一部分作为飞机的提取功率,通过飞附机匣提供给飞机,用于飞控系统、雷达系统和机载电子系统等飞机各子系统的工作能源。在总功率不变的前提下,通过功率管理降低发动机燃油系统的提取功率,可有效提高发动机推力,或在推力保持不变的前提下降

低发动机耗油率。

航空发动机燃油系统的功率需求,为各燃油泵的输入功率。由于燃油泵效率及燃油管路压力损失等因素影响,发动机附件机匣的输出功率,要大于燃烧室供油及伺服系统作动的实际需求功率,其差值即为发动机燃油系统的功率损耗。功率损耗增加会导致发动机附件机匣提取功率增大,在发动机推力不变的前提下必须提高涡轮功,导致发动机耗油率增大,高压涡轮前温度也随之升高,这对燃烧室和高压涡轮的寿命及可靠性是严峻考验。同时,该损耗功率会转变成热量进入发动机燃油系统,导致燃油温度升高,从而加速燃油氧化并生成胶质和颗粒物

的化学反应^[1]。而这些胶质和颗粒物,会沉积在燃油过滤器上,增加过滤器压降,减少燃油流动;沉积在液压机械装置的活门间隙中,严重时会导致卡死调节活门并中断供油;沉积在燃油散热器中,降低换热效率,使发动机滑油温度升高。随着发动机喷嘴处燃油温度的升高,喷嘴会出现结焦积碳现象,使喷嘴性能衰退,影响燃油雾化和燃烧,严重时会导致温场不均而烧伤火焰筒和涡轮叶片,对飞机的飞行安全构成严重威胁^[2-3]。

采取功率管理技术可降低燃油系统输入功率,从而降低发动机耗油率,同时降低燃油系统产生的热量,降低燃油温升,进一步满足发动机热管理系统的需求并提高发动机的可靠性。本文通过对航空发动机燃油系统损耗功率的分析,找出影响燃油系统功率的主要因素,并提出可有效降低燃油系统输入功率的功率管理措施。

2 航空发动机燃油系统功率分析

发动机燃油系统的功率,可分为输入功率、有效功率和损耗功率三种。三种功率之间的关系为:

$$N_1 = N_2 + N_3 \quad (1)$$

式中: N_1 为输入功率, N_2 为有效功率, N_3 为损耗功率。可见,要降低燃油系统的输入功率,一方面要降低燃油系统的有效功率,另一方面应尽量减小燃油系统的损耗功率。

2.1 燃油系统的有效功率分析

燃油系统的有效功率,是指用于燃烧室供油和伺服机构驱动的有效功率,其计算公式为:

$$N_2 = N_{\text{燃烧}} + N_{\text{伺服}} \quad (2)$$

$$N_{\text{燃烧}} = (\Delta p_{\text{喷嘴}} + p_{\text{燃烧}}) \times Q_{\text{喷嘴}} \quad (3)$$

$$N_{\text{伺服}} = F_{\text{负载}} \times S \div t = F_{\text{负载}} \times v = F_{\text{负载}} \times Q \div A \quad (4)$$

式中: $N_{\text{燃烧}}$ 为用于燃烧室供油的有效功率, $N_{\text{伺服}}$ 为用于伺服机构驱动的有效功率, $\Delta p_{\text{喷嘴}}$ 为经过燃油喷嘴的压降, $p_{\text{燃烧}}$ 为燃烧室压力, $Q_{\text{喷嘴}}$ 为经过燃油喷嘴的燃油流量, $F_{\text{负载}}$ 为伺服作动机构的负载力, S 为伺服作动机构的移动距离, t 为伺服作动机构的移动时间, v 为伺服作动机构的移动速度, Q 为进入作动筒活塞腔的燃油流量, A 为作动筒活塞腔的有效作用面积。

在发动机各稳态工作点,经过燃油喷嘴的燃油流量及燃烧室压力为固定值,因此由式(3)可知,通

过降低燃油喷嘴的压降可降低用于燃烧室供油的有效功率。采用变截面燃油喷嘴是降低燃油喷嘴压降的有效措施。

由式(4)可知,降低用于伺服机构驱动的有效功率的方法,有降低负载力、减少作动机构移动距离、增大作动机构移动时间、降低作动机构移动速度、减少进入作动筒活塞腔的燃油流量、增大作动筒活塞腔有效作用面积等,但这些参数均与发动机的性能和结构密切相关,必须在发动机结构设计时综合考虑。

2.2 燃油系统的输入功率分析

燃油系统的输入功率即为发动机附件机匣供给燃油泵的输出功率,其计算公式为:

$$N_1 = \sum_i^n \Delta p_i \cdot Q_i / \eta_i \quad (5)$$

式中: Δp_i 为燃油泵增压值,即燃油泵出口压力与进口压力的差值; Q_i 为燃油泵输出流量; η_i 为燃油泵总效率。可见,降低燃油系统输入功率可从三方面入手:一是降低燃油泵压降,二是降低燃油泵输出流量,三是提高燃油泵效率。

2.3 燃油系统的损耗功率分析

燃油系统的损耗功率,为燃油系统输入功率与有效功率之差。一般来说,燃油系统的损耗功率由三部分组成:一是燃油泵效率引起的功率损耗,二是燃油计量和伺服控制过程中燃油沿程压力损失引起的功率损耗,三是燃油系统回油引起的功率损耗。燃油系统的损耗功率一般会转换为热量进入发动机燃油系统,使燃油温度升高^[4-5]。

3 燃油系统功率管理措施

燃油系统功率管理的目的,是在保证控制性能的前提下,尽量降低燃油系统的输入功率。下面介绍几种有效的功率管理措施。

3.1 合理选择燃油泵类型

在燃油系统方案设计阶段,合理选择燃油泵可有效降低燃油系统的功率损耗。航空发动机燃油系统中,燃油泵按结构可分为柱塞泵、齿轮泵、离心泵和旋板泵等,按功能可分为燃油增压泵、主燃油泵、加力燃油泵、喷口油源泵。根据经验,在航空发动机燃油系统设计时,燃油泵的选择原则为:

(1) 当 $(Q_{\text{max}} \div Q_{\text{min}}) \leq 23(Q_{\text{max}}、Q_{\text{min}}$ 分别为系统所需最大和最小流量)时,可选用齿轮泵;

(2) 当 $23 < (Q_{\text{max}} \div Q_{\text{min}}) \leq 30$ 时,可选用离心泵;

(3) 当 $30 < (Q_{\max} \div Q_{\min}) \leq 40$ 时, 可选用流量可调的离心泵;

(4) 当 $(Q_{\max} \div Q_{\min}) > 40$ 时, 可选用多个泵分阶段供油。

为降低燃油系统输入功率, 在燃油泵设计时, 除了合理选择燃油泵类型外, 还应在满足需求的前提下, 尽量减小燃油泵的输出流量, 并采取措施提高燃油泵效率。

3.2 控制燃油泵出口压力

通过控制燃油泵出口压力(增压压力), 可对燃油泵的输入功率进行有效管理。以某型航空发动机控制系统的喷口油源泵为例, 采用高压柱塞泵向喷口控制系统提供高压油源, 其工作原理如图1所示。

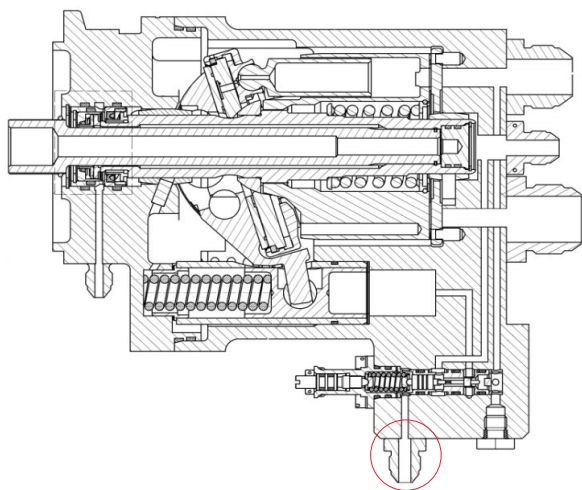


图1 柱塞泵工作原理图

Fig.1 The operating principle of ram pump

柱塞泵的出口压力由调压活门控制, 当图1下方的接头(红色圆圈处)通控制油时, 柱塞泵出口压力随控制油压力变化。在燃油系统方案设计时, 应采取措施对柱塞泵后的压力进行无级调节; 当喷口作动筒移动时, 可提高柱塞泵后压力以克服喷口负载力的影响; 当喷口作动筒处于平衡状态时, 可降低柱塞泵后压力以降低柱塞泵的输出功率。通过调节柱塞泵后压力, 可有效降低柱塞泵的输出功率, 进而减小燃油系统的功率损耗。

3.3 降低燃油沿程压力损失

燃油计量和伺服控制过程中, 会不可避免地造成燃油的沿程压力损失, 而该损失所引起的功率损耗, 则为构成燃油系统损耗功率的主要因素之一。

对于燃油计量系统, 燃油的沿程压力损失, 包括计量活门的压差、燃油经过各活门造成的压降、燃油

管路和燃滑油散热器造成的压降等。对于伺服作动系统, 燃油的沿程压力损失主要是燃油滤节流、燃油管路节流和作动筒回油造成的压降。特别是喷口和矢量喷管作动系统位于发动机尾部, 而伺服泵安装在发动机前部的附件机匣上, 从伺服泵后到伺服作动机构之间的管路较长, 导致管路节流较为严重。试验数据表明, 某型发动机喷口控制系统在喷口作动筒动态控制过程中, 由燃油管路压力损失引起的功率损耗, 约占喷口油源泵输出功率的20%。

为降低燃油的沿程压力损失, 在燃油系统设计时, 应采取以下措施:

(1) 限制管路中燃油的流速。管路的压力损失与管路中燃油流速的平方成正比, 所以在发动机管路设计时必须限制燃油流速。常用管路的允许流速为:

①吸油管, 允许流速 $v = 0.6 \sim 1.2 \text{ m/s}$, 最大流速 $v_{\max} < 2.0 \text{ m/s}$;

②压油管, 管中压力 $p < 2.5 \text{ MPa}$ 时 $v = 2.0 \text{ m/s}$, $2.5 \text{ MPa} < p < 14.0 \text{ MPa}$ 时 $v > 4.0 \text{ m/s}$, $p > 14.0 \text{ MPa}$ 时 $v \leq 5.0 \text{ m/s}$, $p > 21.0 \text{ MPa}$ 时 $v = 5.0 \sim 6.0 \text{ m/s}$, $v_{\max} = 6.0 \text{ m/s}$;

③回油管, $v \leq 1.5 \sim 2.5 \text{ m/s}$;

④短管及局部收缩处, $v = 5.0 \sim 7.0 \text{ m/s}$;

⑤安全阀或溢流阀阀口处, $v = 15.0 \text{ m/s}$ 。

(2) 设计适当的计量活门压差。降低计量活门前后压差, 可降低燃油经过计量活门的压力损失, 并提高计量精度。燃油计量活门压差取值范围一般为 $0.2 \sim 0.9 \text{ MPa}$ 。

(3) 减少管路变径和弯曲。管路中的变径和弯曲环节会极大地增加局部损失, 因此在管路系统设计时, 应考虑适当减少管路中的变径和弯曲环节。

(4) 减少管路长度。管路长度与管路沿程压力损失成正比, 因此应尽量减少燃油系统中管路长度。

(5) 控制燃油附件压降。燃油系统中除燃油泵和计量装置外, 还包含燃油分布器、油滤及燃滑油散热器等。当燃油流经这些附件时, 由于存在压降, 会不可避免地产生压力损失, 而这些损失最终会以热的形式存在于燃油系统中。因此, 在燃油系统设计时, 要对各燃油附件的压降提出明确的限制要求。

3.4 采用变截面燃油喷嘴

发动机常用的燃油喷嘴为定截面喷嘴。根据流量公式, 定截面喷嘴前后的压降与通过喷嘴的燃油流量的平方成正比。为使通过燃油喷嘴进入燃烧室

的燃油充分雾化,必须保证低流量时喷嘴前有足够压力。随着流量的增加,喷嘴前后的压降迅速增大,而燃油系统用于燃烧室供油的有效功率与之成正比,因此燃油系统的需求功率增加。相比定截面喷嘴,变截面燃油喷嘴的流通面积会随流量的增加而变大。采用变截面燃油喷嘴既可在低流量工作状态下确保燃油喷嘴前有足够燃油压力,又可在大流量工作状态下降低燃油喷嘴的压降,大大降低了用于燃烧室供油的有效功率,从而减少了燃油系统的输入功率。

3.5 小加力状态下采用主燃油泵向加力系统供油

现代军用大推力航空发动机燃油系统中,通常采用齿轮泵作为主燃油泵向主燃油系统供油,采用高压离心泵作为加力泵向加力系统供油,并采取措施在发动机非加力工作状态下关闭加力泵以降低燃油系统的输入功率。然而,在高空小加力状态下,燃油泵的转速较高,主燃油流量和加力燃油流量都较小,此时主燃油泵存在大量回油,加力泵在输出流量较小时效率很低,导致燃油系统输入功率远大于有效功率,大量损耗功率转换成热量进入燃油系统,使燃油温度迅速升高。如果此工作状态下关闭加力泵,采用主燃油泵向加力系统供油,不但可减少燃油系统中用于驱动加力泵的输出功率,而且还增加了主燃油泵的有效供油量,减少了回油量,从而提高了主燃油泵的有效输出功率。因此,高空小加力状态下采用主燃油泵向加力系统供油,可显著降低燃油系统的输出功率。

3.6 降低燃油系统回油导致的功率损耗

燃油系统各成附件中,由于各控制活门动作对伺服控制油的需求,各活门衬套间隙的泄漏,电液伺服阀、电磁阀的内漏,以及大量节流嘴和层板的应用等因素作用,部分高压油进入低压系统,形成回油并造成功率损耗。特别是伺服作动机构动作时,大量高压油通过作动筒返回低压系统,功率损耗较为严

重。为降低燃油系统回油造成的功率损耗,一方面可采取控制活门间隙、减小电液伺服阀内漏等措施,控制回油量;另一方面可采取燃油系统回油至燃油增压泵出口的设计方案,通过减少燃油增压泵的输出流量来降低泵的输入功率,通过降低回油压降来降低回油的功率损耗,从而大大降低燃油系统的输入功率。

4 结束语

对于航空发动机燃油系统,发动机附件机匣的输出功率,要大于燃烧室供油及伺服系统作动的实际需求功率,其差值即为发动机燃油系统的损耗功率。且该损耗功率由三部分组成,一是燃油泵效率引起的功率损耗,二是燃油计量和伺服控制过程中燃油沿程压力损失引起的功率损耗,三是泵自身回油及燃油系统回油引起的功率损耗。

燃油系统功率管理的目的,是在保证控制性能的前提下,尽量降低燃油系统的输入功率。通过合理选择燃油泵类型、调节伺服泵后压力、降低沿程压力损失、采用变截面燃油喷嘴、燃油系统回油至燃油增压泵出口等多种措施,可有效降低燃油系统的输入功率。

参考文献:

- [1] 张东辉. 高温燃油对发动机控制系统的影响分析[J]. 航空发动机, 2013, 39(1): 12—16.
- [2] 付伟, 李明, 陶志平. 世界航空燃料规格及进展. 中国石化出版社, 2011: 12—34.
- [3] 罗伊兰顿. 飞机燃油系统[M]. 颜万亿, 译. 上海: 上海交通大学出版社, 2010: 9—84.
- [4] 高峰, 袁修干. 高性能战斗机燃油热管理系统[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(11): 1353—1355.
- [5] 徐志英, 庄达民. 飞机燃油系统热管理研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(11): 1833—1836.
- [6] 电子科技大学出版社, 2007.
- [7] Richard J, Michael R, Geatz W. 数据挖掘教程[M]. 翁敬农, 译. 北京: 清华大学出版社, 2003.
- [8] 谢宏, 程浩忠. 基于信息熵的粗糙集连续属性离散化算法[J]. 计算机学报, 2005, 28(9): 1570—1574.
- [9] 王国胤. Rough集理论与知识获取[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.
- [10] 曾黄麟. 智能计算[M]. 重庆: 重庆大学出版社, 2004.
- [11] 张文宇, 贾嵘. 数据挖掘与粗糙集方法[M]. 西安: 西安