

文章编号: 1000-8055(2010)02-0258-06

先进战斗机超声速巡航过程中的 燃油温度变化特性分析

张兴娟, 张作琦, 高峰

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 战斗机广泛地使用燃油作为飞机发热部件的热沉, 先进战斗机在综合热管理技术的发展基础上, 更加充分有效地利用燃油来冷却。用热量平衡方法建立了燃油传热关系数学模型, 分析了超声速巡航状态下油箱中的燃油温度随时间的变化。结果表明: 战斗机在超声速飞行状况下, 影响燃油温度的最主要因素是飞行马赫数和燃油的回流量。应用 C 软件通过计算仿真来求解油箱内燃油温度。

关 键 词: 燃油; 温度; 热源; 热交换器; 仿真

中图分类号: V228.3; TK124

文献标识码: A

Fuel temperature analysis of advanced fighter aircraft during supersonic cruise

ZHANG Xingjuan, ZHANG Zuochi, GAO Feng

(School of Aeronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Fuel is widely used as a heat sink for heat components of fighter aircraft. With the development of the integrated thermal management technology, fuel is utilized more efficiently to cool off especially for advanced fighter aircraft. Heat balance method has been used to build heat transfer mathematics modeling, and the time-dependent fuel temperature changes during supersonic cruise were analyzed in this paper. The results show that, the recirculation of the fuel and the flight Mach number are major influential factors to the fuel temperature during supersonic cruise. The computation and simulation of the temperature of fuel in the fuel tank was carried out by using the program based on C software.

Key words: fuel; temperature; heat resource; heat exchange; simulation

主要符号表

G	流量(kg/s)	Q	热流量(W)
Ma	马赫数	q	热流密度(W/m ²)
T	温度(K)	δ	厚度(m)
R	热阻(K/W)	ν	运动黏度(m ² /s)
λ	导热系数(W/(m·K))	μ	动力黏度(Pa·s)
L	机翼弦长(m)	ρ	密度(kg/m ³)
e	黑度	c_p	比定压热容(J/(kg·K))
F	面积(m ²)	Re	雷诺数

收稿日期: 2009-01-20; 修订日期: 2009-08-04

作者简介: 张兴娟(1969-), 女, 江苏泰兴人, 副教授, 研究方向: 飞行器环境控制技术和飞行器安全工程。

α_h	空气 蒙皮表面传热系数 (W/(m ² · K))	α_{af}	空气 燃油表面传热系数 (W/(m ² · K))
R_w	飞机蒙皮热阻(K/W)	α_f	燃油表面传热系数 (W/(m ² · K))

下标表

fuel	燃油	oil	滑油
ram	冲压空气	rec	回流
eng	发动机	hyd	液压系统
tot	总量	bur	燃烧
jin	浸油	pum	燃油泵
nc	蒙皮附面层	zi	燃油油箱内燃油液面
h	飞行高度	fei	非浸油
tf	油箱内燃油	es	电子设备系统
i	进口	o	出口

燃油不仅作为能源燃料为飞机发动机提供动力, 而且作为冷源来冷却飞机的液压系统、滑油系统和环控系统等机载机电系统^[1]. 由于影响燃油温度的因素有很多, 如飞行马赫数、太阳辐射强度、油箱隔热性能、燃油的回流流量及机载机电系统的热载荷等, 各影响因素之间存在复杂的耦合关系, 如何充分利用飞机所载燃油作为热沉来冷却飞机机载设备系统, 以发挥燃油的最大使用效益, 针对先进飞机提出了综合热管理设计理念. 国外在飞机综合热管理系统的仿真研究中, 把燃油的温度作为综合热管理系统的核心问题来研究, 利用多学科设计优化思想和先进的仿真模拟软件, 为飞机设计增加了效益^[2-5]. 目前国内在这方面的研究还处在起步阶段, 所研究的内容基本上是孤立的环控系统、动力系统或者是燃油系统, 而没有把它们综合起来研究. 本文针对先进战斗机综合热利用的特点, 对战斗机超声速巡航飞行过程中燃油油箱内燃油温度的变化进行了研究.

1 燃油的热源

先进战斗机的热载荷分为机体内部和机体外部两大部分, 如图 1 所示. 机体内部的热载荷主要包括大功率电子设备的散热量、滑油系统散热量、液压系统散热量和发动机附件系统的散热量.

这些热量将直接或间接地通过换热器将热量排给燃油. 为了保证飞机的各个关键部件能正常运行, 飞机的燃油流量在某些工况下大于发动机实际所需的供油流量. 这就会有部分燃油回流到燃油油箱中去, 回油流量的大小也会根据具体情况而有所改变. 飞机外部热量来自于太阳辐射和蒙皮表面附近附面层的气动对流加热. 热量通过

蒙皮以及隔热耐油材料传给机翼油箱和机身油箱中的燃油. 在任意时间段 $t_2 - t_1$ 内, 燃油的温度从 T_1 增加到 T_2 . 热平衡关系如下:

$$\int_{t_1}^{t_2} (\dot{Q}_s + \dot{Q}_{nc} + \dot{Q}_{es} + \dot{Q}_{hyd} + \dot{Q}_{oil} + \dot{Q}_{eng}) dt = \int_{T_1}^{T_2} Cm dT =$$

(1)

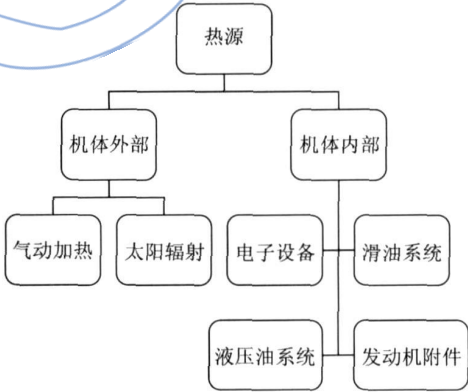


图 1 飞机主要热源构成

Fig. 1 Main heat resoures of aircraft

2 油箱传热计算模型

2.1 机身外部热源向燃油传热

战斗机在超声速飞行时, 机身相对空气运动, 在蒙皮附近形成附面层(边界层). 气动热会引起蒙皮温度升高. 附面层温度计算式为^[6]

$$T_{nc} = T_h \left(1 + \gamma \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2 \right)$$

(2)

式中 γ 为恢复系数.

同时太阳以一定的热流密度 q_s 照射在飞机蒙皮表面. 它们对飞机的蒙皮耦合产生热影响.

在这个过程中, 飞机燃油油箱简化的模型如图 2 所示, 飞机蒙皮向燃油油箱传热分为飞机油箱蒙皮浸油部分传热和非浸油部分传热.

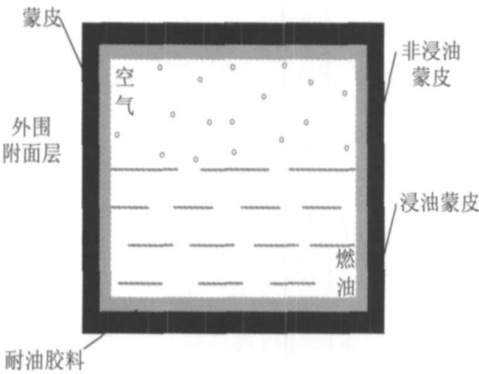


图 2 飞机燃油油箱截面示意图
Fig. 2 Sketch of fuel tank section

2.1.1 浸油部分的油箱蒙皮传热

浸油部分的油箱蒙皮直接向油箱内的燃油对流传热. 热平衡方程为

$$q_{xi} + q_s = q_{fu} + q_{jin} \quad (3)$$

$$q_{xi} = \alpha_h (T_{nc} - T_{jin}) \quad (4)$$

$$q_{fu} = 4.96 \epsilon_w \left[\left(\frac{T_{jin}}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{if}}{100} \right)^4 \right] \quad (5)$$

$$q_{jin} = (T_{jin} - T_{if}) / (R_w + 1/\alpha) \quad (6)$$

将式(4)、(5)和(6)代入式(3), 并对式(3)采用迭代法, 可求出油箱浸油表面温度 T_{jin} , 然后求出蒙皮浸油部分向燃油所加的热量 q_{jin} .

2.1.2 非浸油部分的油箱蒙皮传热

蒙皮非浸油部分表面向燃油加热, 主要分为两部分: 由空气燃油表面对流换热 q_1 和由蒙皮直接向燃油辐射加热 q_2 , 将两部分热量加起来, 即为蒙皮非浸油表面向燃油所加的热量. 建立热平衡方程

$$q_{fei} = q_1 + q_2 \quad (7)$$

$$q_1 = \alpha_{af} (T_{fei} - T_{if}) \quad (8)$$

$$q_2 = 4.96 \epsilon_{sp} \left[\left(\frac{T_{fei}}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{if}}{100} \right)^4 \right] \quad (9)$$

其中

$$\epsilon_{sp} = \frac{1}{\frac{1}{\epsilon} + \frac{F_{zi} \left(\frac{1}{\epsilon_w} - 1 \right)}{F_{fei}}}$$

飞机蒙皮非浸油部分所吸收的热量全部传给燃油, 即

$$q_{fei} = \alpha_h (T_{nc} - T_{fei}) + q_s \quad (10)$$

表面传热系数的选取和计算参见文献[7], 太阳辐射热流密度的选取参见文献[8].

2.2 机身内部热源向燃油对流换热

在飞机机体内部, 从燃油油箱流出的燃油依次吸收电子设备系统(通过载冷/制冷系统实现)、滑油系统、液压油系统发出的热量, 如图 3 所示. 之后其中一部分燃油进入到发动机, 吸收发动机产生的热载荷后进入燃烧室燃烧. 而另一部分燃油由冲压空气冷却后回到燃油油箱中. 这里 G_{tot} 表示燃油的总流量, G_{rec} 表示回流到燃油油箱的燃油流量, G_{bur} 表示流入发动机燃烧室的燃油流量.

$$G_{tot} = G_{rec} + G_{bur} \quad (11)$$

燃油经过换热器后, 获得热量的平衡方程

$$G \int_{T_i}^{T_o} C dt = Q \quad (12)$$

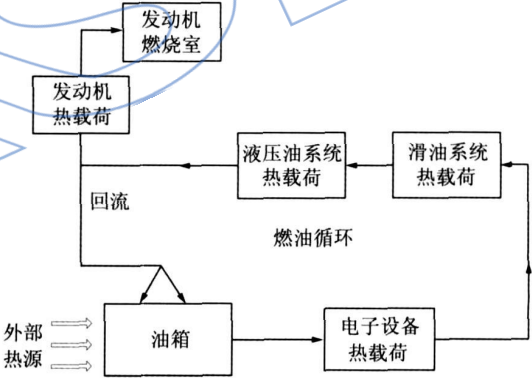


图 3 机身内燃油循环
Fig. 3 Fuel cycle in fuselage

2.3 动态分析

在时间段 dt 内, 通过燃油箱蒙皮浸油表面和非浸油表面传给燃油的热量

$$dQ = q_{jin} \cdot F_{jin} \cdot dt + q_{fei} \cdot F_{fei} \cdot dt \quad (13)$$

由 $dQ = C \cdot p \cdot V \cdot dT$, 则油箱内燃油在 t 时刻加热 Δt 时间后, 由上式积分后可计算燃油升高的温度, 即

$$\int_{T_t}^{T_t + \Delta T} C \cdot \rho \cdot V \cdot dT = \int_t^{t + \Delta t} q_{jin} \cdot F_{jin} \cdot dt + \int_t^{t + \Delta t} q_{fei} \cdot F_{fei} \cdot dt \quad (14)$$

不同的输油箱, 由于载油量的不同、输油箱蒙皮受热面积不同, 每一组输油箱内燃油温度可能不一致. 所以, 当输油箱向供油箱输送燃油时, 随着各组输油箱的输油顺序的不同, 就会使供油箱内的燃油温度升高或降低. 当输油箱内的燃油温度很高时, 由输油箱将燃油输入到供油箱后, 将供油箱内的燃油具有比较高的温度. 假定在 Δt 时间内, 由输油箱输入到供油箱本身的燃油得到充分的混合, 则计算供油箱燃油温度可用下式计算:

$$c_p G_s (T_s - T'_g) = c_p (G_g + G_s) (T_g - T'_g) \tag{15}$$

假定飞机内部各热载荷 Q_{es} , Q_{oil} 和 Q_{hyd} 在巡航飞行过程中以恒定发热量向燃油传热, 冷却冲压空气的冷量 Q_{ram} 也将保持恒定. 飞行经过飞机内部加热后的回流燃油将直接流入供油箱中去, 则供油箱内的混合燃油温度也可由式(15)算出.

3 仿真计算及结果分析

为了计算燃油油箱的燃油温度. 本文引用文献[7]的燃油油箱结构, 如图 4 所示.

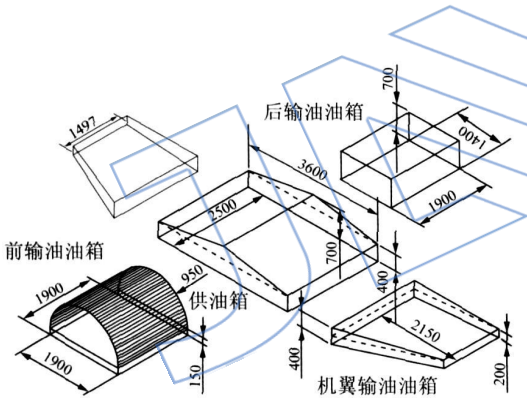


图 4 飞机燃油油箱的结构(单位: mm)
Fig. 4 Structure of the fuel tank(unit: mm)

将性能和形状参数代入数学模型中, 并假定油箱初始温度 T_{it}^0 , 则可计算出在这一初始温度下, 任一个时刻 t_n ($t_n = n \cdot \Delta t$) 的油箱温度. 为了说明问题, 可取 $\Delta t = 1\text{ s}$. 由于仿真过程采用瞬时稳态方程计算, 所以取不同的时间步长 Δt 对计算的结果并无本质的区别. 但较小的 Δt 可以在固定的时间内计算出更多的时间点, 曲线也更加光滑. 燃油供油箱的输油顺序是顺序输油: A- B- C- D. 在求任意时刻 t_n 的油箱内燃油液面面积 F_{ai} 、油箱浸油面面积 F_{jin} 、油箱非浸油面面积 F_{tai} . 对于不同的参数变化下, 油箱内燃油的温度变化曲线如下列图示. 假定巡航时间为 50min, 可将此过

程分为 6 个阶段, I 和 II 由机翼油箱 A 向供油箱输油; II和 IV 由前输油油箱 B 向供油箱输油; V 由后输油油箱 C 向供油箱输油; VI 由供油箱 D 直接向发动机供油. 在以下计算中, 燃油初温取值为 293 K (20 ℃).

3.1 飞行马赫数对燃油温度变化的影响

图 5 为仅考虑飞行马赫数单一因素, 并在无回流无太阳辐射情况下, 燃油温度随时间变化的曲线. 当超声速巡航结束时, 马赫数为 2.5 的最终温度是 304 K; 而 $Ma = 1.6$ 只有 295 K.

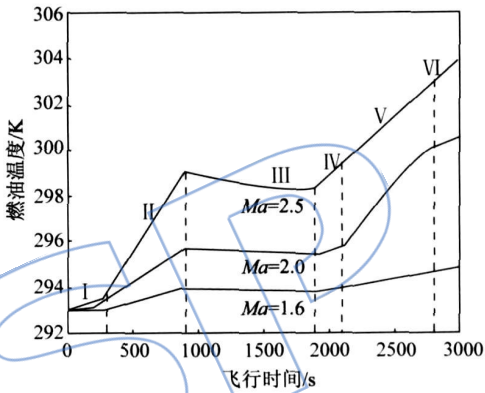


图 5 油箱内的燃油在不同马赫数下的温度变化
Fig. 5 Temperature of fuel in tank at different Mach numbers

3.2 油箱热阻对燃油温度变化的影响

图 6 为在恒定飞行马赫数情况下, 仅考虑油箱使用不同热阻的材料, 燃油温度随飞行时间的变化曲线. 飞机油箱隔热结构的平均导热系数分

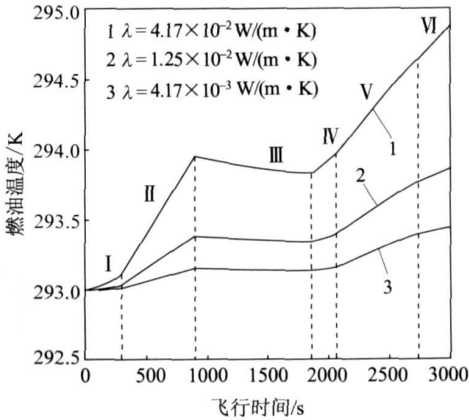


图 6 油箱内的燃油在不同热阻材料下的温度变化
Fig. 6 Temperature of fuel in tank at different thermal resistances

别为 4.17×10^{-3} , 1.25×10^{-2} , 4.17×10^{-2} $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$. 从图中可以看出, 热阻值小, 隔热效果好, 燃油温升低.

飞机在超声速巡航时, 外界环境会给飞机油箱带来热载荷, 飞机油箱热阻 R_w 相对于燃油表面传热系数的倒数 $1/\alpha_{kf}$ 来说要大得很多, 所以采用先进的隔热材料, 在材料厚度 δ 不变的情况下, 降低耐油胶料导热系数 λ , 可以有效降低气动加热对燃油的传热.

3.3 太阳辐射对燃油温度变化的影响

图 7 分别表示当油箱上表面暴露于太阳下, 有、无太阳辐射燃油温度的变化曲线. 当 $900 \text{ W}/\text{m}^2$ 的太阳辐射热流密度单独作用于飞机时, 蒙皮会产生大约 $3.5 \sim 4.5 \text{ K}$ 的温升, 这将导致其内的燃油比无辐射情况下最终产生 1 K 的额外温升. 因此, 可忽略太阳辐射的影响.

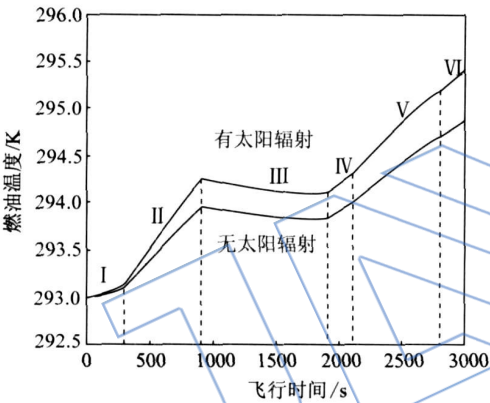


图 7 太阳辐射对油箱燃油温度影响
Fig. 7 Effects of solar irradiation on fuel temperature

3.4 回流对燃油温度变化的影响

图 8 为考虑有部分燃油回流到燃油油箱后的

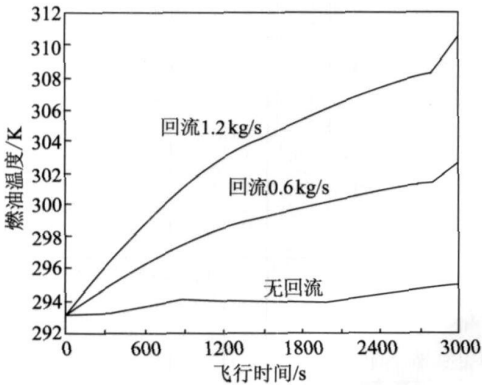


图 8 回流时燃油温度变化曲线
Fig. 8 Effects of recirculation on fuel temperature

燃油温度变化曲线. 由图可知, 回油量越大, 燃油温升越高. 当回油为 1.2 kg/s 时, 最终温升可达 15 K .

3.5 各种热源对燃油温升的影响

图 9 表示飞机在超声速巡航过程中, 各个因素的平均值对燃油温升影响比例. 由图可知, 燃油回流吸收了大部分的热量, 所以飞机超声速巡航过程中尽量避免回流. 内部热源(回流量)为影响燃油温升的主要因素, 在设计中应该综合热管理系统, 使燃油能充分吸收飞机的热载荷.

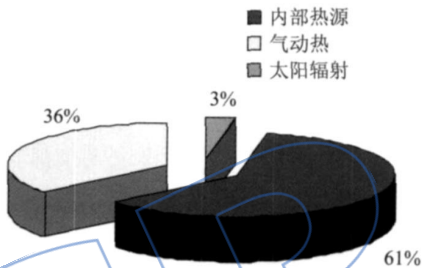


图 9 辐射、气动热和内部热源对燃油温升的影响
Fig. 9 Proportion of solar irradiation, aerodynamic heating and internal heat resource

4 结 论

在超声速巡航过程中, 随着飞行时间的增长, 由于输油箱内燃油的量不断减少以及热量的积累, 因此燃油温度变化率也逐渐增加. 但在每组输油箱的燃油即将耗尽时, 来自于蒙皮的热量全部传给了剩下的少量燃油, 导致燃油温度增加明显, 大于其他输油箱和供油箱内的燃油温度, 当流入供油箱后使供油箱内燃油的温度显著上升. 当完全耗尽时, 此油箱停止向供油箱输油. 而由下一组油箱向供油箱输油, 但此输油温度会小于刚才上一油箱内的燃油温度, 供油箱的温度变化率将明显降低, 甚至为小于零的值.

燃油温度的主要影响因素为气动热和回油量, 在综合利用燃油热沉时应该采取隔热措施和优化燃油热沉的使用流量.

参考文献:

[1] 袁修干. 高性能军用机环境控制系统研究发展趋势的探讨[J]. 航空学报, 1999, 20(Sup.): F3.
YUAN Xiugan. Developing trend discussion of environmental control system of high performance military aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20 (Sup.): F3. (in Chinese)

[2] 张兴娟, 张作琦, 杨春信. 多学科优化设计方法应用于先进战斗机机载机电系统的初步分析[R]. 武夷山: 中国航空学会 2009 年控暨人机功效学术交流会, 2009.

[3] 张兴娟, 张作琦. 先进战斗机热沉分析[C]// 中国航空学会 2009 年控暨人机功效学术交流会论文集. 武夷山: 中国航空学会人体工程、航医、救生专业分会, 2009: 178-180.

[4] Fischer A J. Design of a fuel thermal management system for long range air vehicles[R]. AIAA Paper 2005-2219.

[5] Fischer A J. Future fuel heat sink thermal management system technologies [R]. AIAA Paper 2006 4026.

[6] 寿荣中, 何惠珊. 飞行器环境控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.
SHOU Rongzhong, HE Huishan. Enviornmental control system for aircraft [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautic and Astronautics Press, 2004. (in Chinese)

[7] 姜茂斌. 飞机燃油热负荷计算[J]. 飞机设计, 1994, (2): 34-38
JIANG Maobin. The heat load calculation of aerofuel[J]. Aircraft Design, 1994, (2): 34-38. (in Chinese)

[8] 夏新林, 艾青, 任德鹏. 飞机蒙皮红外辐射的瞬态温度场分析[J]. 红外与毫米波学报, 2007, 26(3): 174-177.
XIA Xinlin, AI Qing, REN Depeng. Analysis the transient temperature fields for infrared radiation of aircraft skin [J]. Journed of Infrared and Millimeter Waves, 2007, 26 (3): 174-177. (in Chinese)

