

高超声速飞机热管理系统控制模型 构建与仿真

于喜奎¹, 毛羽丰²

- (1. 中国航空工业集团有限公司 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035;
2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 以高超声速飞机为研究对象,提出了一种基于单相流体回路的热管理系统(TMS)模型,通过热控制策略与热沉调度模型实现热沉制冷能力最大化目标,解决新型高速飞机日益彰显的冷源不足问题。热控制策略利用系统辨识与热载荷预测算法,提出基于能量平衡与温度反馈配合的热控制模型,解决热惯性带来的控制延迟问题。基于热沉冷却能力评估与热载荷匹配提出热沉调度模型,旨在合理利用各种冷源,解决飞行后期冷源不足的问题。研究通过 MATLAB/Simulink 仿真验证模型及算法,结果表明:所设计的 TMS 能够满足高超声速飞机长时间飞行需求;考虑能量平衡的控制模型在超调量及衰减比方面均优于温度反馈控制模型;基于热沉调度策略能够降低冷源消耗速率,更充分地利用各种机载热沉。

关 键 词: 高超声速; 热管理系统; 热沉; 热控制; 热载荷

中图分类号: V245.3

文献标志码: A

Research and simulation of hypersonic aircraft thermal management system and its control model

YU Xikui¹, MAO Yufeng²

- (1. Shenyang Aircraft Design and Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China Limited, Shenyang 110035, China;
2. School of Aeronautic Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A model of thermal management system (TMS) for hypersonic aircraft was designed based on single phase fluid circuit. Corresponding thermal control strategy and heat sink allocation model were presented for improving the cooling ability of heat sinks and solving the problem of lacking cold source. The thermal control strategy was implemented based on the algorithms of system identification and heat load forecast, and the thermal control model which aimed for overcoming the control delay caused by thermal inertia was optimized by adding an energy balance model and thermal feedback. Moreover, the heat sink allocation model based on heat sink cooling capacity evaluation and heat load matching was designed for higher usage of cooling source. Furthermore, MATLAB/Simulink was employed for testing TMS model and control strategy. Simulation work shows that: TMS model can meet the cooling requirement of hypersonic aircraft; current control model of smaller overshoot and higher decay rate is better than thermal feedback control model; the heat sink allo-

收稿日期: 2016-08-26

作者简介: 于喜奎(1972—),男,高级工程师,硕士,主要研究方向为飞机热与能源综合管理技术。

引用格式: 于喜奎,毛羽丰.高超声速飞机热管理系统控制模型构建与仿真[J].航空动力学报,2018,33(3):741-751. YU Xikui, MAO Yufeng. Research and simulation of hypersonic aircraft thermal management system and its control model[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 741-751.

cation model can obviously save cooling source in whole fly profile, further utilize various heat sinks more sufficient.

Key words: hypersonic; thermal management system; heat sink; thermal control; heat load

高超声速飞机是当今世界航空航天事业发展中的一个重要方向,具有重要的战略意义。高超声速飞机的热载荷总功率达到兆瓦级,主要分为三种:一是通过机体传入飞机内部气动加热的热量;二是发动机废热;三是机载设备热载荷。高超声速飞机进行高速飞行时,气动加热造成的驻点温度能够达到 2500 K 以上,带来的热量是整机热载荷的主要组成部分^[1-3]。

高超声速飞机热管理系统(TMS)还面临着有效散热途径不足的问题^[4]。传统的航空器热沉有冲压空气和机载燃油两种,超声速巡航时冲压空气的进口温度大幅提高,若依然采用空气来做热沉则需要更大的换热器,使系统体积、质量显著增加^[5]。受限于质量及安全温度限制,燃油所能提供的冷量也非常有限^[6-8],很难满足高超声速飞机的散热需求。因此,在一些高超声速飞行器 TMS 的设计中,引入了液氢等消耗性冷源作为辅助热沉,利用其相变潜热及热容量对飞机进行冷却^[9-10]。

高超声速飞机全机热载荷总功率达到兆瓦级,分布在全机各处,范围广,同时内外热耦合剧烈^[11]。如何充分利用机载有限热沉实现热量的收集、传输、排散是高超声速飞机 TMS 面临的严峻挑战^[12-13]。高超声速飞机热管理技术也是美国综合飞行器能量技术(INVENT)计划第三期重点研究的技术^[14-15]。国内方面,王浚等人在文献[16]中简析了高超声速飞行器一体化防热与热控设计方法。汪新智等人在文献[17]中提出了高超声速飞行器主动冷却系统优化设计。

本文旨在探索基于单相流体回路的主动式一体化热控制方案在高超声速飞机 TMS 中应用的可行性,实现时有两个难点:一是传热路径的设计,主要为解决热沉的动态调度问题;二是热控制算法的优化,主要为了解决基于温度反馈控制系统的控制延时问题。以高超声速飞机 TMS 为平台,本文在第一部分设计了高超声速飞机的 TMS 简单模型;第二部分描述了 TMS 各部分的控制策略;第三部分通过 Simulink 仿真完成了 TMS 及控制算法的验证。

1 TMS 模型设计

针对高超声速飞机任务特点,本文设计了一

套 TMS,该系统集成七个热载荷冷板用于收集来自机载设备和气动加热的热量,以及两种不同的热沉。TMS 在结构上包括热载荷冷却回路、燃油系统回路以及消耗性冷源液氨管理系统三部分,通过换热器、冷却剂储存箱相互联系。

如图 1 所示设计的 TMS 中热载荷冷却回路包括三个设备热载荷冷板 D1~D3 及四个结构热载荷冷板 S1~S4(用于收集气动加热)、四个流量阀以及一个三通阀,冷却剂选择水;燃油回路包括三个油箱,三个燃油泵,六个流量阀以及两个三通流量阀。消耗性冷源选用高气化潜热的液氨,直接对冷却剂冷却。

系统工作时的具体流程如下:

1) 热载荷冷却回路。通过冷却剂流经热载荷部件上的冷板完成热量的收集、输运、排散。设备热载荷部件对散热的需求比结构热载荷部件高,因此冷却剂首先通过三个串联的设备热载荷冷板,再通过四个并联的结构热载荷冷板。温度提升后的冷却剂经过换热器(或从旁路绕过换热器),将热量传递给机载燃油,返回冷却剂储存箱。

2) 燃油热沉回路。通过油泵从不同油箱中抽取燃油,首先汇流通过换热器对热载荷冷却回路冷却剂冷却(或通过旁路)。温度提升后的燃油一部分被送入发动机燃烧,多余部分被送回油箱完成循环。

3) 消耗性冷源系统。消耗性冷源系统是一个开路,包括液氨储存箱以及流量阀,适量的液氨直接被送往冷却剂储存箱内的换热器参与换热,气化并排出舱外。

如图 1 所示的高超声速飞机 TMS 较传统飞机 TMS 最主要的区别有两点:①增加了消耗性工质作为补充冷源;②利用热载荷冷却回路(工质为冷却剂)代替燃油回路。有以下五个优点:①利用消耗性工质的潜热大幅增加了机载冷源,应对高超声速带来的极端气动加热;②利用更加稳定的冷却剂代替燃油作为冷却工质;③避免燃油直接为高温的结构热载荷(温度可达 400 K)冷却,降低风险;④热载荷冷却回路中,较低温度的设备热载荷冷板与高温结构热载荷冷板采用先串联后并联的设计,这样可以尽量提高冷却剂温度,进而

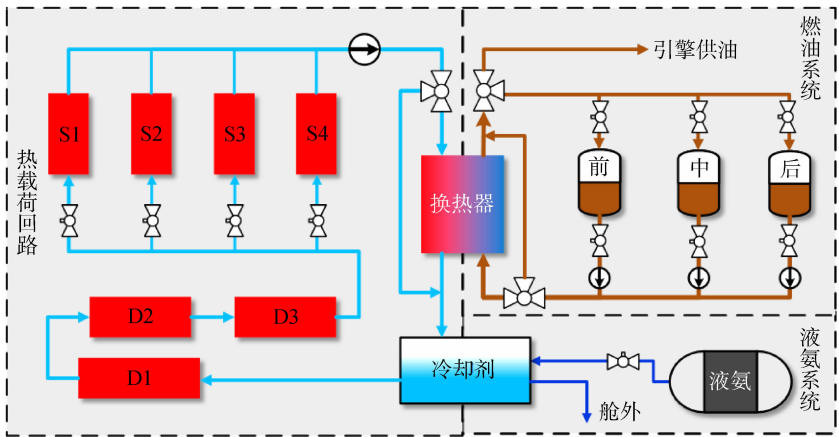


图 1 高超声速飞机 TMS 模型
Fig. 1 Model of hypersonic aircraft TMS

通过换热器提升发动机前燃油温度,提高热沉使用效率;⑤通过唯一的换热器利用燃油热沉,使燃油回路更易控制。

2 控制策略模型

TMS 通常具有很大的热惯性,导致基于温度反馈的控制动态响应慢,效果较差。本文利用热载荷与热沉冷却能力的实时预测配合温度反馈控制,从温度控制和能量平衡控制两个方面克服控制延时问题,完成 TMS 中热载荷冷却回路与燃油回路的控制目标。本章主要描述了针对能量平衡控制设计的系统辨识算法、热载荷预测算法、热沉冷却能力评估算法,并详述各回路控制策略。

2.1 热载荷冷却回路控制模型

热载荷冷却回路的控制通过调节各通路冷却剂的流量来控制换热量。图 2 所示热载荷冷却回路的控制对象包括 1 个流体驱动泵 P、流量阀 c1~c4 及三通阀 X,R 表示各部件在回路中的流阻。

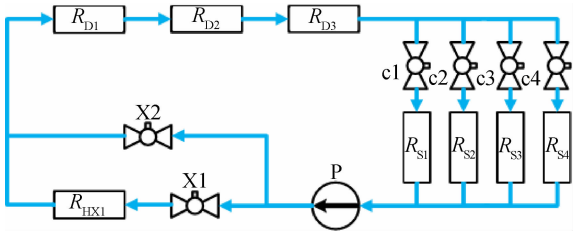


图 2 热载荷冷却回路管路模型
Fig. 2 Pipeline model of heat load loop

热载荷冷却回路中流量阀调整开度控制流量,而三通阀只负责旁路通断:流量阀 c1~c4 通过调节流量,控制所在支路上热载荷部件 S1~S4 的温度;总流量由流量阀 c1~c4 共同确定,用于

控制热载荷部件 D1~D3 温度;三通阀 X 通过 X1/X2 切换流通路程。控制时不考虑阀组间的耦合作用,将每一个泵、阀作为单独控制对象处理。表 1 所示为热载荷冷却回路中三种控制对象需要满足的控制目标。

表 1 热载荷冷却回路控制目标
Table 1 Control objectives of heat load loop

控制对象	控制目标 1	控制目标 2
泵(组)	总流量满足 冷却需求	总流量与 压头匹配
流量阀 c1~c4	所在支路流量需求	总流量需求
三通阀 X	选择冷却剂是否通过换热器	

2.1.1 热载荷冷却回路控制策略

热载荷冷却回路中三通阀 X 基于温度控制切换冷却剂流路,控制难点是泵与流量阀的控制,其每一个泵/阀的控制策略框图如图 3 所示。

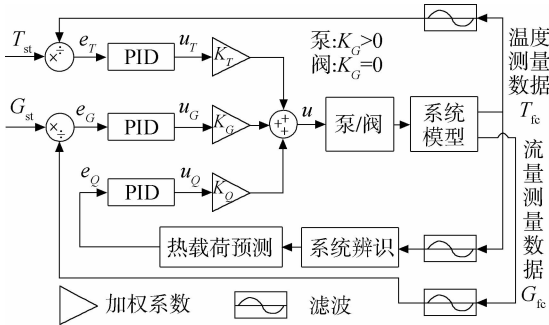


图 3 热载荷冷却回路控制策略
Fig. 3 Control strategy of heat load loop

控制系统包含三个独立的 PID(比例-积分-微分)控制器分别针对温度反馈误差 e_T 、流量误差 e_G 及热载荷误差 e_Q 输出 u_T 、 u_G 及 u_Q 。综合控制输出 u 由三个 PID 输出加权平均得到: $u = K_T u_T + K_G u_G + K_Q u_Q$, 其中 K_T 、 K_G 、 K_Q 为温度、流量、热载荷的加权系数, 其和为 1, 大小表示控制时所占比重。

温度反馈误差由温度反馈与安全温度阈值之比减 1 获得: $e_T = (T_{fb} - 273)/(T_{st} - 273) - 1$ 。当 $e_T > 0$ 时, 即当前温度过高, 应当增大流量增强冷却。由此方法得到的无量纲误差数据可以直接用于加权叠加, 后文中各种控制误差也采用相似的方式处理。

流量误差由流量反馈与额定流量之比减 1 求得: $e_G = G_{fb}/G_{st} - 1$, 用于匹配泵的流量/压头最佳对应关系, 当 $e_G > 0$ 时, 应当增大泵的功率、大压头以匹配流量。

冷却量误差 e_Q 用于匹配热载荷与冷却热流量, 从能量平衡的角度对热系统控制, 克服延时。其误差求解基于系统辨识模型及热载荷预测模型。

2.1.2 基于最小二乘法的系统辨识模型

热载荷部件的热量通过冷板收集, 冷却剂在冷却回路中流经冷板将余热带走。其模型如图 4 所示。

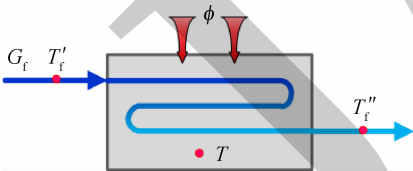


图 4 热载荷部件冷板模型
Fig. 4 Model of heat load cold plate

热载荷部件热流量为 ϕ , 质量为 m (含冷板), 与热载荷部件紧密接触的冷板温度为 T , 冷却剂流量为 G_c , 进出口温度分别为 T'_c 、 T''_c 。可以建立冷板的能量守恒方程与其在 k 阶段的离散形式

$$mc \frac{dT}{dt} = \phi - G_c c_c (T''_c - T'_c) \quad (1)$$

$$\frac{mc}{\Delta t} [T(k+1) - T(k)] = \phi(k) - G_c(k) c_c [T''_c(k) - T'_c(k)] \quad (2)$$

式中 Δt 为单位步长时间, 表示测量时间间隔; c 与 c_c 分别代表热载荷部件的比热容以及冷却剂的比热容。

热载荷预测模型中, 直接测得的数据有冷板

温度 T 、冷却剂进出口温度 T'_c 及 T''_c 。此外热载荷热流量 ϕ 的求解还必须依靠冷却剂流量、比热容和热载荷部件质量、比热容等参数。这些参数利用测量数据, 根据最小二乘法系统辨识获取。令 $K_1 = mc$, $K_2 = G_c(k) c_c \Delta t$, 得到热平衡方程

$$\Phi = K_1 \Delta T(k) + K_2 \Delta T_c(k) \quad (3)$$

式中 Φ 为单位时间热载荷 $\Phi = \phi \Delta t$, 统计一个时间段的测量数据可得到一系列的热平衡方程

$$\begin{cases} \Delta T(k) = \frac{\Phi}{K_1} - \frac{K_2}{K_1} \Delta T_c(k) \\ \vdots \\ \Delta T(k-p) = \frac{\Phi}{K_1} - \frac{K_2}{K_1} \Delta T_c(k-p) \end{cases} \quad (4)$$

式中利用第 k 次(当前)到 $k-p$ 次温度测量数据, 组成 $p+1$ 个热平衡方程用于系统辨识。 $\Delta T(k) = T(k+1) - T(k)$ 代表 k 时刻前后两次测量冷板的温度变化, $\Delta T_c(k) = T''_c(k) - T'_c(k)$ 代表 k 时刻冷却剂进出口温差。根据最小二乘法

$$\begin{bmatrix} a \\ b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi/K_1 \\ K_2/K_1 \end{bmatrix} = C^{-1} A^T L \quad (5)$$

式中

$$A = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T_c(k) \\ \vdots & \vdots \\ 1 & \Delta T_c(k-p) \end{bmatrix} \quad L = \begin{bmatrix} \Delta T(k) \\ \vdots \\ \Delta T(k-p) \end{bmatrix} \quad C = A^T A \quad (6)$$

得到的 $a = \Phi/K_1$ 以及 $b = K_2/K_1$ 分别表征热载荷大小和冷却剂冷却能力的大小, 为系统辨识的结果。

2.1.3 基于系统辨识的热载荷预测算法

根据系统辨识及温度预测得到的 $a = \Phi/K_1$, $b = K_2/K_1$, 再利用灰色预测 GM(1,1) 模型, 根据各测点不同时刻的温度测量数据预测之后的温度, 得到热载荷温度变化及冷却剂进出口温差的预测值 $\Delta T(k+1)$ 及 $\Delta T_c(k+1)$, 热载荷 Φ 与单位步长时间的的冷却量 Q 的预测比值为

$$\frac{\Phi}{Q} = \frac{\Phi}{K_2 \Delta T_c(k+1)} = \frac{a}{b \Delta T_c(k+1)} \quad (7)$$

如式(7)所示, 当 $\Phi/Q = 1$ 时能量达到平衡, 则冷却量误差为

$$e_Q = \Phi/Q - 1 \quad (8)$$

$e_Q > 0$ 时可以判断此时热载荷大于冷却量, 需要增加冷却剂流量; $e_Q < 0$ 时可以判断此时热载荷小于冷却量, 可以适当减小冷却剂流量。

2.2 燃油回路控制模型

与热载荷冷却回路相似,燃油回路通过调节燃油流量完成控制任务,燃油回路的流体网络模型如图 5 所示,包括三个油泵 P、六个流量阀 f、以及两个三通阀 E 与 Y。

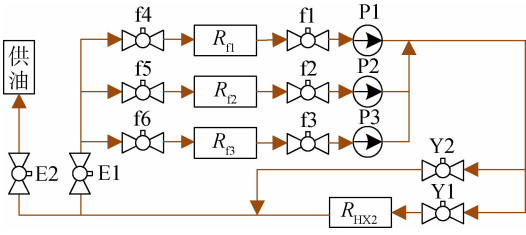


图 5 燃油回路管路模型
Fig. 5 Pipeline model of fuel loop

燃油回路泵 P1、P2、P3 以及阀 f1、f2、f3 分别用于控制三油箱燃油出口流量;阀 f4、f5、f6 分别用于控制三油箱回流流量;三通阀 Y 用于切换燃油是否通过换热器;三通阀 E 用于调节燃油流向发动机燃烧与回流的比例。

2.2.1 燃油回路控制策略

燃油回路的控制较热载荷冷却回路更加复杂,这是由于其首先要满足飞机发动机供油任务,其次要满足飞机重心位置调控需求,最后才满足热沉冷却任务。

燃油回路中三通阀 Y 的控制目标为切换流路,当温度低于换热器时令燃油通过换热器,反之切换燃油流经旁路绕过换热器;三通阀 E 的控制目标为供油。两个三通阀的控制策略简单,不再赘述具体方法。

燃油回路的控制难点是对油箱出口的三组泵与阀 P1/1、P2/2、P3/3 的控制,不考虑出口流量之间耦合关系,将每组泵/阀作为独立的控制对象处理,对每一组泵/阀的控制策略如图 6 所示。

燃油出口泵/阀针对流量误差 e_G 、重心误差 e_x 以及冷却量误差 e_Q 均有独立的 PID 控制器,综合控制输出 u 基于对各控制器输出 u_G 、 u_x 、 u_Q 的权衡。利用 Switch 模块完成控制优先级选择,其算法实现方式如下:

if $e_G > 0$ then

else if $|e_x| > 0.01$ then

else if $e_Q > 0$ then

else $u = K_G u_G + K_x u_x + K_Q u_Q$

(9)

Switch 模块利用条件语句优先满足发动机

供油及飞机重心控制任务,再考虑燃油冷却量控制需求。同时加权系数 K_G 、 K_x 、 K_Q 也具备一定的权衡能力。

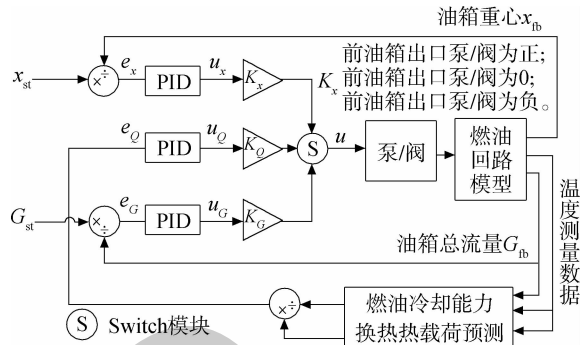


图 6 油箱出口泵/阀控制策略
Fig. 6 Control strategy of pump/valve of fuel tank outlet

流量误差为发动机油耗率与燃油流量之比减 1; $e_G = G_{fb}/G_{st} - 1$, 当 $e_G > 0$ 时需要增加泵的功率与阀门开度,以增加流量以满足供油需求。

重心误差为重心目标与重心测量值之比减 1; $e_x = x_{st}/x_{fb} - 1$, 当重心误差 $e_x > 0$ 时重心靠前,应当增加前部油箱出口流量,减少后部油箱出口流量,反之相反。因此对泵 P1 及阀 1,加权系数 $K_x > 0$; 对泵 P2 及阀 2, $K_x = 0$; 对泵 P3 及阀 3, $K_x < 0$ 。

燃油热载荷误差由换热器的热载荷预测 Φ 与燃油实时冷却能力 Q_f 与相匹配 $e_Q = \Phi/Q_f - 1$, 当 $e_Q > 0$ 时,热载荷大于燃油实时的冷却能力,则增加泵的压头及阀门开度,增大燃油流量。换热器热载荷预测与前文冷板热载荷预测算法相同。

回流燃油流量的调节通过阀 f4、f5、f6 控制。回流的控制目标有两个:统一各油箱燃油温度、控制各油箱不至于涸。实现这两个控制目标可以根据估算和平均各油箱在当前工作模式下的剩余工作时间来完成,只要三油箱热沉的剩余工作时间基本一致,就不会导致某一油箱温度过高或干涸的情况出现。控制策略如图 7 所示。

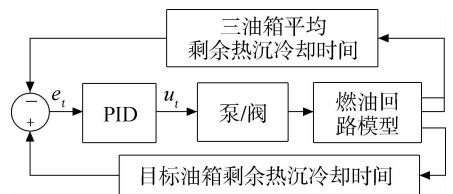


图 7 燃油回流阀控制策略
Fig. 7 Control strategy of fuel backflow valve

图7中剩余时间误差为目标油箱剩余工作时间 t_{igt} 与三油箱平均值 t_{avg} 的差值: $e_t = (t_{\text{igt}} - t_{\text{avg}}) / 60$ 。 $e_t > 0$ 时, 目标油箱剩余工作时间短于平均, 应增大阀门开度以增加回流燃油流量, 反之相反。

2.2.2 热沉冷却能力评估算法

预知热沉冷却能力是 TMS 动态管理的另一个重要前提。TMS 中消耗性冷源液氨的作用是在燃油冷却能力不足时做补充, 其携带的冷量固定, 难以优化, 因此热沉能力评估主要针对作为主要热沉的燃油, 包括实时冷却能力以及剩余冷却能力。油箱的简化模型如图8所示。

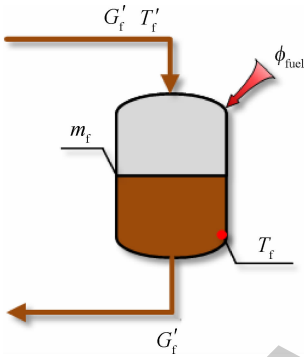


图8 油箱模型

Fig. 8 Model of fuel tank

油箱燃油质量为 m_f , 温度为 T_f ; 燃油进出口流量及温度分别为 G'_f, T'_f 及 G''_f, T''_f , 均可被测得, 出口温度等于油箱温度 $T''_f = T_f$ 。油箱同样会受到结构热流量 ϕ_f 。则有质量守恒和能量守恒方程

$$\begin{cases} \frac{dm_f}{dt} = G'_f - G''_f & m_f|_{t=0} = m_{f0} \\ m_f c_f \frac{dT_f}{dt} = G'_f c_f T'_f - G''_f c_f T_f + \phi_f & T_f|_{t=0} = T_{f0} \end{cases} \quad (10)$$

式中 m_{f0} 及 T_{f0} 分别为油箱初始燃油质量及初始温度。

由式(10)可以更新不同时刻油箱的燃油质量 $m_f(t)$ 及燃油温度 $T_f(t)$ 。燃油在流出油箱经过换热器温度会被提升至 T'_f , 随后一部分会送往发动机燃烧另一部分返回油箱, 因此油箱在 t 时刻的实时热沉冷却能力为

$$Q_f(t) = G''_f(t) c_f [T'_f(t) - T_f(t)] \quad (11)$$

剩余燃油冷却能力为

$$S_f(t) = m_f(t) c_f [\min(T_c, T_{f_critical}) - T_f(t)] \quad (12)$$

以及燃油热沉能力的消耗速率:

$$\frac{dS_f}{dt}(t) = \frac{dm_f}{dt}(t) c_f \cdot$$

$$[\min(T_c, T_{f_critical}) - T_f(t)] - \frac{dT_f}{dt}(t) m_f(t) c_f \quad (13)$$

式中 $\min(T_c, T_{f_critical})$ 表示换热器中冷却剂的温度及燃油安全温度限制的较小值。则热沉以此速率消耗, 剩余工作时间为

$$\tau_{fuel} = S_f(t) / \left| \frac{dS_f(t)}{dt} \right| \quad (14)$$

根据热沉的冷却能力, 与换热器的热载荷进行匹配, 就能够对燃油的流量进行动态调配控制。

2.3 消耗性冷源控制策略

消耗性冷源液氨的控制策略采用基于冷却剂储存箱温度反馈的 PID 控制。当冷却剂储存温度高于安全阈值时则利用箱内换热器直接对冷却剂冷却, 控制策略简单在此不赘述。

3 仿真计算

3.1 仿真模型

TMS 的仿真基于 Simulink。按图1系统架构开发热传输网络模型, 共分为五个模块, 见图9。Simulink 仿真模型分五个模块, 构成热传输网络模型分别为三个系统模块: 热载荷冷却回路(红色)、燃油回路(橙色)以及消耗性冷源液氨供应系统(蓝色); 两个热网络节点: 换热器(紫色)及冷却剂储存箱(天蓝色)。

3.1.1 热载荷部件及冷板模型

热载荷冷却回路模块中七个热载荷部件及相对应的冷板模型主要参数如表2所示。

热载荷部件满足热平衡方程

$$mc \frac{dT}{dt} = \phi - q_c \quad (15)$$

式中 q_c 为冷却剂带走的热流量, 根据冷板换热公式有

$$q_c = \eta_c G_c c_c (T - T'_c) \quad (16)$$

式中 η_c 为冷板换热效率。由此可以得到热载荷部件的温度变化方程

$$\dot{T} = \frac{dT}{dt} = \frac{\phi - \eta_c G_c c_c (T - T'_c)}{mc} \quad (17)$$

3.1.2 燃油回路油箱模型

燃油回路中油箱模型参数有质量 m_f 、温度 T_f 、结构热流量 ϕ_f 。根据质量守恒及能量守恒

$$\begin{cases} \dot{m}_f = G'_f - G''_f \\ \dot{T}_f = \frac{G'_f(T'_f - T_f) + \phi_f/c_f}{m_f + G'_f - G''_f} \end{cases} \quad (18)$$

式中 G'_f 与 G''_f 分别为油箱进出口燃油流量; T'_f 为油箱进口(回流)燃油温度; c_f 为燃油比定压热容。

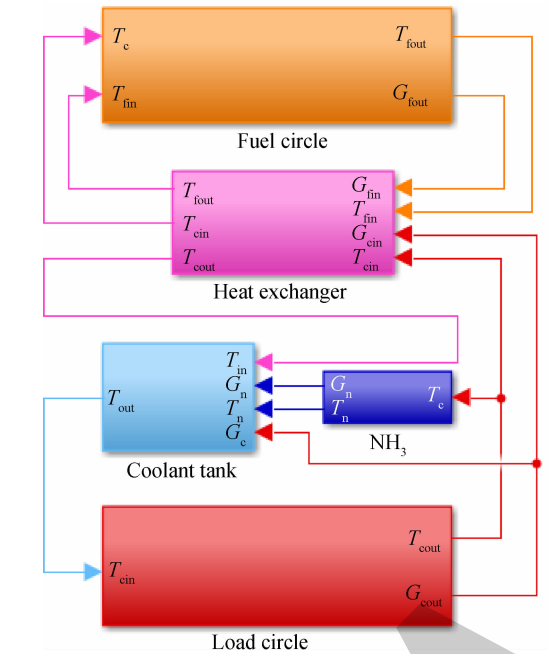


图 9 基于 Simulink 的热传输网络模型
Fig. 9 Thermal transmission network model based on Simulink

表 2 设备热载荷部件主要参数
Table 2 Main parameters of heat load avionics

符号	参数
m	质量/kg
T	温度/K
c	比热容/(J/(kg·K))
ϕ	热载荷热流量/W
η_c	冷板换热效率

3.1.3 消耗性冷源液氨模型

液氨作为消耗性的一次性冷源,是一个开路系统,其质量消耗速度 $\dot{m}$ 符合质量守恒

$$\dot{m}_N = -G_N \quad (19)$$

式中 G_N 为液氨流量,液氨通过两相换热器直接作用在冷却剂储存箱内,制冷量为

$$Q_N = -G_N [H_N + c_N (T'_N - T''_N)] \quad (20)$$

式中 H_N 、 c_N 分别为液氨相变潜热与显热, T'_N 、 T''_N 为液氨进出口温度,通常液氨初温为其沸点

温度 $T'_N = T_{\text{boil}}$ 。

3.2 仿真工况设计

3.2.1 飞行任务模型

飞行状态会直接影响系统工况:高度决定飞机所处环境的气压、湿度、温度等;速度决定气动加热水平。因此综合考虑飞机在不同阶段的飞行任务以及环境是非常有必要的。本文仿真选取的飞行包线如图 10 所示,整个飞行任务持续近 3500 s,经历起飞、爬升、高速巡航、返回等阶段,最高马赫数达到 4,高度为 30 km。

此外根据飞行任务包线,综合考虑飞机起飞、爬升,巡航及下降等飞行阶段的耗油情况,兼顾发动机入口最小压力要求,设计油耗模型如图 11 所示。

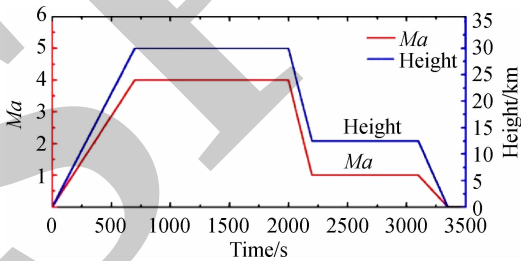


图 10 仿真飞行任务包线模型
Fig. 10 Mission envelope of aircraft in simulation

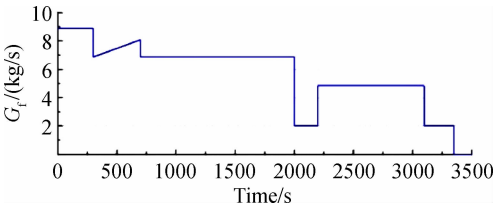


图 11 仿真燃油消耗速度模型
Fig. 11 Fuel consumption model in simulation

3.2.2 热载荷工况

飞机热载荷分为两类:机载设备热载荷和结构热载荷。仿真设计时,设备热载荷 D1~D3 分别代表环控系统、功能设备(如雷达等)、液压系统;四个结构热载荷 S1~S4 分别代表头锥、整流罩以及两翼的气动加热热载荷。机载设备热载荷主要随飞行阶段变化,结构热载荷随飞行包线变化。具体如图 12、图 13 所示。

设备热载荷较为稳定,总热流量在 70~100 kW 之间,结构热载荷主要随飞行速度及飞行高度变化,最大热流量为 80 kW。

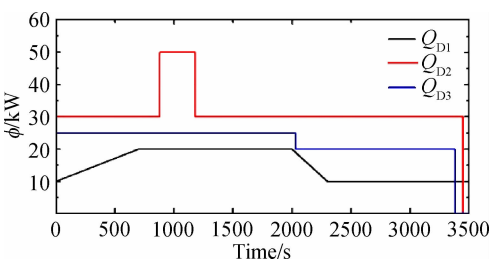


图 12 设备热载荷部件 D1~D3 热载荷仿真曲线

Fig. 12 Heat load curves of avionics D1~D3 in simulation

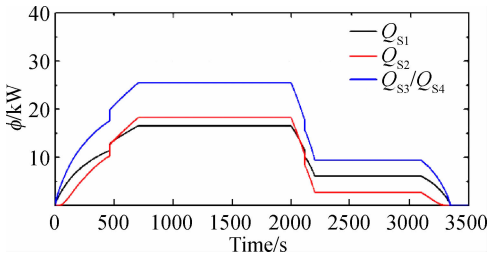


图 13 结构热载荷部件 S1~S4 热载荷仿真曲线

Fig. 13 Heat load curves of structures S1~S4 in simulation

3.2.3 其他仿真参数

热载荷冷却回路采用水作为冷却剂,认为热载荷部件的所有比热容与铝相同。还有很多重要的仿真参数,其设计如表 3 所示。

3.2.4 控制参数设计

文中控制算法控温时,温度能够低于阈值而不得高于阈值,阈值即为温度控制目标如表 4 所示。

本文控制采用 PID 算法,控制优化着手于对控制误差的改进,其控制参数选择是难点,通过反复测试,针对不同控制对象的 PID 参数如表 5 所示。

比例调节系数 K_p : 泵的压头范围为 $0\sim0.1$ MPa, 阀的控制量开度范围为 $0\sim1$, 按照其与误差的比例可大致确定 K_p ; 积分放大项 K_i : 在整个飞行包线中 TMS 的工况没有规律性, 因此积分放大项均为零, $K_i=0$; 微分调节系数 K_d : 其数值与测量反馈数据的变化速度成反比, 在热载荷冷却回路控制中流量及热载荷变化快, 故其控制器的微分放大系数远小于温度反馈的微分放大系数。燃油回路中油箱重心的变化缓慢, 因此其微分放大系数很大, 流量与热载荷变化较快, 故其微分放大系数较小。

表 3 仿真参数设计

Table 3 Simulation design parameters

所属模块	参数	数值
热载荷回路	设备热载荷初始温度/K	313.15
	设备热载荷 D1 质量/kg	300
	设备热载荷 D2 质量/kg	1000
	设备热载荷 D3 质量/kg	500
	结构热载荷初始温度/K	303.15
	结构热载荷 S1 质量/kg	200
	结构热载荷 S2 质量/kg	200
	结构热载荷 S3 质量/kg	200
	结构热载荷 S4 质量/kg	200
	冷却剂储存箱储量/kg	20
燃油回路	前油箱燃油初始质量/kg	4000
	中油箱燃油初始质量/kg	11000
	后油箱燃油初始质量/kg	3000
	前油箱相对头锥距离/m	15
	中油箱相对头锥距离/m	19
	后油箱相对头锥距离/m	24
消耗性冷源	液氮储存质量/kg	100
	液氮储存温度/K	239

表 4 温度控制参数设计

Table 4 Temperature control parameters design

所属模块	控制参数	数值
热载荷回路	设备热载荷阈值温度/K	323.15
	结构热载荷阈值温度/K	373.15
	冷却剂储存箱阈值温度/K	313.15
燃油回路	燃油阈值温度/K	333.15

表 5 PID 控制参数设计

Table 5 PID control parameters design

所属模块	控制对象	控制目标	K_p	K_i	K_d
热载荷回路	泵	温度目标	50~100	0	300~1000
		流量匹配	50~100	0	20~50
		热平衡	50~100	0	50~100
	阀	温度	0.5~1	0	3~10
		热平衡	0.5~1	0	1

续表

所属模块	控制对象	控制目标	K_p	K_i	K_d
燃油回路	泵 P1~P3	供油需求	50~100	0	5
		重心目标	50~100	0	10 000
		冷却需求	50~100	0	50
	阀 f1~f3	供油需求	0.5~1	0	0.1
		重心目标	0.5~1	0	500
		冷却需求	0.5~1	0	1
	阀 f4~f6	剩余时间	0.5~1	0	0.5~1

3.3 基于能量平衡的控制效果

以设备热载荷部件 D2 为控制目标,令初始温度为 313.15 K,控制温度为 303.15 K。在同样的工况下,基于能量平衡与基于温度反馈的控制效果差别如图 14 所示。

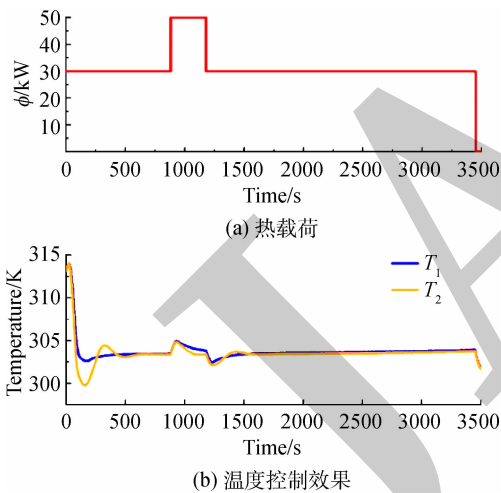


图 14 设备 D2 热载荷及其温度控制效果图示
Fig. 14 Heat load curve and temperature control effect of avionic D2

图 14 上所示热载荷在 1000 s 和 1200 s 时有突变,属于较难控制的典型工况。图中蓝线 T_1 为基于能量平衡的控温效果,橙线 T_2 为基于温度反馈的控温效果。对比 T_1 、 T_2 曲线,在最初阶段 T_1 超调量在 1 K 以内,较 T_2 超过 3 K 小了很多; T_1 的衰减振荡过程远少于 T_2 ;在热流量阶跃突变时, T_1 较 T_2 能够更快地达到稳定。

综上所述,基于能量平衡的控制超调量小于基于温度反馈的控制,衰减率大于基于温度反馈的控制,综合控制效果明显优于基于温度反馈的控制效果。

3.4 系统仿真效果

系统仿真计算按照文中第 3.2 节所述的工况,构建 Simulink 程序完成全任务周期仿真计算,得到 TMS 控制结果。

3.4.1 热载荷部件温度控制效果

设备热载荷部件的温度控制效果如图 15 所示。图示可以看出三个设备热载荷的温度均被很好地控制在 325 K 以下,大部分时间在控制温度 323 K 以内。由于冷却回路为串联,因此位于上游的热载荷变化会影响到冷却剂的温度进一步影响下游设备温度,位于下游的设备 D3 的温度在 1000 s 左右会由于设备 D2 的热载荷突然增加而增加,但控制器马上做出反应,将温度的增量控制在 2 K 以内,体现出良好的系统控温效果。

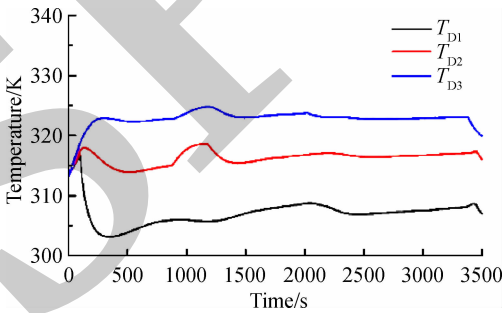


图 15 设备热载荷部件 D1~D3 温度控制效果
Fig. 15 Temperature control effect of avionics D1~D3

结构热载荷部件温度控制效果如图 16 所示。结构热载荷部件并联在冷却剂回路中,其温度阈值为 373 K。在飞行任务初期结构热载荷强度较低,热载荷冷却回路的控制主要满足设备热载荷的温度。随气动加热水平增强,结构热载荷的温度逐渐上升,在 1000 s 左右达到 373 K,控制算法很好地将温度控制在要求温度以内。

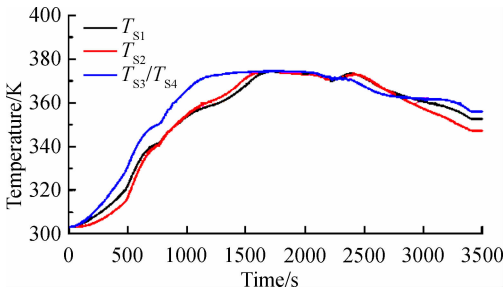


图 16 结构热载荷部件 S1~S4 温度控制效果
Fig. 16 Temperature control effect of structures S1~S4

3.4.2 燃油回路控制效果

燃油回路的控制包括多个方面,本文主要涉及油箱重心与温度的控制。油箱的重心控制效果如图 17 所示,油箱的重心位置要求在距离飞机头锥 18.95 m(即初始重心),图中所示的重心偏移最大为 0.04 m,在可接受范围,控制效果符合要求。

温度控制方面,应当令燃油温度在安全阈值以内。另外为了提高燃油的制冷效率,应当尽量提高送往发动机燃烧的燃油温度,油箱内燃油的温度(T_{f_tank})与送往发动机燃烧的燃油温度(T_{f_engine})如图 18 所示。在整个热沉动态调控过程中,油箱内燃油温度始终处于温度限制 333 K 以内。送往发动机的燃油温度主要与燃油的总流量成反比,平均比油箱燃油温度高出 5~10 K,最高达到 17 K,这很大程度提高了燃油的热沉冷却能力,更高效地利用了机载热沉。

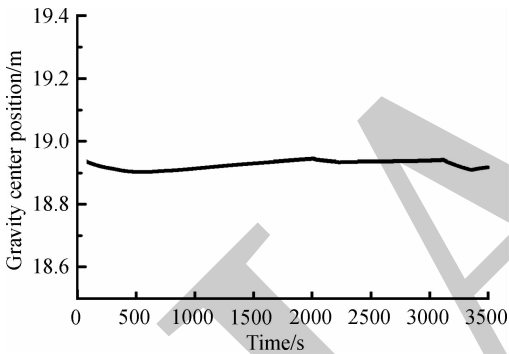


图 17 油箱重心位置控制效果

Fig. 17 Control effect of fuel tank gravity center position

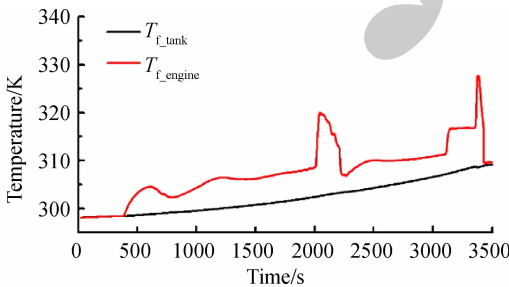


图 18 油箱位置及发动机位置燃油温度对比

Fig. 18 Fuel temperature comparison of the tank and before burned in engine

3.4.3 消耗性冷源液氨消耗

液氨旨在当燃油不足以满足飞机的冷却任务时,作为补充冷源直接对冷却剂进行冷却。其使

用情况可以直接反映燃油冷源的利用效率:当燃油冷源利用效率低时,就需要更多的液氨;当燃油冷源利用效率高时,只需要较少的液氨就能满足冷却需求。仿真中分别为不采用和采用热沉动态调控模型(不采用热沉动态调控的模型中燃油流量保持恒定,不由控制系统决定),分别得到液氨的消耗速度。

液氨初始质量为 100 kg,剩余质量趋势如图 19 所示,图中蓝线和红线分别代表开环仿真(不加控制)和采用热沉控制策略下得到的液氨剩余质量曲线,在任务结束时液氨的剩余量分别为 6 kg 及 85 kg 左右。采用热沉控制策略的仿真较开环仿真节省了近 80 kg 的液氨使用量。这些节省的冷量大部分源自控制策略提升了发动机入口燃油温度,更加有效地利用了此部分零代偿热沉,提升了燃油热沉的利用效率。

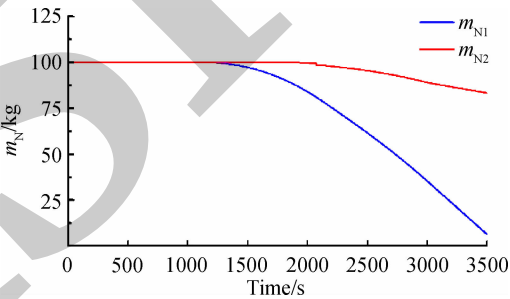


图 19 液氨剩余质量

Fig. 19 Quality curves of liquid ammonia

4 结 论

本文以高超声速飞机 TMS 为研究对象,设计了简单的 TMS 模型,以及基于系统辨识及热载荷预测的控制算法模型,基于热沉冷却能力评估的热沉动态调控算法模型,并利用 Simulink 仿真对模型及算法进行验证。仿真结果证明,基于系统辨识及热载荷预测的控制算法模型各项指标均优于温度反馈控制模型,能够更好地解决热控制问题。证明了基于热沉冷却能力评估的热沉动态调控模型能够更高效地利用燃油热沉,提高燃油的冷却能力。

本文利用系统辨识、热载荷预测与热沉冷却能力评估算法设计了一套基于能量平衡的控制模型,一定程度上克服了控制延时,可以适用于各种冷却回路热控模型中,具有很好的普适性。而热沉管理模型不仅能应用在文中描述的燃油及消耗性冷源热沉模型,还能根据各种不同热沉进行动

态调控进行多样化设计,应用于各种新一代飞机的研制。

参考文献:

[1] 侯玉柱,郑京良,董威.高超声速飞行器瞬态热试验[J].航空动力学报,2010,25(2):343-347.
HOU Yuzhu, ZHENG Jingliang, DONG Wei. Transient test of aerodynamic heating for hypersonic vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 343-347. (in Chinese)

[2] PETLEY D H, JONES S C. Thermal management for a Mach 5 cruise aircraft using endothermic fuel[J]. Journal of Aircraft, 1992, 29(3): 384-389.

[3] JI T, ZHANG R, SUNDEN B, et al. Investigation on thermal performance of high temperature multilayer insulations for hypersonic vehicles under aerodynamic heating condition[J]. Applied Thermal Engineering, 2014, 70(1): 957-965.

[4] IYA S K, TRIKHA A K, LADD M M. Thermal management and environmental control of hypersonic vehicles [R]. SAE Technical Paper No. 891440, 1989.

[5] HUANG H, SOBEL D R, SPADACCINI L J. Endothermic heat-sink of hydrocarbon fuels for scramjet cooling[R]. AIAA-2002-3871, 2002.

[6] 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.
ZHANG Xingjuan, ZHANG Zuoqi, GAO Feng. Fuel temperature analysis of advanced fighter aircraft during supersonic cruise[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 258-263. (in Chinese)

[7] 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):1833-1837.
XU Zhiying, ZHUANG Damin. Research of heat management for aircraft fuel system[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11): 1833-1837. (in Chinese)

[8] FISCHER A, BRANCH F. Future fuel heat sink thermal management system technologies[R]. AIAA-2006-4026, 2006.

[9] 王佩广,刘永绩,王浚.高超声速飞行器综合热管理系统方

案探讨[J].中国工程科学,2007,9(2):44-48.
WANG Peiguang, LIU Yongji, WANG Jun. Discussion on integrated environment control/thermal management system concepts for hypersonic vehicle[J]. Engineering Science, 2007, 9(2): 44-48. (in Chinese)

[10] VRABLE D L, YERKES K L. A thermal management concept for more electric aircraft power system applications[R]. SAE Technical Paper No. 981289, 1998.

[11] TIPTON R, FIGLIOLA R S, OCHTERBECK J M. Thermal optimization of the ECS on an advanced aircraft with an emphasis on system efficiency and design methodology [R]. SAE Technical Paper No. 971241, 1997.

[12] MASER A C, GARCIA E, MAVRIS D N. Thermal management modeling for integrated power systems in a transient, multidisciplinary environment [R]. AIAA-2009-5505, 2009.

[13] REED W, VON SPAKOVSKY M, RAJ P. Comparison of heat exchanger and thermal energy storage designs for aircraft thermal management systems[R]. AIAA-2016-1023, 2016.

[14] 王子熙.美国能量优化飞机设计方法与关键技术[J].航空科学技术,2014,25(5):7-12.
WANG Zixi. Design method and key technologies of US energy optimized aircraft [J]. Aeronautical Science and Technology, 2014, 25(5): 7-12. (in Chinese)

[15] WALTERS E A, IDEN S, MCCARTHY K, et al. INVENT modeling, simulation, analysis and optimization [R]. AIAA-2010-287, 2010.

[16] 王浚,王佩广.高超声速飞行器一体化防热与热控设计方法[J].北京航空航天大学学报,2006,21(10):1129-1134.
WANG Jun, WANG Peiguang. Integrated thermal protection and control system design methodology for hypersonic vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 21(10): 1129-1134. (in Chinese)

[17] 汪新智,马军军,彭稳根,等.高超声速飞行器主动冷却系统优化设计[J].航空学报,2014,35(3):624-633.
WANG Xinzhi, MA Junjun, PENG Wengen, et al. Optimal design for active cooling system of hypersonic vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(3): 624-633. (in Chinese)

(编辑:陈 越)