

# 冲压发动机油箱传热理论研究\*

韩江锋<sup>1</sup>, 郑日恒<sup>1,2</sup>, 李立翰<sup>1,2</sup>, 张晓鸽<sup>1</sup>

(1. 中国航天科工集团三十一研究所, 北京 100074;  
2. 北京动力机械研究所 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 北京 100074)

**摘要:** 为了研究冲压发动机长时间飞行后燃油温度是否超过所选用非金属材料承受温度限制, 使用试验测量数据构建了油箱内流和外流的传热模型, 获取了不同工作状态下油箱内壁面的平均换热系数, 拟合了换热系数与飞行马赫数和高度的函数关系式。对极限高温环境, 典型理论飞行轨迹下油箱燃油温度和燃油使用率进行了研究。计算结果表明, 飞行高度越低, 马赫数越大, 则换热系数越大。油箱内燃油的质量对燃油温度有重要影响。最终燃油温度不大于非金属材料承受温度 180℃。

**关键词:** 液体燃料冲压发动机; 燃油温度; 换热系数; 传热模型

中图分类号: V231 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2013) 12-1664-06

## Theoretical Study for Heat Transfer of Ramjet Fuel Tank

HAN Jiang-feng<sup>1</sup>, ZHENG Ri-heng<sup>1,2</sup>, LI Li-han<sup>1,2</sup>, ZHANG Xiao-ge<sup>1</sup>

(1. The 31st Research Institute of CASIC, Beijing 100074, China;  
2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

**Abstract:** In order to study the fuel temperature after the long time flight of the ramjet so as to check whether the fuel temperature is over the limit, the model of the heat transfer between the external flow of the shell and the fuel tank is constructed based on the test data. Under the different work conditions, the heat transfer coefficient of the fuel tank wall is obtained. The functional relation of the heat transfer coefficient with the flight Mach number and altitude is built up. The fuel temperature and the fuel consumption rate are investigated under the extreme temperature environment and the typical flight trajectory. The computed results show that the heat transfer coefficient increases as the altitude decreases and Mach number increases. The remaining fuel quantity has great impact on the final fuel temperature. The maximal fuel temperature is not over the required limit which is 180℃.

**Key words:** Liquid fuel ramjet; Fuel temperature; Heat transfer coefficient; Heat transfer model

## 1 引言

超声速飞行器在大气层内飞行时,存在着剧烈的气动加热。当超声速气流通过激波压缩或粘性阻滞而减速时,其动能大部分转化为分子随机运动的能量,即气体的温度急剧增加了。超声速飞行器油箱内

充填有液体燃油。使用高压氮气挤压橡胶制成、充满增压氮气的气囊给发动机供油。在发动机工作过程中,油箱的外壁面受气动加热的影响温度上升,通过热传导及对流换热的形式,将外界热量传递给燃油,油箱内的燃油温度显著升高,有可能超过所选用的非金属材料、橡胶材料的最高工作温度,同时有可能影

\* 收稿日期: 2013-08-14; 修订日期: 2013-10-15。

作者简介: 韩江锋 (1976—), 男, 硕士, 高级工程师, 研究领域为冲压发动机总体设计与试验。

E-mail: dearpolpot@163.com

响燃油调节部件的工作,因此在油箱的设计过程中,必须考虑气动加热对燃油温度的影响。

对国内外关于油箱传热研究所公开的文献进行了检索,未查阅到介绍超声速飞行器油箱内燃油换热研究相关的文献和成果。虽然在传热研究领域,国内外开展了大量的研究工作,但更多的研究体现在以空气、水等为介质,低速流动为主的研究领域。高超声速领域的换热研究也开展了大量的工作,但针对超声速壁面内外流研究方面,仅体现在局部换热状态的研究。

针对管道,文献[1~3]研究了流体粘度、流速和管径对换热的影响。文献[4,5]数值模拟了圆柱空间和微空间自然对流传热。

针对油箱燃油温度,民用和军用飞机都开展了油箱燃油温度研究工作,通过静态或巡航状态研究燃油温度,结果表明,气动热和传热后的回油对燃油温度有重要影响<sup>[6~8]</sup>。

“奥丁 MK801”液体冲压发动机是英国“海标枪”舰空、舰舰导弹的主发动机,燃油箱外壳内层贴有环氧玻璃布,用以隔热<sup>[9]</sup>。

ASALM/PTV 液体火箭整体式冲压发动机(LIRR),飞行马赫数 2.5~3.0,最高马赫数不大于 4.0,冲压发动机工作时间 150~200s,直径 508mm。油箱隔热层用的是 MIN-K 编织物,其正面是玻璃纤维,反面是石英纤维,通过内支撑环或丝网固定于燃油箱体上。燃油箱体与隔热层之间留有空气间隙,可起阻止传热作用。这种油箱排放系统具有良好的燃油供给能力,可以连续供油直到燃油耗尽,排油率高达 98% 以上<sup>[9]</sup>。

油箱燃油温度不高于油路非金属材料使用温度的前提下,如何确定油箱方案对于发动机工作可靠性和系统设计至关重要,因此有必要对油箱燃油传热过程进行深入的研究。本文根据液体冲压发动机油箱燃油测量温度试验数据,对油箱燃油传热过程进行了研究,获取了内壁面燃油混合对流的换热系数。依据此换热系数,对极限高温条件下,理论典型飞行轨迹下油箱内燃油温度和燃油使用率进行了研究,进而为油箱的设计提供参考。

## 2 油箱燃油传热准则

对于液体冲压发动机而言,燃油装在油箱内,一般通过高压氮气挤压气囊为涡轮泵提供带有压力的燃油。油箱在飞行过程中的传热环节主要包括:(1)

外部气流以热流密度  $q_w$  向油箱外壁面的传热;(2)热量从油箱外表面向油箱内表面的传导;(3)油箱内表面与燃油的对流换热;(4)燃油与气囊的对流换热;(5)其它附件与油箱的热传导和其它舱段内空气与油箱的对流换热。外部气流向油箱外表面的传热强度除了与其它因素有关外,还与外表面壁温直接相关:一方面  $q_w$  使外壁面温度升高,外壁面温度的升高反过来又影响  $q_w$  的大小;在油箱内表面发生的对流换热情况亦如此。正是由于飞行器各个传热环节耦合的复杂性导致了燃油温度计算比较困难,同时气动热作用使得油箱内燃油形成温度梯度,引起燃油径向和环向流动,并且提供给涡轮泵的燃油轴向流动,更加使得燃油温度计算复杂。

由于燃油与油箱内壁面的换热流动过程复杂,为了构建燃油的换热模型,将燃油与油箱内壁面的换热过程,统一为混合换热过程,即就是用一个换热系数表示燃油与油箱内壁面的换热过程,同时使用时间数值迭代的方式,在微小时间段内,温度对其它周围介质的物性和传热过程没有影响,这样就可以获得所需的数值解。根据油箱结构,对其进行了简化,适用于燃油传热计算的模型如图 1 所示。

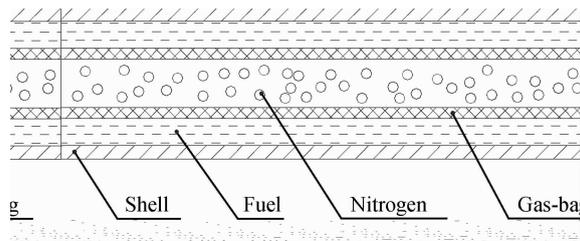


Fig. 1 Heat transfer model of the fuel tank

为了便于计算,考虑到油箱壳体、氮气和气囊的热容较小,同时结合飞行轨迹和油箱结构特点,在计算中提出了如下模型假设:

- (1)在整个飞行过程中,燃油紧贴油箱内表面。
- (2)燃油内部温度均匀(燃油内部的导热热阻远小于其表面的换热热阻)。
- (3)忽略前缘、气囊和氮气的影响。
- (4)忽略其它附件和舱段与油箱之间的换热。

油箱外表面与外部气流之间传热过程体现为对流换热和辐射换热,两者热量之差为油箱外壳体所吸收的热量。油箱内外壁面之间通过热传导的方式将热量传递给内壁面。内壁面的热量部分以对流传热的形式传递给了燃油,部分增加了壳体的温度,进而影响外界对燃油的传热。由于油箱为圆柱形,且直径

较大,平板传热模型适用于传热计算。油箱各传热表面之间的传热模型如下<sup>[10-13]</sup>

$$\Phi_1 = 2\pi \cdot r1 \cdot l \cdot [h_1(T_{aw} - T_{w-1}) - \varepsilon_w \sigma(T_{w-1}^4 - T_0^4)] \quad (1)$$

$$\Phi_2 = \frac{2\pi \cdot \lambda \cdot l \cdot (T_{w-2} - T_{w-1})}{\ln(r2 - r1)} \quad (2)$$

$$G_k C_k \frac{dT_k}{d\tau} = h_2 F_T (T_{w-2} - T_k) \quad (3)$$

$$h_2 F_T (T_{w-2} - T_k) = \frac{2\pi \cdot \lambda \cdot l \cdot (T_{w-2} - T_{k-1})}{\ln(r2 - r1)} \quad (4)$$

$$\Phi_1 = \Phi_2 \quad (5)$$

平板传热计算<sup>[13]</sup>

$$h_1 = \frac{1}{2} Pr^{-\frac{2}{3}} c_p^* \cdot V_\infty \cdot c_f^* \cdot \rho^* \quad (6)$$

式中  $c_f^*$  按湍流计算

$$Re = \frac{\rho_\infty \cdot V_\infty \cdot S}{\mu_\infty} \quad (7)$$

当  $Re < 10^7$  时

$$c_f^* = 0.0592 (Re_w^*)^{-0.2} \quad (8)$$

当  $Re \geq 10^7$  时

$$c_f^* = \frac{0.37}{(\log Re_w^*)^{2.584}} \quad (9)$$

$$Re_w^* = \frac{\rho^* \cdot V_\infty \cdot S}{\mu^*} \quad (10)$$

$$\rho^* = \rho_\infty \cdot \frac{T_\infty}{T^*} \quad (11)$$

$$\mu^* = 1.46 \times 10^{-6} (T^*)^{\frac{3}{2}} / (T^* + 111) \quad (12)$$

$$T^* = T_\infty + 0.5(T_w - T_\infty) + 0.22(T_{aw} - T_\infty) \quad (13)$$

$$T_{aw} = T_\infty (1 + 0.2 \cdot r \cdot Ma_\infty) \quad (14)$$

式中  $r1$  为油箱壳体外径/m;  $r2$  为油箱壳体内径/m;  $T_{w-1}$  为油箱外壁温度/K;  $T_{w-2}$  为油箱内壁温度/K;  $T_k$  为油箱中燃油温度/K;  $h_1$  为空气对油箱壁的换热系数/(W/(m<sup>2</sup>·K));  $h_2$  为油箱内壁对燃油的换热系数/(W/(m<sup>2</sup>·K));  $\sigma$  为波耳兹曼常量,  $5.67 \times 10^{-8}$ /(W/(m<sup>2</sup>·K<sup>4</sup>));  $\varepsilon_w$  为绝对黑体的辐射系数/(W/(m<sup>2</sup>·K));  $G_k$  为油箱中燃油质量/kg;  $C_k$  为燃油比热/(J/(kg·K));  $t$  为飞行的当前瞬间时间/s;  $F_T$  为热交换表面/m<sup>2</sup>;  $d_w$  为燃油箱壁面厚度/m;  $S$  为特征长度(由顶点沿物面到计算点的距离)/m;  $T_{aw}$  为绝热壁温度/K;  $\lambda$  为钛合金导热系数/(W/(m·K));  $r$  为温度恢复系数,取 0.89;  $\rho$  为空气的密度/(kg/m<sup>3</sup>)。

### 3 物性参数和边界条件

#### 3.1 钛合金物性参数

油箱壳体材料为钛合金,其在不同温度下的导热系数  $\lambda$  和比热容  $c_p$  如表 1 所示。

#### 3.2 燃油物性

燃油物性如表 2 所示,表中缺少数据的物性参数,差值求解。

#### 3.3 极限高温环境大气温度

极限高温环境大气温度如表 3 所示。

Table 1  $\lambda$  and  $c_p$

$T/^\circ\text{C}$	20	100	200	300	400	500	600	700	800	900
$\lambda/(\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K}))$	6.0	6.7	7.7	8.6	9.7	10.9	12.1	13.4	15.1	17.1
$c_p/(\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K}))$	527	542	565	583	607	627	646	672	716	763

Table 2 Fuel properties<sup>[14]</sup>

$T/^\circ\text{C}$	$\rho/(\text{g}/\text{cm}^3)$	$\nu/(\text{mm}^2/\text{s})$	$c_p/(\text{kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K}))$	$T/^\circ\text{C}$	$\rho/(\text{g}/\text{cm}^3)$	$\nu/(\text{mm}^2/\text{s})$	$c_p/(\text{kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K}))$
-50	0.988	-	1.214	60	0.905	1.694	1.601
-40	0.981	17.993	1.249	70	0.897	1.482	1.637
-30	0.973	12.308	1.285	80	0.889	1.307	1.672
-20	0.965	8.830	1.320	90	0.882	1.173	1.707
-10	0.958	6.619	1.355	100	0.874	1.048	1.742
0	0.950	5.055	1.390	120	0.859	-	1.813
10	0.943	4.019	1.425	150	0.836	-	1.918
20	0.935	3.268	1.461	160	0.828	-	1.953
30	0.927	2.711	1.496	170	0.821	-	1.989
40	0.920	2.286	1.531	180	0.813	-	2.024
50	0.912	1.956	1.566	-	-	-	-

Table 3 Air temperature<sup>[15]</sup>

$H/\text{km}$	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$T/\text{K}$	323.33	312.25	305.65	302.82	295.65	283.41	272.85	268.37	267.55	265.31
$H/\text{km}$	10	11	12	13	14	15	16	17	18	-
$T/\text{K}$	259.85	250.62	241.05	234.96	232.75	233.6	235.55	236.58	236.65	-

#### 4 油箱传热模型适用性分析

根据油箱传热模型,选取合适的油箱内壁面与燃油的换热系数,对燃油温度进行了计算。油箱壁面厚度 1.2mm,油箱至飞行器前端距离使得流动为湍流。取油箱中间位置的外流参数为外壁面气动加热参数,时间步长为 5ms,外界环境为真实大气环境。理论燃油温度与试验测量的燃油温度比较情况如图 2 所示,文中时间坐标  $t$  为实际工作时间与最大工作时间之

比。

从图 2 可以看出,燃油温度理论值与燃油温度测量值基本接近,局部差异是由于短时间内燃油流量的急剧变化,传热模型不能完全覆盖引起的。理论值和测量值对比可以看出,燃油温度计算模型和选取的油箱内表面与燃油的换热系数适用于油箱燃油传热计算。选取的换热系数  $h_2$  如表 4 所示,表 4 中高度  $H$  为测量高度  $H_0$  与理论最高高度  $H_{\max}$  之比,马赫数  $Ma$  为测量马赫数  $Ma_0$  与理论最高马赫数  $Ma_{\max}$  之比。

Table 4 Selected heat transfer coefficient

Number of times	01	02	03	04	05	06	07	08	09
$h_2/[\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})]$	170	200	300	420	320	200	350	200	320
$H/\text{km}$	0.889	0.889	0.556	0.361	0.556	0.889	0.556	0.889	0.556
$Ma$	0.876	0.887	0.771	0.684	0.752	0.916	0.784	0.921	0.784
$T/^\circ\text{C}$	-12.46	-16.78	-12.46	7.68	14.88	14.88	16.32	30.71	26.39

从表 4 可以看出,换热系数与高度和马赫数有一定关系,高度越低、马赫数越大,换热系数越大。对于飞行器而言,高度和马赫数基本上能够反应其运动特性,进而代表发动机使用燃油的情况。为了对其它飞行轨迹的燃油温度进行计算,使用高度  $H$  和马赫数  $Ma$  对换热系数  $h_2$  进行了拟合,其关系式如下

$$h_2 = 193.264 \cdot \left(\frac{H_0}{H_{\max}}\right)^{-1.048} \cdot \left(\frac{Ma_0}{Ma_{\max}}\right)^{0.616} \quad (15)$$

其中  $1\text{km} \leq H_0 \leq 20\text{km}$ ,  $2.0 \leq Ma_0 \leq 4.0$ 。

三个系数的标准差依次为 29.075, 0.568 和 1.837,拟合的决定系数为 0.9087,拟合结果收敛,表明拟合公式具有代表性。

水的自然对流换热系数范围  $200 \sim 1000\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ ,强制对流换热系数范围  $1000 \sim 15000\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ <sup>[10]</sup>。一般来说,液体密度越大,自然对流换热系数越大。从表 4 可以看出,燃油的平均换热系数范围在  $170 \sim 420\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ ,油箱内壁面燃油的换热更多的表现为自然对流换热。

对于以液体冲压发动机为动力,油箱结构形式近似的远程飞行器而言,对于结构设计合理,公式(15)同样能够反映油箱内燃油的传热特性,能够代表飞行器性能水平,对于其进行燃油温度分析同样具有借鉴意义。

#### 5 极限高温燃油温度和燃油使用率分析

对于同一飞行轨迹,与低温环境和常温环境相比,高温环境条件下油箱燃油的最终温度最高。对于油箱而言,使用燃油质量越多,剩余燃油质量越少,燃油温度越高。为了确定燃油最高温度与使用率的关系,根据表 3 空气温度,分别计算了典型状态 A,状态 B 和状态 C 燃油温度和燃油质量随时间的变化情况,如图 3 和图 4 所示,图 4 中纵坐标  $G$  为油箱剩余燃油质量与总质量之比,不同状态代表不同的飞行马赫数、飞行高度和冲压发动机工作时间。状态 A 飞行高度最低,马赫数最小,工作时间最短,燃油质量流率最大。状态 C 飞行高度最高,马赫数最大,工作时间最长,燃油质量流率最小。图 5 为油箱壁面两侧温度。状态 B 介于两者之间。各介质初始计算温度取  $60^\circ\text{C}$ ,燃油质量与图 2 中计算质量相同,时间步长为 0.1s。

从图 3 和图 4 可以看出,随着时间的增加,燃油温度逐渐增加,燃油质量逐渐下降,燃油温度的高低与油箱内燃油质量的相关,因此可以根据燃油最高允许使用温度,设定油箱剩余燃油质量,进而规划合理的飞行轨迹。

油箱气囊使用材料为橡胶,其最高允许使用温度为  $180^\circ\text{C}$ ,因此燃油最高温度为  $180^\circ\text{C}$ 。根据图 3 和

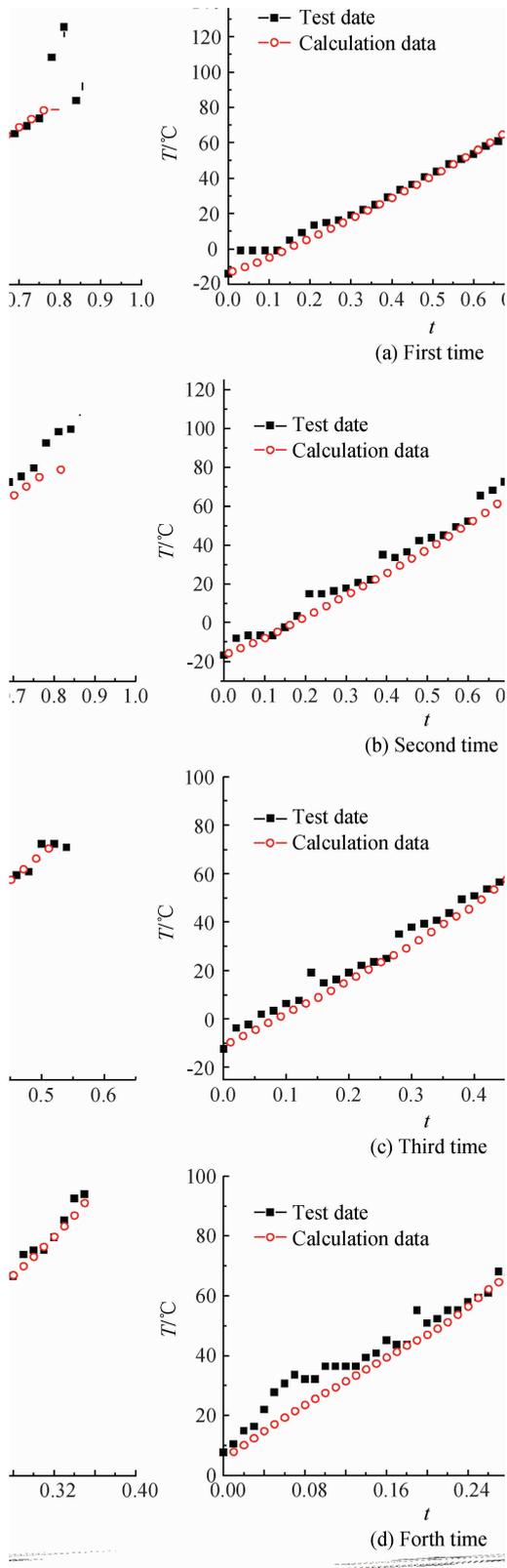


Fig. 2 Measurement temperature and theory temperature

图4可知,状态A,状态B和状态C飞行轨迹下,油箱内应剩余燃油与总燃油质量之比分别不少于3.0%,

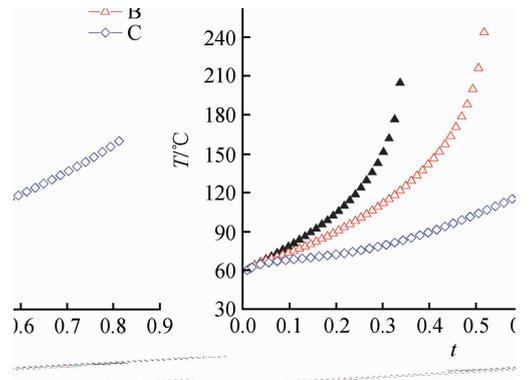


Fig. 3 Theory temperature of the fuel oil

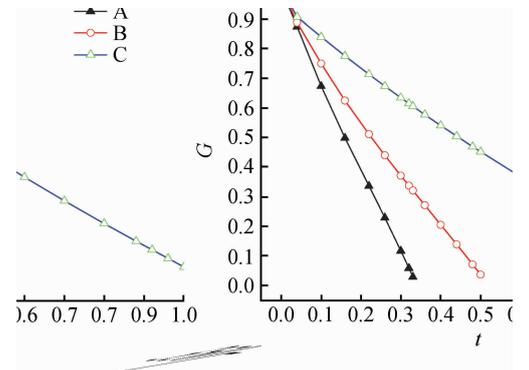


Fig. 4 Fuel quality

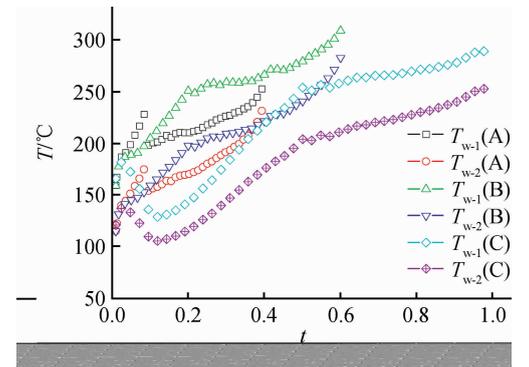


Fig. 5 Outward and inside wall temperature

9.0%和14.0%。扣除允许剩余燃油4.0%,最大允许燃油使用率分别为100%,95%和90%。

从图5可以看出,三个状态油箱外壁面和内壁面最高温度分别为260℃,320℃,290℃和240℃,300℃,250℃,均低于表面恢复温度450℃。由于剩余燃油流量的差异使得最高温度未必出现在最高马赫数状态。三种状态壁面温度有差异,内外壁面温度之差最大约55℃,随着燃油温度的升高,内外壁面温差逐渐减小。

对于更远航程的飞行器而言,总体和油箱设计人员需要综合考虑燃油温度、气囊最大承受温度、剩余燃油流量、现有橡胶材料、可承受风险等方面综合权衡。同时实际供油过程中,气囊未必以圆柱形状膨胀,稳态供油过程燃油温度可能低于理论计算结果。如果油箱不隔热,气囊存在贴壁短时间工作状态,极限高温状态,内壁面温度可能对气囊可靠工作有影响。

## 6 结 论

本文主要针对液体冲压发动机,构建了油箱燃油传热的理论数学模型,并计算了极限高温环境和典型理论飞行轨迹下,油箱内燃油的理论温度和燃油使用率。通过本文研究得到以下结论:

(1)构建的油箱燃油温度传热模型计算的理论燃油温度与测量燃油温度和变化趋势接近,该模型具有一定的工程应用价值。

(2)油箱壁面的换热系数体现为混合对流换热系数。随着高度的增加、马赫数的减小,内壁面换热系数逐渐减小。

(3)燃油最高使用允许温度为 $180^{\circ}\text{C}$ 时,扣除允许剩余燃油 $4.0\%$ ,状态A、状态B和状态C飞行轨迹下,最大允许燃油使用率分别为 $100\%$ 、 $95\%$ 和 $90\%$ 。

(4)整个过程油箱内外壁面温度与油箱内燃油质量相关,油箱内燃油质量决定了内外壁面的最高温度,且均低于表面恢复温度。

今后的工作中,可增加油箱内壁面温度的测量,研究换热系数与壁面温度、物性等参数之间的相互关系,获得更加准确的换热系数的关系表达式,为高超声速飞行器油箱传热研究提供数据支持。

### 参考文献:

[1] Chun-ping WU, Lan-sheng LIU, Xu-guang WANG, et al.

Channel Effect of the Modified Powdery Mixture of Ammonium Nitrate and Fuel Oil [J]. *International Journal of Minerals, Metallurgy and Materials*. 2010, 17 (5): 519-525.

- [2] 尹铁男,宫敬,张金波,等. 输油管道对流换热系数模型[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(22): 5278-5280.
- [3] 吴伟民,王贵月,李华廷. 加力燃油管传热特性研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1997, (2): 9-12.
- [4] 吴双应,贾丹,肖兰,等. 不同加热边界下定热流时圆柱形腔体内自然对流传热特性[J]. 华东理工大学学报, 2012, 38(6): 680-686.
- [5] 邱霖,何杰. 多进出口空间混合对流传热的数值分析[J]. 华南理工大学学报, 1997, 25(6): 97-103.
- [6] 任青梅,杨志斌. 飞机整体油箱三维瞬态温度场分析[J]. 航空科学技术, 2012, (6): 29-31.
- [7] 张兴娟,张作琦,高峰. 先进战斗机超声速巡航过程中的燃油温度变化特性分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 258-263.
- [8] 周伟,郭军亮. 民用飞机燃油箱传热技术方法研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2012, (B11): 30-34.
- [9] 中国航天工业总公司《世界导弹与航天发动机》编辑委员会. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999.
- [10] 杨世铭,陶文铨. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2001.
- [11] 姚仲鹏,王瑞君. 传热学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2003.
- [12] 姜贵庆,刘连生. 高速气流传热与烧蚀热防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [13] QJ1734 战术飞行器气动加热工程计算方法[S]. 航天708所,上海航天局八部,三院三部, 1989.
- [14] 程新容. 高密度烃燃料应用性能研究[C]. 宁波溪口: 第三届冲压发动机学术会议论文集, 2010.
- [15] 胡祥义,张自岩,曹根泉,等. GJB1172. 12, 军用设备气候极值空气气温[S]. 空军第七研究所, 1991.

(编辑:朱立影)