基于地面实验的蒙皮换热器高空换热性能分析

党晓民 庞丽萍 林贵平

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 面向未来我国大功率机载电子设备冷却需求,需要发展新型机载冷却方式,减少对传统环控制冷系统的依赖,为此研究了一种气/气蒙皮换热器用于电子设备热管理. 该蒙皮换热器是一种无能耗被动换热方式,在不增加飞机代偿损失的情况下实现大功率电子设备热管理. 为了考核所设计的蒙皮换热器机载飞机环境换热性能,设计加工了实验样件,在地面开展了换热性能实验研究工作,获得热边流动传热准则和对流换热系数. 在此基础上推演出高空巡航状态下的蒙皮换热器换热性能,获得传热最不利安装位置和改进位置时的传热性能. 研究工作预期为未来我国基于蒙皮换热器的飞机综合热管理提供设计及机载应用技术支持.

关 键 词: 飞机蒙皮换热器; 电子设备冷却; 换热性能实验; 对流换热系数

中图分类号: V 245.3^{+}44

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2013)04-0474-04

High-altitude heat transfer performance analysis for skin heat exchanger based on ground experiment

Dang Xiaomin Pang Liping Lin Guiping

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Facing to future high-power onboard electronic equipment cooling requirements for our country, it needs to develop a new onboard cooling technology to reduce the dependence on traditional environmental control system. A new gas-gas skin heat exchanger was studied for aircraft thermal management of electronic equipment. The skin heat exchanger is a non-energy consumption of passive heat exchanger with decreasing aircraft performance penalty when it realizes the thermal management for high-power electronic devices. To assess the heat transfer performance of skin heat exchanger onboard, an experimental prototype was designed and its heat transfer performance was carried out on the ground experimental device to obtain the convective heat transfer coefficients of its hot and cold sides. Based on this experiment, the heat transfer performance of skin heat exchanger in high-altitude cruise condition was deduced for the most unfavorable and improved installation position. This study is expected to provide technical support for its future onboard applications.

Key words: aircraft skin heat exchanger; electronic device thermal management; heat transfer experiment; convective heat transfer coefficient

现代军用飞机机载电子设备向集成化大功率方向发展,引起座舱热负荷大幅增加,如仅依靠常规的空气制冷环控系统模式,将造成发动机引气量和冷却冲压空气量大增,从而影响飞机代偿损失、红外隐身及飞行阻力等性能[1]. 为此国内外开展了多项研究探讨大功率电子设备的有效热传输和低代偿热沉模式,减小对飞机空气环控系统热沉需求[2-3]. 在这类技术中蒙皮热管理方式具有很强的优势,它采用冷板蒙皮做热沉,属于被动低能耗冷却方式,而且蒙皮作热沉还对军用飞机的热隐身和气动性能有积极作用,因此如民机A320 和 B757,军机 CL-600、C17、B16 等都采用不

收稿日期: 2012-03-16; **网络出版时间**:2012-11-26 11:39

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20121126.1139.025.html

作者简介: 党晓民(1965-),男,陕西西安人,研究员,603dxm@sina.com

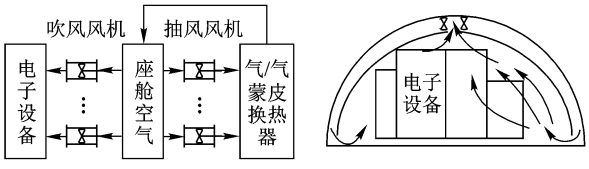
同形式的飞机蒙皮换热器作为电子设备热沉[4].

以蒙皮作为热沉虽然已应用在国外机型上,但是由于要融入飞机外形设计,优化结构和安装位置以强化传热,还需要考虑加工工艺可靠性等多个因素,所以目前在我国飞机上还没有实际应用. 面向未来航空大功率电子设备散热需求,我国也应该开展应用机载电子设备综合热管理的蒙皮换热器相关研究,促进该项技术实际应用.

本文针对气/气蒙皮换热器,搭建了地面研究实验系统,完成了地面换热性能实验研究,获得了蒙皮换热器热边换热性能分析结果. 在此基础上推演出高空飞行环境下的蒙皮换热器的换热性能. 本项研究为该热管理技术在我国未来机型上的进一步机载实用提供了技术支撑.

1　基于蒙皮热沉的电子设备热管理

根据热边介质的不同,电子设备采用飞机蒙皮作为热沉实现热管理有气/气和气/液两种方式,其中气/气蒙皮换热器由于极高的可靠性在民机和军机上均得到应用[5]. 蒙皮换热器多置于驾驶舱底部或电子设备舱上部,为电子设备提供热沉. 如图 1 所示,载冷介质座舱空气由抽风风机驱动进入底部或顶部蒙皮换热器组,与舱外环境低温气流换热冷却后再返回座舱,之后在吹风风机的驱动下将冷空气吹到每个电子设备用于冷却,从而实现电子设备热管理. 该电子设备热管理的优点是载冷介质为空气,无污染易维护,通过开关抽风风机个数,能够保证不同散热功率需求.



a　热交换原理　　b　一种结构方式

图 1　飞机气/气蒙皮换热器热管理方式

2　蒙皮换热器换热性能实验研究

2.1　蒙皮换热器结构及实验工况

开展地面实验研究确定气/气蒙皮换热器换热性能以便于将来机载应用. 实验的气/气蒙皮换热器热侧为座舱空气,冷侧为舱外高速流过的低温空气. 热侧采用板翅式形式,以保证良好的传热效果,如图 2 所示,热边与座舱之间敷保温材料,防止热量传入座舱. 实验原理是利用空气涡轮制冷路模拟蒙皮换热器冷边空气流,利用双路热动力实验台冷路模拟蒙皮换热器热边空气.

实际飞行时热附面层小于 50 mm,实验时将冷边通道高度设计为 100 mm,以近似等效外掠流动,但实验表明这种设计仍与实际存在差别,所以本次实验主要目的是获得热边对流换热系数.

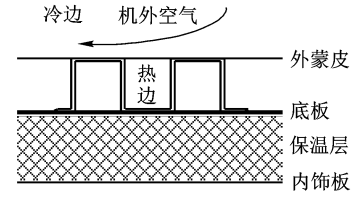


图 2　气/气蒙皮换热器实验件结构示意图

蒙皮换热器有效换热面积 $A_c = 0.1225\ m^2$. 冷边:模拟飞行环境气体经外蒙皮的气流,流量 $\dot{m}_c = 3200\ kg/h$,入口压力 $p_c^{in} = 97.18\ kPa$,入口温度 t_c^{in} 分别为 -30,-20,-10,2.4,17.4,27.4℃. 热边:模拟座舱内热空气,流量 $\dot{m}_h$ 为 100,125,150,175,200 kg/h,每个流量下供气温度 t_h^{in} 分别为 40,50,60,70 ℃,入口压力 $p_h^{in} = 140\ kPa$、最大流阻 7 kPa. 热边翅片高 6 mm.

2.2　蒙皮换热器换热性能实验结果分析

2.2.1　蒙皮换热器换热效率

由于热边水当量小于冷边水当量,所以采用式(1)计算地面实验时的换热效率:

$$\eta_0 = \frac{t_h^{in} - t_h^{out}}{t_h^{in} - t_c^{out}} \tag{1}$$

式中,t_h^{in} 和 t_h^{out} 分别为热边入口和出口温度,℃;t_c^{out} 为冷边出口温度,℃.

实验时维持换热器冷边流量和温度不变,改变热边入口流量和温度,可得到换热效率与热边流量/入口温度的关系. 共进行了 90 余组换热工况点实验. 图 3 给出了不同热边流量、相同冷边流量 3 200 kg/h、不同热边入口温度和不同冷边入口温度时,获得的蒙皮换热效率 η 实验结果. 图 4 给出对应的热边出口温度.

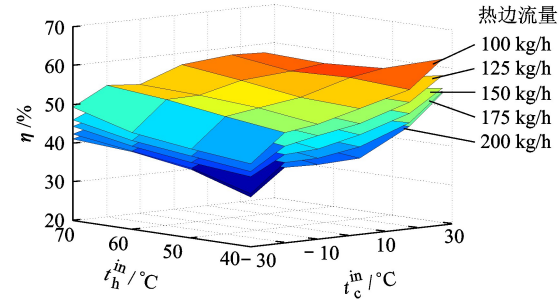


图 3　定冷边流量、变热边流量时不同热边和冷边入口温度对应的换热效率

2.2.2　蒙皮换热器冷热边流动换热准则

由蒙皮换热器冷热边的各个实验结果可以辨识出冷热边流动换热准则. 由于实验时尽管冷边高度处理为 100 mm,但由结果分析该高度设置与

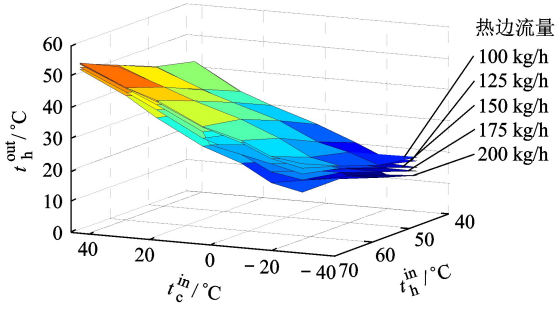


图 4 定冷边流量、变热边流量时不同热边和冷边入口温度对应的热边出口温度

外掠流情况仍存在差别,使得冷边对流换热系数较大,从而提高了总换热性能,所以本次分析中冷热边均采用有限空间内流动准则形式.

经计算地面实验时蒙皮换热器冷热边属于过渡流或紊流状态,在-40 ~ 80 ℃范围内普朗特数 Pr 可视为定值 0.7,所以采用下式准则形式[6]:

$$Nu = CRe^m \tag{2}$$

式中,Nu 为努赛尔特数;Re 为雷诺数;C 为各种影响因素的修正系数;m 为经验指数.

由 90 余组实验数据可获得不同工况点时,总传热系数变化范围为 119.23 ~ 207.90 W/(m² · K),从而辨识出式(2)中冷边和热边的 $C=0.21$、$m=0.94$. 从而得出与多个实验工况对应的热边对流换热系数变化范围为 225 ~ 440 W/(m² · K).

3 蒙皮换热器高空换热性能推演

由于地面不易模拟出真实高空外掠流换热情况,本文基于实验获得的热边流动换热结果,冷边采用理论分析方法推演出该蒙皮换热器高空飞行时的换热性能.

3.1 某型飞机巡航参数

某飞机巡航马赫数 $Ma=0.9$,巡航高度 10 km. 蒙皮换热器热边流量 100 ~ 200 kg/h;热边入口温度分别为 40,50,60,70 ℃. 座舱压力为 80 kPa,热边空气压力为 120 kPa. 蒙皮换热器冷边流量 3 200 kg/h,压力为 26.42 kPa,冷空气温度近似为附面层恢复温度约为-17.74 ℃. 下述计算中考虑温度和压力对干空气物性参数的影响.

3.2 蒙皮换热器高空换热性能推演

以下公式中上标 H 代表飞行高度,0 代表地面高度. 由实验获得多个地面实验情况下的 K_{hc}^0. 又因为对于飞机铝蒙皮导热热阻远小于对流热阻可忽略,则地面高度时的总传热系统为

$$K_{hc}^0 \approx 1\Big/\left(\frac{1}{h_c^0}+\frac{1}{h_h^0}\right) \tag{3}$$

式中 h_c^0 和 h_h^0 是冷热侧地面实验时的对流换热系数,W/(m² · K). 假设 h_c^0 和 h_h^0 是随空气流速和飞行高度变化的. 由实验获得热侧准则形式满足

$$Nu = 0.021Re^{0.94} \tag{4}$$

冷侧近似为平行流过无限大平板换热[7],满足

$$Nu = 0.2948Re^{0.5} \tag{5}$$

且存在 $Re=\rho vl/\mu$ $Nu=hl/\lambda$

式中,ρ 为气体密度,kg/m³;v 为流速,m/s;l 为流动特征长度,m;μ 为动力粘度,Pa · s;λ 为气体导热系数,W/(m² · K).

气体导热系数 λ、气体动力粘度 μ 仅为温度的函数[8],所以 $(\rho v)^m$ 是飞行高度的函数 $f_1(H)$;λ/μ^m 是温度的函数 $f_2(t)$,则对于冷热侧的对流换热系数存在下述关系:

$$h = C(\rho v)^m\left(\frac{\lambda}{\mu^m}\right) = C\cdot f_1(H)\cdot f_2(t) \tag{6}$$

h 由两部分组成,在巡航时仅分析与高度有关的 $f_1(H)$ 项,则随高度变化近似为:$\dfrac{h^H}{h^0}\approx\dfrac{(\rho^H v^H)^m}{(\rho^0 v^0)^m}$,即 $h^H=h^0\dfrac{(\rho^H v^H)^m}{(\rho^0 v^0)^m}$. 在冷边和热边温度不变时由式(4)和式(5)得

$$\left.\begin{aligned} h_h^H &= h_h^0\frac{(\rho_h^H v_h^H)^{0.94}}{(\rho_h^0 v_h^0)^{0.94}}\\ h_c^H &= h_c^0\frac{(\rho_c^H v_c^H)^{0.5}}{(\rho_c^0 v_c^0)^{0.5}}\end{aligned}\right\} \tag{7}$$

进而获得高空飞行环境下的总传热系数为

$$K_{hc}^H \approx 1\Big/\left(\frac{1}{h_c^H}+\frac{1}{h_h^H}\right) \tag{8}$$

由式(7)和式(8)可以推演出地面实验工况到飞行巡航工况的换热性能.

3.3 蒙皮换热器高空换热性能预测

根据上述方法能获得 $H=10$ km、$Ma=0.9$ 时,热边对流换热系数约为 197 ~ 401 W/(m² · K),冷边对流换热系数约为 60 W/(m² · K),总传热系数约为 45 ~ 51 W/(m² · K),巡航时换热能力主要由冷边决定. 值得注意的是本结论是针对蒙皮换热器最差安装位置(冷边气流平行外掠)而获得的最低总传热系数. 如果蒙皮换热器与冷边气流流线存在一定迎风夹角,能将冷侧对流换热系数大幅提高至 100 W/(m² · K)以上,从而提高整体换热性能. 所以蒙皮换热器在飞机上的安装位置非常重要,它直接关系到最终的换热性能.

由上述分析获得 K_{hc}^H 后可推演出巡航时蒙皮换热器热边空气冷却性能. 假设巡航时流经外蒙皮的冷边空气温度升高有限,可认为 $t_c^{out}\approx t_c^{in}$,即假设定壁温冷却条件,如同时忽略蒙皮换热器冷

热两侧的传热不可逆因素,则由能量守恒知[9]

$$K_{hc}A_{hc}\Delta T_{hc} = \dot{m}_h \bar{C}_{ph}(T_h^{out} - T_h^{in}) \qquad (9)$$

式中,K_{hc}为冷热边总传热系数,W/(m^2 · K);$\bar{C}_{ph}$为热边平均空气比热,kJ/(kg · K);A_{hc}为冷热边有效换热面积,m;ΔT_{hc}为对数平均温差,K. 则由式(9)可以试算出 t_h^{out},从而得到高空巡航状态时换热效率 η_H.

巡航时热边流量分别为 100 kg/h 和 200 kg/h,热边入口温度分别为 40,50,60,70℃时,可预测热边出口温度如图 5 所示. 同时还可以预测出热边流量从 200 kg/h 变化到 100 kg/h 时,该蒙皮换热器的换热效率在 10.6% ~18.1% 之间变化,如图 6 所示. 该预测换热效率与图 3 中地面类似实验工况(压力不同)相比至少降低了 50%,这是因为:①两侧空气压力降低很多;②假设巡航时外壁面近似为平行外掠流的换热情况,是最差安装位置,此时热阻完全由冷边热阻决定.

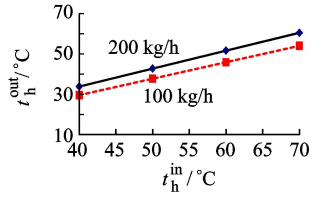


图 5　飞行高度时最差热边出口温度预测

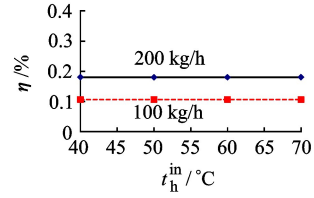


图 6　飞行高度时最差工况时的换热效率

若蒙皮换热器安装时与外部空气流线存在一定迎风角,则能提高冷边对流换热系数至100 W/(m^2 · K)以上,总的传热系数则能提高到 66 ~ 80 W/(m^2 · K),总换热效率提高到 20.3% ~ 36.7%.

4　结 束 语

本文面向未来我国大功率机载电子设备冷却需求,开展了基于蒙皮换热器的热管理实验研究. 对于热边采用翅片结构的蒙皮换热器,当有效换热面积为 0.122 5 m^2 时,地面 90 余组实验工况表明换热效率为 40% ~60%;由实验数据辨识出蒙皮换热器热边流动换热准则;从而获得与多个实验工况对应的热边对流换热系数变化范围为 225 ~440 W/(m^2 · K). 依据实验获得的结论,推演出该蒙皮换热器高空巡航时的换热性能,其中冷边最小对流换热系数约为 60 W/(m^2 · K),热边对流换热系数约为 197 ~300 W/(m^2 · K),总传热系数最低约为 45 ~51 W/(m^2 · K). 如能合理设计蒙皮换热器的安装位置,即与冷边气流存在一定迎风夹角,能将提高冷侧对流换热系数至 100 W/(m^2 · K)以上,总传热系数可提高到 66 ~ 80 W/(m^2 · K). 该项研究可为我国新型蒙皮换热器设计以及未来实际应用提供技术储备,从而加速我国基于蒙皮换热器的飞机综合热管理技术的机载应用.

参考文献(References)

[1] Sprouse J. F22 environmental control / thermal management fluid transport optimization[R]. SAE 2200020122266,2000

[2] O'Connell T C,Lui C,Walia P,et al. A hybrid economy bleed,electric drive adaptive power and thermal management system for more electric aircraft[J]. SAE Int J Aerosp,2010,3(1):168-172

[3] 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):1353-1357
Gao Feng, Yuan Xiugan. Fuel thermal management system of high performance fighter aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2009,35(11):1353-1357(in Chinese)

[4] Airbus Industrie. A319/A320/A321 technical training manual [EB/OL]. Toulouse: Airbus Industrie,1996[2012-03-01]. http://www. avdyne. com/airbus_training/21zAircond. pdf

[5] Hashemi A,Dyson E. Performance characterization of high-power electronic equipment onboard an aircraft[J]. Heat transfer engineering,2000,21(1):15-24

[6] 杨世铭,陶文铨. 传热学[M]. 2 版. 北京:高等教育出版社,1998:143-146
Yang Shiming,Tao Wenquan. Heat transfer [M]. 2nd ed. Beijng:Higher Education Press,1998:143-146(in Chinese)

[7] 寿荣中,何慧姗. 飞行器环境控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2004:228-229
Shou Rongzhong, He Huishan. Aircraft environment control [M]. Beijing:Beihang University Press,2004:228-229(in Chinese)

[8] 付仕明,潘增富. 载人航天器舱内气压下降时的空气强制对流换热[J]. 中国空间技术,2007,27(4):44-47
Fu Shiming, Pan Zengfu. Heat transfer of air forced convection with dropping atmosphere pressure in manned spacecraft cabin [J]. Chinese Space Sci and Tech,2007,27(4):44-47(in Chinese)

[9] Wong H,Peck R E. Experimental evaluation of air-cooling electronics at high altitudes[J]. Transactions of the ASME,2001,123 (4):356-366

(编　辑:李　晶)