

文章编号: 1000-8055(2007)11-1833-05

飞机燃油系统热管理研究

徐志英, 庄达民

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 为了充分利用飞机所载燃油作为冷源来冷却飞机的其他机载设备与系统, 发挥燃油的最大使用效益, 提出了飞机燃油系统热管理。通过对飞机燃油系统中流体网络的关键部件燃油增压泵、液动涡轮泵和管网进行数学建模以求解流体网络各节点的流量、压力、温度和热损失, 从而能预测出各种情况下换热器前的燃油入口温度和进入飞机发动机前的燃油温度。研究内容可为飞机燃油这一冷源的综合利用及飞机燃油系统的热管理提供科学依据。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 飞机; 燃油系统; 热管理; 数值仿真

中图分类号: V228.1

文献标识码: A

Research of heat management for aircraft fuel system

XU Zhi-ying, ZHUANG Da-min

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of
Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To make full use of onboard fuel to cool down airborne equipments and systems as a cool source, the concept of heat management of aircraft fuel was presented. The flow rate, pressure, temperature and heat loss of various nodes in the fluid network could be obtained through mathematical modeling of key components in the fluid network of aircraft fuel system, e. g. the fuel pressure pump, turbine pump, and pipeline network. This makes it possible to predict the inlet temperature before the heat changer and the engine in any circumstance. The research provides a basis for scientific comprehensive utilization of fuel and heat management of aircraft fuel system.

Key words: aerospace propulsion system; aircraft; fuel system; heat management; numerical simulation

随着新一代战斗机的机载电子设备发热量增大, 对电子设备可靠性要求越来越高, 在飞机设计中要求环境控制系统具有更大的制冷能力。另一方面, 随着飞机战斗性能的提高, 飞机的载油量也大大提高。以某型号飞机为例, 飞机的一次载油量可达数吨之巨。利用燃油作为冷源的优点也日益引起重视。如燃油在所有飞行状态下温度较稳定;

不影响飞机的隐身性能; 代偿损失小等。因此, 如何充分利用飞机所载燃油作为冷源来冷却飞机其他机载设备与系统, 发挥燃油的最大使用效益已引起飞机设计师的关注。

飞机燃油系统热管理是飞机热管理系统的一部分, 其内容主要包括燃油系统流量、压力和温度的动态分布、通过各种换热器的换热量、飞机燃油

收稿日期: 2006-12-12; 修订日期: 2007-01-23

基金项目: 国防基础科研项目(A2120060022)

作者简介: 徐志英(1976-), 女, 湖北罗田人, 硕士生, 研究方向: 飞机燃油系统热管理。

庄达民(1953-), 男, 上海人, 教授, 博导, 研究方向: 人机工程; 计算机仿真。

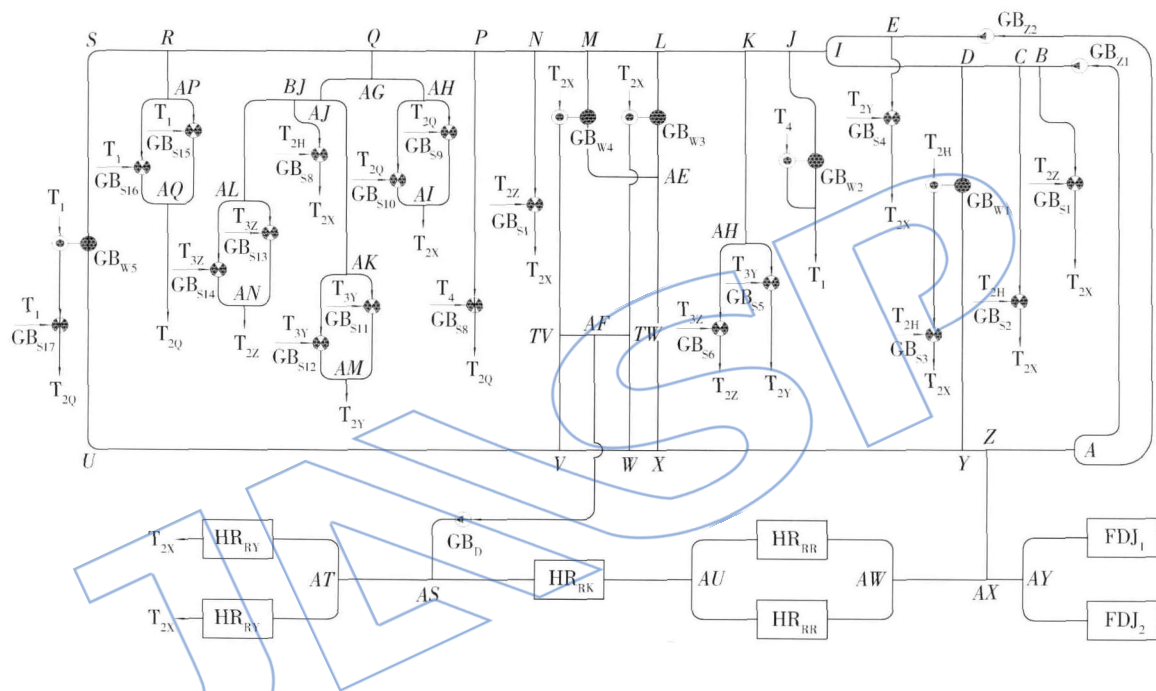
系统热管理与飞机热管理的一体化等. 通过燃油系统的热管理, 可为整个飞机系统的热管理和环境控制系统的优化设计提供科学依据^[1-3].

本文采用 C# 自主开发的软件, 通过计算仿真来求解飞机燃油系统各部分的流量、压力和温度的动态分布及通过换热器的换热量等.

1 燃油供输网络的构成

飞机燃油系统主要由油箱、输送燃油的各类部件及管道等构成. 本文探讨的燃油系统为自供

能源式输油系统, 系统构成如图 1 所示. 整个燃油供输网络在飞机启动时用辅助电泵工作外, 燃油在进入发动机前一部分进入左右侧燃油增压泵, 从燃油增压泵出来的高压燃油进入各个射流泵后, 按照要求引射各个油箱中的油使之在供输网络中流动. 为了稳定地利用燃油这一冷源, 增加一个电动泵来供应燃油进入各类换热器. 经过换热器后的燃油一部分经发动机燃烧, 另一部分再次回到油箱供循环使用.



A, ..., A Y 网络中的各节点; GBZ1、GBZ2 左、右侧燃油增压泵; GBS1, ..., GBS18 1 至 18 编号的射流泵; GBW1, ..., GBW5 1 至 5 编号的液动涡轮泵; GB_D 散热供油用电泵; T₁-1 号油箱; T_{2Q}-2 号前油箱; T_{2H}-2 号后油箱; T_{2Z}-2 号左侧油箱; T_{2Y}-2 号右侧油箱; T_{2X}-2 号消耗油箱; T_{3Z}-3 号左油箱; T_{3Y}-3 号右油箱; T₄-4 号油箱; HR_{RY}“燃油-液压油”热交换器; HR_{RK}“燃油-空气”热交换器; HRRR“燃油-润滑油”热交换器; FDJ₁, FDJ₂ 左、右侧发动机.

图 1 燃油供输网络简图

Fig. 1 Sketch of fuel supply network system

2 燃油系统供输网络的数学建模

2.1 燃油增压泵的计算模型

通过数值拟合, 燃油增压泵的性能曲线可以由下式表示^[4-5]

$$\Delta p = 1.73 \times 10^6 - 3.556 \times 10^8 Q^2 \quad (1)$$

式中 Δp 为发动机的转速比 $n = 1.01$ 时燃油增压泵的增压值 (Pa); Q 为燃油增压泵输出的高压燃油流量 (m^3/s).

2.2 液动涡轮泵的计算模型

通过数值拟合, 液动涡轮泵的性能曲线可以由下式表示^[4-5]

$$\Delta p_Y = 5.89 \times 10^7 Q_T - 77.6 Q_Y + 2.28 \times 10^6 \quad (2)$$

$$Q_T^2 = \Delta p_T / K \quad (3)$$

式中 Q_Y 为液动涡轮泵泵组件输出的流量 (m^3/s); Δp_Y 为液动涡轮泵泵组件的增压值 (Pa); Q_T 为驱动液动涡轮泵的高压燃油流量 (m^3/s); Δp_T 为液动涡轮泵涡轮组件进出口压差 (Pa); K 为液动涡轮泵涡轮组件的流量模数.

2.3 射流泵的计算模型

射流泵输出的总流量等由下式计算^[4-5]

$$Q_C = q \cdot Q_0 \quad (4)$$

$$q = (2a \zeta_0 / d_0 + 0.29) \times 2.22 \quad (5)$$

$$\Delta p = K_0 Q_0^2 + \sum K \cdot (qQ_0)^2 \quad (6)$$

式中 Q_c 为射流泵输出的总流量 (m^3/s); Q_0 为供引射用的高压燃油流量 (m^3/s); Δp 为射流泵组件进出口压差 (Pa); a 为结构系数; S_0 为射流泵中心束的长度 (m); d_0 为射流泵喷嘴的直径 (m); K_0 和 K 为流量模数。

2.4 流量模数 K 的计算

以某一管段的阻力计算为例,流体流过该管段后的总的阻力损失可用下式表示^[4,5]

$$\begin{aligned} \Delta p &= \gamma \cdot v^2 \cdot (\Sigma \xi + \lambda \cdot L/d) / (2g) = \\ &\gamma \cdot (Q/(\pi \cdot d^2/4))^2 (\Sigma \xi + \lambda \cdot L/d) / (2g) = \\ &KQ^2 \end{aligned} \quad (7)$$

从上式可知,流量模数 K 中除包括局部阻力和沿程阻力损失外,还包括管道面积、流体比重等影响因素。在具体计算中,管道面积和流体比重是定值。因此,对流量没发生变化的两节点间的管段,可先求出该管段的流量模数,而流量可通过从上游节点开始,对所有的流量和压力都发生变化的节点列流量平衡方程式,通过数值迭代求解得出。

2.5 通过圆筒壁的导热 ϕ_1 ^[6]

按常物性、无内热源的稳态圆筒壁导热公式求解。

2.6 管路沿程摩擦阻力产生的热量 ϕ_2

燃油在管路中流动,因流动摩擦而产生的热量忽略不计。

2.7 通过油泵时产热量 ϕ_3

燃油通过各种油泵时的产热量由下式计算^[7-8]

$$\phi_3 = N(1 - \eta) \quad (8)$$

式中 ϕ_3 为油泵产生的热量 (W); η 为油泵的效率; N 为油泵所输入的功率 (W)。

2.8 通过阀门时的发热量 ϕ_4

燃油通过阀门时的产热量可以由下式计算^[7-8]

$$\phi_4 = \kappa p Q \quad (9)$$

式中 ϕ_4 为燃油通过阀门时产生的热量 (W); κ 为阀门的发热系数; p 为流过阀门时流体的压力 (Pa); Q 为流过阀门的流体的流量 (m^3/s)。

2.9 燃油温度的变化与热量的关系^[6]

$$\phi_1 + \phi_2 + \phi_3 + \phi_4 = \rho Q (t_2 - t_1) \quad (10)$$

式中 c 为流体介质的比热 ($\text{J}/\text{kg} \cdot ^\circ\text{C}$); ρ 为流体介质的密度 (m^3/kg); Q 为流过管段的流体的流

量 (m^3/s); t_1 为流入管段的流体温度 ($^\circ\text{C}$); t_2 为流出管段的流体温度 ($^\circ\text{C}$)。

2.10 换热器的换热量

燃油通过换热器时的换热量由下式求解^[6]

$$\phi_{\text{HRQ}} = Mc(t'' - t') \quad (11)$$

式中 ϕ_{HRQ} 为换热器的换热量 (W); M 为流过换热器燃油的质量流量 (kg/s); c 为燃油的比热 ($\text{J}/\text{kg} \cdot ^\circ\text{C}$); t'' 为流出换热器的燃油的温度 ($^\circ\text{C}$); t' 为流入换热器的燃油的温度 ($^\circ\text{C}$)。

3 计算状态说明

燃油网络系统的运行共分五种状态,本文以第二状态为例来进行计算。飞机启动后,消耗掉1号油箱 (T_1) 的 $1/3$ 燃油到4号油箱 (T_4) 燃油耗尽定为数值计算的第三状态,在该状态下参与运行的燃油网络中的设备如下。

供油部分:燃油增压泵 (GB_{Z1} 和 GB_{Z2}) 向液动涡轮泵 (GB_{W3} 和 GB_{W4}) 提供高压油,液动涡轮泵 (GB_{W3} 和 GB_{W3}) 从二号油箱的消耗油箱 (T_{2X}) 吸油后向发动机供油 (FDJ_1 、 FDJ_2)。

输油部分:二号后油箱 (T_{2H}) 向消耗油箱 (T_{2X}) 输油由两路组成:一路是由射流泵 (GB_{S2}) 输送;另一路是由液动涡轮泵 (GB_{W1}) 串联射流泵 (GB_{S3}) 输送。二号前油箱 (T_{2Q}) 由射流泵 (GB_{S7}) 向消耗油箱 (T_{2X}) 输油。四号油箱 (T_4) 由一台液动涡轮泵 (GB_{W2}) 向一号油箱 (T_1) 输油。另外由液动涡轮泵 (GB_{W5}) 串联射流泵 (GB_{S17}) 将一号油箱 (T_1) 的油输向二号前油箱 (T_{2Q})。

余油抽吸部分:射流泵 (GB_{S8}) 将四号油箱 (T_4) 的余油向一号油箱 (T_1) 抽吸,并联的两个射流泵 (GB_{S15} 和 GB_{S16}) 将一号油箱 (T_1) 的余油向二号前油箱 (T_{2Q}) 抽吸。

散热部分:“燃油-空气”热交换器 (HR_{RK}) 及“燃油-润滑油”热交换器 (HR_{RR})、“燃油-液压油”热交换器 (HR_{RY}),都参与工作。

4 计算方法

对整个燃油网络系统采用节点递推法计算燃油系统中各节点处的流量、压力和温度。即先设定某一节点的流量和压力初始值,然后以此点为基准向下逐点进行计算,最后算到设定点的流量值,该值与设定值的差异大于设定精度时取平均值后再代入计算,直至满足精度为止。然后计算各节点温度、燃油系统的换热器能置换出来的冷量及进

入发动机前的燃油温度. 计算流程由图 2 所示. 计算中发动机的转速比和供油量、通过液动涡轮泵的流量和射流泵的高压油量的流量以及燃油增压泵的流量先根据系统平衡给出一部分预测值, 通过迭代计算后最后得出实际的值.

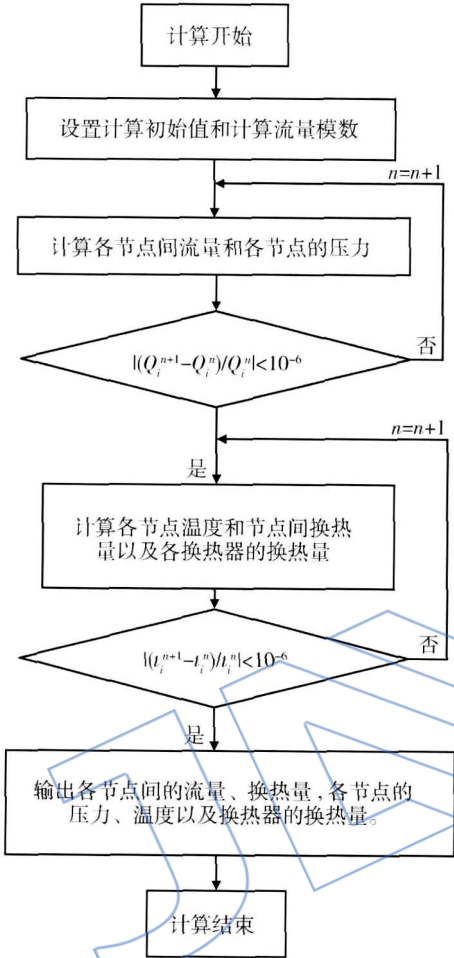


图 2 计算流程图
Fig. 2 Flow chart of computation

5 计算结果及分析

计算中假设消耗油箱中燃油温度为 0 °C, 管外环境的空气温度为 3 °C. 假设燃油经过燃油-液压力油换热器后的出口温度为 50 °C; 经过燃油-空气换热器后的出口温度为 50 °C; 经过燃油-润滑油换热器后的出口温度为 70 °C

图表中的节点 A、C 等为图 1 中所示的各节点编号, n 为发动机的转速比. 因为篇幅有限, 这里只列出一些有代表性的数据.

计算数据中的换热量取正值表示燃油温度升高, 取负值表示燃油温度降低.

图 3 是流体网络中各节点的压力随发动机的转速比 n 取不同值时的变化情况. 分析图中曲线

的变化趋势可得到: 当发动机的转速比减少的时候, 即发动机的耗油量减少时, 流体网络中各节点的压力均有不同程度的降低.

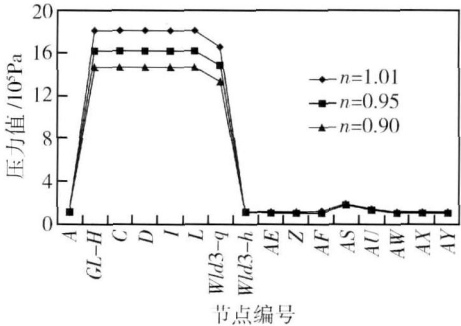


图 3 节点压力
Fig. 3 Pressure of the nodes

图 4 是流体网络中各节点间的流量随发动机的转速比 n 取不同值的变化情况. 当发动机的转速比减少的时候, 经过各个热交换器的流量保持不变, 系统中其它各节点间的流量均有不同程度的降低.

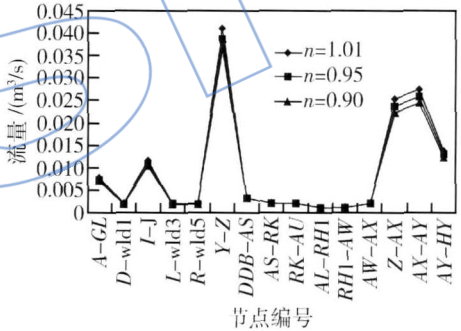


图 4 节点间流量
Fig. 4 Flow rate between the nodes

图 5 是流体网络中各节点的温度随发动机的转速比 n 取不同值的变化情况. 当发动机的转速比减少的时候, 各个热交换器的燃油出口和出口温度变化很小, 发动机入口处的温度有所升高, 系统中其它各节点间的温度均有不同程度的降低^[9].

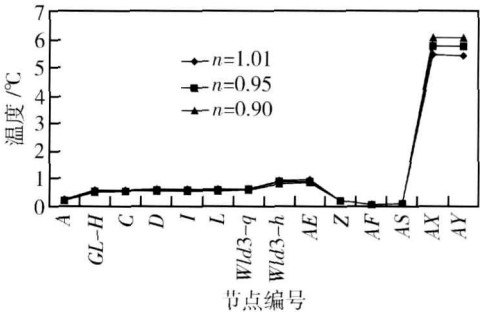


图 5 节点温度
Fig. 5 Temperature of the nodes

图 6 是流体网络中各节点间的换热量随发动机的转速比 n 取不同值的变化情况. 当发动机的转速比减少的时候, 经过各个热交换器的换热量基本保持不变, 发动机入口处的换热量有所升高, 系统中其它各节点间的换热量均有不同程度的降低^[9].

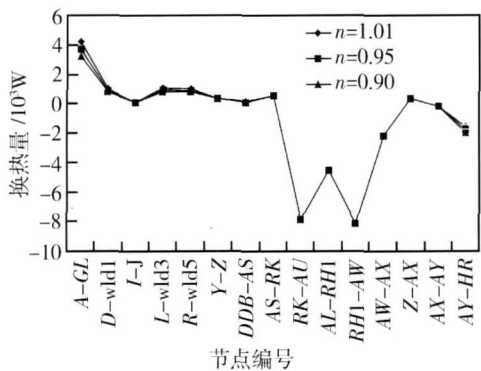


图 6 节点间换热量

Fig. 6 Heat exchange between the nodes

表 1 换热器中燃油的入口、出口温度和通过每个换热器的换热量

Table 1 Temperature of the fuel at the inlet and outlet and the acquirable energy from the heat exchanger

(n = 1.01)	温度/ °C		能量/ W
	入口	出口	
换热器			
燃油-空气	0.245 045	50	155 235.459 6
燃油-润滑油	45.120 145	70	38 812.573 8
燃油-液压油	0.397 626	50	38 689.851 7
(n = 0.9)	温度/ °C		能量/ W
	入口	出口	
换热器			
燃油-空气	0.242 101	50	155 244.644 8
燃油-润滑油	45.119 854	70	38 813.027 7
燃油-液压油	0.394 829	50	38 692.033 3

6 结 论

通过上述分析和计算结果可得到如下结论：

- (1) 发动机的转速比发生变化的时候, 系统中各管段的流量、压力、温度、换热量均有不同程度的变化.
- (2) 由于进入换热器的流量不变, 入口处燃油的温度变化又很小, 导致了在不同的发动机转速比下, 通过换热器能提供的能量也变化非常微小.
- (3) 本算例设定 8 % 的燃油经过换热器换热, 以 $n = 1.01$ 为例, 燃油在“燃油-润滑油”换热器的出口处的温度高达 70 °C, 在发动机入口处燃油的温度仅为 5.44 °C, 因此燃油这一冷量还没有被充

分利用. 当通过换热器的燃油量由 8 % 增加到 16 %、通过各换热器的燃油比例不变时, 在发动机入口处燃油的温度也仅为 11 °C 考虑到“燃油-润滑油”或“燃油-液压油”的冷却所需冷量有限, 今后将重点考虑提高“燃油-空气”的换热.

针对飞机燃油系统热管理, 本文建立了燃油网络系统较完整的数学模型, 并针对某一燃油温度和管外温度, 计算求解了燃油网络系统各节点的流量、压力和温度及流经换热器的换热量. 计算结果为燃油作为冷源的合理利用提供了科学依据.

参考文献：

[1] 王文龙, 王伟. 下一代战斗机综合环境控制/ 热管理系统开发现状[J]. 飞机设计, 2004, 3: 74-76.
WANG Wenlong, WANG Wei. Development of integrated environmental control system/ thermal management system for next generation fighter aircraft[J]. Aircraft Design, 2004, 3: 74-76.

[2] 过增元, 梁新刚, 张信荣. 空间站热管理[J]. 科学通报, 2001, 8: 1403-1408.
GUO Zengyuan, LIANG Xingang, ZHANG Xinrong. Thermal management of space station[J]. Journal of Science, 2001, 8: 1403-1408.

[3] 徐向华. 小型空间站热管理系统动态仿真于实验研究[D]. 北京: 清华大学工程力学系, 2003, 10: 45-117.
XU Xianghua. Numerical and experimental simulations of dynamic thermal management of small scale space station [D]. Department of Engineering Mechanics, Tsinghua University, 2003, 10: 45-117.

[4] 曹连华, 庄达民, 宁纯利, 等. 战斗机燃油系统流体网络的数值计算[J]. 飞机设计, 2002, 12: 37-41.
CAO Lianhua, ZHUANG Damin, NING Chunli, et al. Numerical calculation of fluid network system of fighter[J]. Aircraft Design, 2002, 12: 37-41.

[5] 周漠任. 流体力学泵与风机[M]. 北京: 中国建筑工业出版社, 1985, 12: 87-300.

[6] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1998, 12: 7-86.
YANG Shiming, TAO Wenquan. Heat transfer[M]. Beijing: Higher Education Press, 1998, 12: 7-86.

[7] [苏] 列希涅尔, 乌利亚诺夫. 飞机燃油系统设计[M]. 第三机械工业部第六〇九研究所, 1976: 1-203.

[8] 浦志理. 航空油泵设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 1983, 12: 7-132.
PU Zhili. Aviation Oil Pump Design[M]. Beijing: Defence Industry Press, 1983, 12: 7-132.

[9] 徐小平, 李劲东, 钟奇, 等. 大型航天器热管理系统温度分析[J]. 装备指挥技术学院学报, 2004, 4: 63-66.
XU Xiaoping, LI Jingdong, ZHONG Qi, et al. Temperature analysis of thermal management system in large spacecraft [J]. Journal of the Academy of Equipment Command & Technology, 2004, 4: 63-66.