

民用飞机燃油箱热分析 环境因素影响研究

Effects of Environment Factors of Fuel Tank Thermal Analysis for Civil Aircraft

雷延生 / Lei Yansheng

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

准确计算分析民用飞机燃油箱热分析的环境因素是飞机适航取证必须掌握的一项重要技术。分别对中央翼油箱和机翼油箱的环境因素进行分析,通过计算气动加热因素、太阳辐射因素和地面辐射因素对燃油箱壁面温度的影响,得出民用飞机燃油箱热分析中环境因素的计算方法。

关键词:燃油箱热分析;环境因素;计算方法

中图分类号: V228.1

文献标识码: A

[Abstract] Calculation and analysis of environment factors of civil aircraft fuel tank thermal analysis correctly is an important technique for airworthiness certification. This paper analyzes the environment factors of the center tank and the wing tank. By calculating aerodynamic heats factor, sunshine radiation factor and ground heat factor on the impact of temperature of the fuel tank wall, the calculation method of environment factors of fuel tank thermal analysis for civil aircraft is established.

[Key words] Fuel Tank Thermal Analysis; Environment Factors; Calculation Method

0 引言

燃油箱爆炸是航空器安全的主要威胁之一。1996年7月17日,TWA800航班波音747飞机起飞后,在爬升时中央翼燃油箱的可燃蒸汽被点燃导致爆炸,全机230名人员全部丧生^[1]。事后,美国国家运输安全委员会对事故展开了调查,发现事故起因是不明点火源引起中央油箱爆炸。

为了减少甚至杜绝此类事故的发生,FAA先后于2001年5月发布了FAR25部第102修正案《运输类飞机燃油箱系统设计评审:降低可燃性以及维护和检查要求》,于2008年7月21日正式发布了FAR25部第125号修正案《降低运输类飞机燃油箱可燃性》,规定燃油箱如果不可以等效为传统未加热铝机翼油箱,则必须采用蒙特卡罗分析的方法来证明其可燃性符合要求。燃油箱热分析获取的热参数是蒙特卡罗分析重要输入参数^[2],环境因素包

括气动加热、太阳辐射和地面辐射等,环境因素是燃油箱热分析必须考虑的因素。

因此,准确计算民用飞机燃油箱热分析环境因素就成为民用飞机适航取证必须掌握的一项重要技术。

1 环境因素分类

对于机翼油箱而言,在飞行条件下,飞机蒙皮即机翼油箱壁面的气动加热影响燃油箱的温度,上壁面受到太阳辐射的影响。而由于飞行高度较高,在飞机起飞后,地面辐射的影响可以忽略。在地面停机时,机翼油箱受到太阳辐射和地面辐射的影响。

对于机身内部中央翼油箱而言,其上壁面与客舱下壁面位置很近,环境因素基本无影响。而其前壁面、后壁面以及下壁面附近设备布置状态与飞机型号有关,可能存在空调包、液压系统换热器、惰化系统散热器等部件的热传递,环境因素影响相对较

小,可以忽略。

2 气动加热

对于气动加热,如果气流各个部分之间没有热交换,空气是粘性流体,在机翼表面上,气流速度滞止为零,因此机翼表面温度等于滞止温度;实际上,机翼表面不会达到滞止温度,而是小于滞止温度。该壁面温度称为恢复温度 T_r 。

$$\text{恢复因数: } r = (T_r - T) / (T' - T) \quad (1)$$

式中, T' 为滞止温度, T 为环境空气温度。

理论和试验表明,对于空气,

$$\text{层流附面层时: } r = \text{Pr}^{1/2} = 0.85 \quad (2)$$

Pr 为普朗特常数,表征热边界层与流动边界层的相对厚度。

$$\text{湍流附面层时: } r = \text{Pr}^{1/3} = 0.896 \quad (3)$$

$$\text{又 } T' = T \times (1 + (k-1)/2) \times \text{Ma}^2 \quad (4)$$

式中, k 为传热系数。

由式(1)~(4)可得:

层流附面层时:

$$T_r = T \times (1 + (k-1)/2) \times \text{Ma}^2 \times \text{Pr}^{1/2} \quad (5)$$

湍流附面层时:

$$T_r = T \times (1 + (k-1)/2) \times \text{Ma}^2 \times \text{Pr}^{1/3} \quad (6)$$

由上式可以看出,只考虑气动加热的情况下,机翼表面温度比滞止温度要稍低,飞行马赫数越小,机翼表面的恢复温度与滞止温度的差异越小。

3 太阳辐射

处于任何实际热力状态下的物体都在不间断地向外界发射辐射能,同时也在不间断地吸收来自外界的辐射能,发射和吸收的辐射能的速率相等时,便达到辐射热平衡状态。辐射力是描述物体热辐射能力的一个重要参量。辐射力 E 为物体每单位表面积,在单位时间内、向半球空间所发射的全波长范围内的能量,单位为 W/m^2 。

辐射率是物体的辐射能力与同温度下黑体辐射能力的比值: $e = E/E_b$, 说明实际物体辐射接近黑体的程度。

试验结果表明,表面状态对物体的辐射率影响很大,粗糙表面的辐射率常常要比光滑表面的辐射率大几倍甚至数十倍。在工程计算中认为一切实际物体的辐射力都与绝对温度的四次方成正比,而把由此引起的修正包含到辐射率中。

对于实际中的机翼,在正常情况下只有机翼上

蒙皮会受到太阳辐射的影响,将机翼简化成为一个平板,如图1所示。假设太阳辐射总是垂直于机翼表面,机翼表面具有漫射性质,即满辐射表面的定向辐射率为常数。并且机翼蒙皮上温度分布均匀。

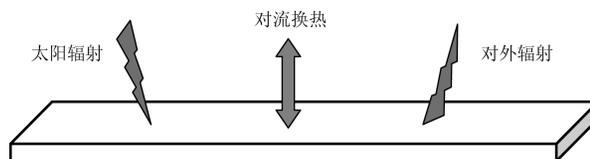


图1 水平板太阳辐射示意图

根据已知,机翼上表面的辐射率为 e ,机翼上表面对外界的辐射力为 $E(T)$,对太阳的吸收率为 α ,机翼表面温度为 T_w ,周围环境的温度为 T_s ,机翼上表面和空气之间的对流换热系数为 h ,太阳辐射强度为 E 。

根据能量守恒可列出方程: $\alpha \cdot E = q + E(T)$

上式中,左面为机翼吸收太阳的辐射;右侧:

$$q = h \cdot (T_w - T_s), E(T) = e \cdot \sigma \cdot T_w^4,$$

即机翼上蒙皮向外界空间辐射出去的能量:

$$\alpha \cdot E = h \cdot (T_w - T_s) + e \cdot \sigma \cdot T_w^4 \quad (7)$$

其中, σ 为斯特潘-玻耳兹曼常数, $5.67 \cdot 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 。

涂在金属底板上的油漆对太阳的吸收率 $\alpha = 0.21$, $e = 0.96$ ^[3];在海平面太阳辐射强度 E 大约为 $1135.0 \text{ W}/\text{m}^2$,在高空时,太阳辐射强度 E 大约为 $1335.0 \text{ W}/\text{m}^2$,飞机以 $\text{Ma} = 0.8$ 飞行时,对流换热的系数 $h = 58.3 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ ^[4]。

将上述计算参数带入所列的方程可得:

$$0.21 \times 1335.0 = 58.3 \times (T_w - T_s) + 0.96 \times 5.67 \times 10^{-8} \times T_w^4 \quad (8)$$

根据已知,针对不同的外界温度 T_s 对应着不同的平衡温度 T_w ,得出高空飞行中,机翼蒙皮温度随环境温度的变化如图2所示。

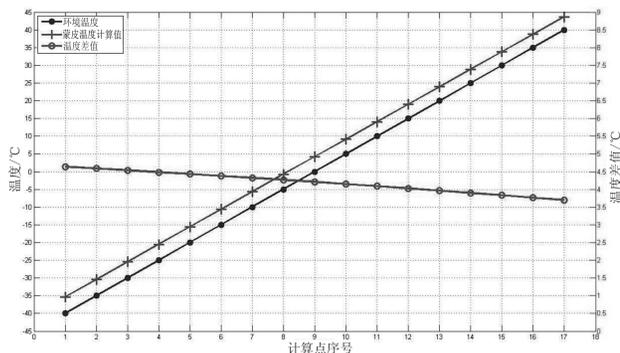


图2 飞行条件下太阳辐射平衡温度

由图2可以看出,受到太阳辐射的影响,飞机蒙皮温度要比不受太阳辐射时的温度偏高,受到太阳辐射后温度升高值大约在 $3.8^{\circ}\text{C} \sim 4.5^{\circ}\text{C}$ 之间。并且机翼蒙皮表面温度高出外界环境静温的差值随着外界环境静温的增大而逐渐减小,也即在外界静温更高的地方,太阳辐射的导致蒙皮温升程度越小。

地面条件下,根据参考文献[4],设计情况的机外风速通常取为 $6\text{m/s} \sim 7\text{m/s}$,此时的对流换热系数为 $46\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}) \sim 52\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 。代入式(7),计算机翼蒙皮表面温度如图3所示。

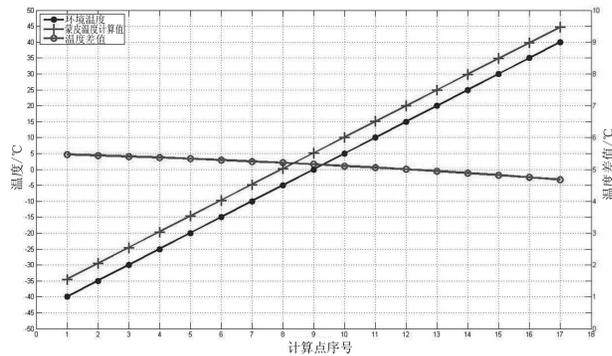


图3 地面条件下太阳辐射平衡温度

由图3可以看出,在地面停机的状态下,由于受到太阳辐射对机翼蒙皮加热的影响,机翼蒙皮的温度始终比外界环境静温要高出 $4.6^{\circ}\text{C} \sim 5.5^{\circ}\text{C}$,这个温度范围比飞行状态下的范围要高,这是由于在地面停机状态下,空气与机翼的自然对流状态下的对流换热系数小于飞行时的强迫对流的对流换热系数,因此机翼与外界的对流换热的热流量在相同条件下是小于飞行状态时的。

4 地面辐射

与太阳辐射计算方法类似,对于地面辐射,根据机翼下蒙皮的能量守恒可列出方程:
$$e \times \sigma \times (T_e - T_w)^4 = h \times (T_w - T_s) \quad (9)$$

其中方程左边表示机翼下蒙皮与地面之间的能量净流量,也即在达到动态平衡时机翼下蒙皮与地面之间的热流量,方程右边则表示机翼下蒙皮与周围的空气之间的对流换热。

分别计算地面温度在 10°C 、 25°C 和 40°C 时对应于不同环境温度时的下蒙皮温度,如图4、图5和图6所示。

由图4~图6可以看出,机翼下蒙皮受到地面辐射的影响很小,在外界气温低于地面的温度时,

机翼下蒙皮接受地面辐射的能量,导致下蒙皮温度高于外界温度,高出的范围在 $0^{\circ}\text{C} \sim 0.8^{\circ}\text{C}$ 之内,并且随着环境温度的增高温差逐步减小;在外界温度高于地面温度时,机翼下蒙皮温度低于环境温度,低出的范围在 $0^{\circ}\text{C} \sim -0.4^{\circ}\text{C}$ 之间,并且随着外界环境温度的升高而减小。

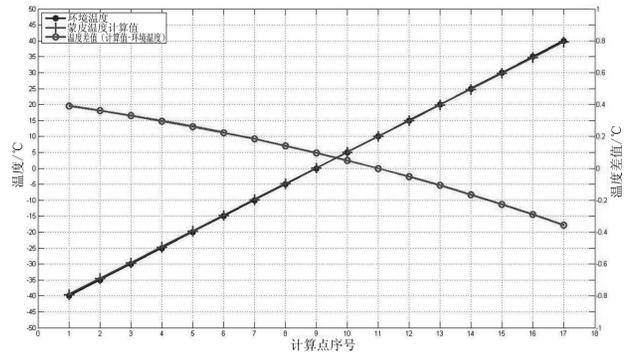


图4 地面停机条件地面辐射平衡温度(地面温度 10°C)

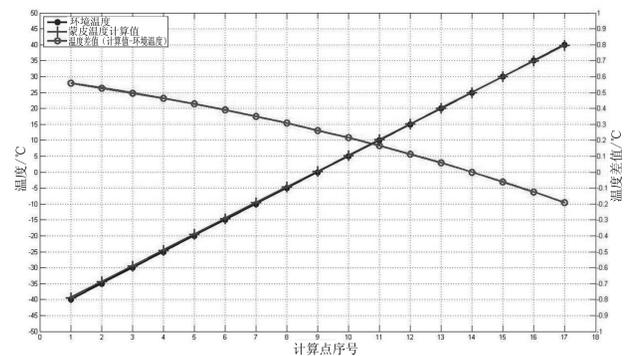


图5 地面停机条件地面辐射平衡温度(地面温度 25°C)

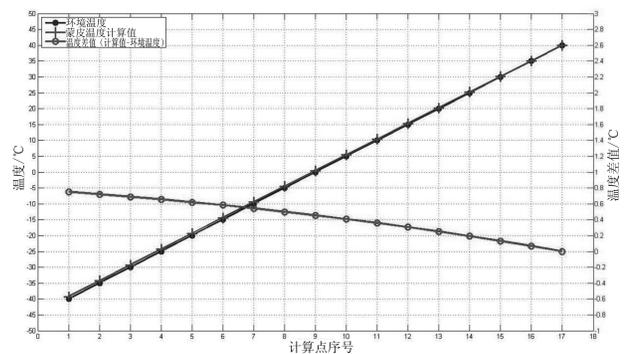


图6 地面停机条件地面辐射平衡温度(地面温度 40°C)

5 结论

本文计算分析了环境因素对燃油箱热分析的影响,得出以下结论:

- (1)中央翼油箱上壁面与客舱下壁面位置很近,环境因素基本无影响,下壁面、前壁面、后壁面

(下转第72页)

概念。在飞机设计、制造和使用过程中,均需要验证分析自相关监视系统的信息传输性能。

本验证分析方法可以应用于飞机航电通信系统设计、集成和飞机试飞过程中的通信监视系统性能的验证分析等方面,也可以应用于民航飞机通信监视链路的性能测试。

ADS 监视系统信息传输性能分析平台的建立可对大型民用客机 ADS-B 和 ADS-C 系统的研制、验证取证和维护工作产生巨大的推动作用,具体体现在以下几方面。

(1)通过测试平台上对 ADS-B 和 ADS-C 系统的差异性分析,有助于深入了解和掌握两系统的特点及性能,为建立两系统间的对比分析提供基础,有助于加深技术理解,辅助详细设计顺利进行;

(2)通过 ADS-B 和 ADS-C 系统信息共享平台的构建,监视两个系统等同属性信息的对比分析,进行错误定位,实现地空通信传输可靠性初步分析和验证;

(3)作为 ADS 机载环境的数据分析基准,QAR/FDR 的 ADS-B 和 ADS-C 传输信息非实时分析系统,可以在非实时环境下进行 ADS 错误信息比对和定位,有效验证分析机载环境下 ADS 信息传输的可靠性和稳定性;基于 ACARS 的 ADS-B 和 ADS-C 传输信息实时分析系统,可以实时地进行 ADS 错误信息比对和定位,在飞行中分析机载环境下 ADS 信息传输的可靠性和稳定性;

(上接第 58 页)

布置设备与飞机型号有关,环境因素影响可以忽略;

(2)气动加热因素对机翼油箱的影响主要在飞机飞行阶段,与环境空气温度、飞行马赫数、传热系数等有关,可以通过式(6)进行计算;

(3)太阳辐射对机翼油箱在飞行状态和地面状态均有影响,与对流换热系数,外界环境温度、油箱壁面油漆对金属吸收率等有关,可以通过式(7)进行计算;

(4)地面辐射只影响机翼油箱在地面停机状态下,下蒙皮的温度,通过式(9)进行计算,与环境温

(4)测试平台的构建,对配合完成 ADS-B 和 ADS-C 机上地面功能试验和 MOC5、MOC6 的数据分析和排故工作有着重要意义,能够为两个系统的适航验证工作提供强有力的支持;

(5)对于飞机交付后的客户支持工作,该系统具备对 ADS 进行日常监控、故障定位和支持可靠性评估的能力,能为航空公司进行高效率低成本的维护工作提供帮助;

(6)本平台完成后,将使得主机商具备在整机运行模式下对数据链系统中飞机 ADS-B 和 ADS-C 功能进行综合测试的能力,将有助于提升大型民用客机的综合科技水平和市场竞争力。

参考文献:

- [1]孙立新,陈亚青,刘国毅. ADS-B 空管监视系统误差分析与研究[J]. 武汉理工大学学报(交通科学与工程版),2011,35(4):798-801.
- [2]冯泽,李斌,王党卫. 基于 CPDLC 和 ADS-C 的管制员工作站系统设计[J]. 科技信息,2011,13:23-24.
- [3]胡飞. ADS-B 系统的原理分析与风险研究[J]. 科技传播,2011,3.
- [4]张军,刘伟,朱衍波. ADS-B 数据评估技术研究[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2011,4:461-466.
- [5]王喆. ADS-B 数据精度与完好性评估[J]. 民航科技,2011,5.

度较为接近。

参考文献:

- [1]Michael Burns, William M cavage, Richard Hill. Flight-testing of the FAA Onboard Inert Gas Generation System on An airbus A320[R]. DOT/FAA/AR-03/58, June 2004.
- [2]AC25. 981-2A Fuel Tank Flammability Reduction Means [R]. December 2008.
- [3]陶文铨. 传热学[M]. 西安:西北工业大学出版社.
- [4]《飞机设计手册》编委会. 飞机设计手册第 15 册:生命保障和环控系统[M]. 北京:航空工业出版社,2001.