

某型机风挡加温系统控制规律的数值模拟

林丽, 马庆林, 常红亮

(中国航空工业集团公司第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘要: 风挡电加温系统的控制规律是系统设计的重要部分。采用有限容积法模拟某型机风挡加温系统的控制规律, 计算飞行包线下的温度和电加热功率的瞬时变化情况, 分析在不同的天气条件下温度和加热功率瞬态变化的差异, 得到实际情况下系统的工作规律。结果表明: 由于玻璃具有热惯性, 系统加温达到稳定状态后, 基本上在较低的功率水平工作; 外表面和导热膜的温度受外界环境影响较大, 内表面的温度在加热过程中总体呈现增加趋势; 设计时控制规律还可不断优化, 以使系统具有更好的加热效率。该研究结果可为风挡加温系统的设计提供参考。

关键词: 风挡; 电加温; 控制规律; 数值模拟; 有限容积法

中图分类号: V244.1

文献标识码: A

Numerical Simulation of Control Law of an Aircraft Windshield Heating System

Lin Li, Ma Qinglin, Chang Hongliang

(The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: The control law is the important part of the windshield heating system design. The control law is simulated by finite volume method. The influence of the climate on the system is analyzed by simulating the control rules under the whole flight envelop. The work rules of system in the actual situation are obtained. The final results demonstrate that system operates at the lower power when it is stable because of the thermal inertia. The environment has a great influence on the temperature of outer surface and heat conducting film. The temperature of the inner surface increases when system is working. The control law can be optimized to increase the system heating efficiency. It can be provided as a reference to the design for the windshield heating system.

Key words: windshield; electric heating; control law; numerical simulation; finite volume method

0 引言

在飞行过程中, 飞机的风挡会结冰、结雾或结霜。为了给飞行员提供清晰视野以保证飞行安全, 在飞机上会设置风挡加温系统^[1]。目前在运输机上使用最多的是电热式风挡加温系统。中国民航每月都有不同机型的风挡玻璃出现炸裂现象的报告, 导致更换风挡玻璃比较频繁^[2-4], 炸裂一般是玻璃过热或其他外部机械损伤造成的。这就要求飞

机在设计阶段应当充分考虑风挡玻璃过热问题, 尽量避免出现风挡玻璃炸裂现象。为了使风挡玻璃达到系统设计的温度要求, 防止玻璃在大加热功率的作用下, 短时间内温度骤升, 产生的热应力对玻璃的寿命不利, 必须合理控制风挡电加温系统。

自20世纪50年代以来, 各国学者对风挡传热机理做了广泛深入的研究。熊贤鹏等^[5]、常士楠^[6]研究了热气除雾系统的稳态和瞬态传热机理, 并建立了风挡结雾的评定原则。裘燮纲等^[7]、K. J. Dewart等^[8]采用数值计算方法模拟了电加热多层壁的温度分布。董素艳^[9]通过计算流体力学仿真手段对客车的热气除霜系统进行模拟, 得到挡风玻璃

附近气流速度、温度参数的分布。Subrata Roy 等^[10]研究了雷诺数和喷气撞击角度对局部努赛尔数、平均努赛尔数和湍流强度的影响,在恒定吹风温度下完成了相关的稳态分析。Haribalan Kumar 等^[11]研究了一对喷嘴沿倾斜表面吹风引气的非稳态两相除冰过程。

在上述研究成果的基础上,本文将风挡电加热系统的特点即系统控制规律融入瞬态传热模型中,通过数值计算模拟在整个飞行包线下风挡玻璃温度和系统电加热功率的瞬态变化情况,为系统特别是控制系统的设计提供参考。

1 系统概述

典型的风挡电加热系统的控制规律主要由预热过程与比例加热过程构成,如图1所示。

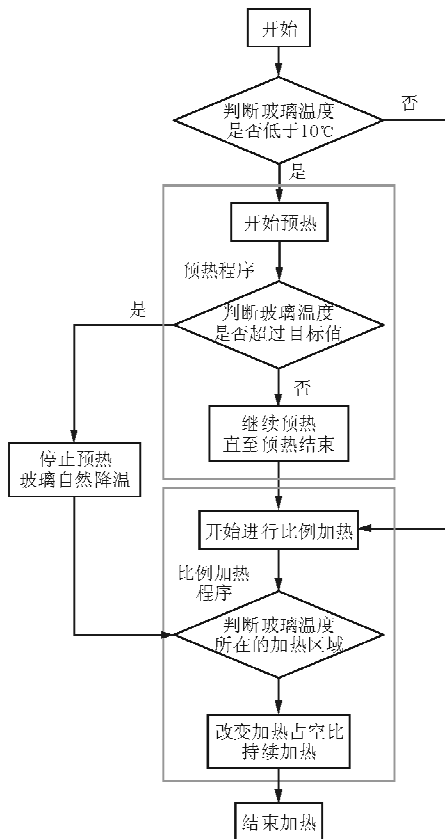


图1 风挡加热系统控制流程图

Fig. 1 Diagram of windshield heating control system

预热过程一般采用逐级加温控制方式以减少风挡加温的热冲击,按时段逐步增加,直到风挡温度达到预定值,停止逐级加温控制。停止预热后,系统进入比例加热过程,风挡加热控制器根据玻璃

与加温目标值之间的差距及温度变化率,修正加热占空比,使风挡玻璃达到防冰防雾的温度要求,减少对风挡玻璃加温的强烈冲击和风挡玻璃加温爆裂现象,延长风挡使用寿命。

2 建模与仿真

数值模拟旨在计算风挡通电后玻璃温度的变化情况,进而分析加热功率与玻璃温度的瞬态变化关系。本文通过有限容积法^[3]对风挡进行瞬态传热仿真。

2.1 基本假设

在确保精确计算的同时,为了简化运算,计算建立在以下假设基础上^[5-8]:

- (1) 风挡玻璃各层材料均质,各向同性,物理特性均为定值,与温度无关;
- (2) 内部环境温度及传热系数为定值;
- (3) 风挡玻璃各层之间接触紧密,不存在空隙,不考虑接触热阻;
- (4) 仅考虑沿玻璃厚度方向上的传热过程,将风挡玻璃瞬态传热过程简化为一维传热模型。

2.2 建模

由于风挡表面的曲率半径较大,可以简化为平壁导热的问题。该问题的导热微分方程为^[12]

$$\rho_i c_i \frac{\partial T_i}{\partial t} = \frac{\partial T_i}{\partial y} \left(\lambda_i \frac{\partial T_i}{\partial y} \right) + S_i \quad (1)$$

式中: ρ_i 为第*i*层玻璃的密度; c_i 为第*i*层玻璃的比热容; λ_i 为第*i*层玻璃的导热系数。

S 为风挡玻璃吸收的太阳辐射热流换算而成的体积热流。

$$S = \alpha q_s / \delta \quad (2)$$

式中: α 为太阳辐射吸收率; q_s 为太阳辐射强度; δ 为吸收太阳辐射的透明结构材料的总厚度。

太阳辐射强度 q_s 与海拔高度、纬度、季节、太阳高度角、大气状况等因素相关。参照美国空军标准 MIL-E-38453 拟合的太阳辐射强度计算公式为

$$\begin{cases} q_s = -\frac{19}{7569000} H^2 + 0.05 H + 1130 & (H < 8700) \\ q_s = 1375 & (H \geq 8700) \end{cases} \quad (3)$$

式中: $H(\text{m})$ 为海拔高度。

将导电膜看作一个节点,其温度的计算方法与上述求解问题的处理方法类似,只需将方程中的体积源项 S 加入风挡加温系统的电加热功率。

求解方程的内外表面条件为

$$\begin{cases} y = 0, -\lambda \frac{\partial T(y,t)}{\partial y} = h_o [T(0,t) - T_e] \text{ (外表面)} \\ y = L_g, -\lambda \frac{\partial T(y,t)}{\partial y} = h_c [T(L_g,t) - T_c] \text{ (内表面)} \end{cases} \quad (4)$$

式中: h_o 为舱外对流换热表面传热系数; h_c 为舱内对流换热表面传热系数; T_e 为舱外气流附面层温度; T_c 为座舱温度; L_g 为风挡玻璃厚度。

一般常见的运输类飞机,机身表面呈平滑的流线型,而且曲率半径相对较大,舱外空气的流动在工程上可以按照平板强迫对流的情况来处理。本文对玻璃外对流换热表面传热系数 h_o 采用平板强迫对流换热理论的准则方程式:

$$\begin{cases} Nu = \frac{h_o l}{\lambda_o} = 0.332 Re^{0.5} Pr^{0.33} \quad (\text{层流}) \\ Nu = \frac{h_o l}{\lambda_o} = 0.0296 Re^{0.8} Pr^{0.4} \quad (\text{紊流}) \end{cases} \quad (5)$$

式中: l 为局部位置距离附面层起点的距离; λ_o 为空气的导热系数; Re 为空气雷诺数; Pr 为空气普朗特数。层流向紊流过渡的临界雷诺数一般为 5×10^5 。

当飞机的飞行马赫数小于 2 时,舱外气流温度可取为附面层内的恢复温度 T_r :

$$T_e = T_r = T_H \left(1 + r \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right) \quad (6)$$

式中: T_H 为海拔高度上的大气热力学温度; r 为附面层内气流的速度恢复系数; Ma 为飞行马赫数。

2.3 求解

微分方程采用有限容积法进行离散。有限容积法建立的控制方程物理概念清晰,离散方程的系数具有一定的物理意义,并且可以保证离散方程具有守恒特性^[2]。对离散方程采用 Gauss-Seidel 迭代,每一步计算总是取相邻节点最近更新的值来进行^[12]。限于篇幅,具体的离散过程不在此赘述。

2.4 算例验证

为了验证仿真结果的可靠性,根据文献[13]中提供的计算参数:由 A 和 B 两种材料组成的复合平壁(如图 2 所示),材料 A 的导热系数为

75 W/m · K,厚度为 50 mm;材料 B 的导热系数为 150 W/m · K,厚度为 20 mm。材料 A 的壁面中有内热源,加热功率为 1.5×10^6 W/m³。材料 A 的非接触表面隔热性能良好,而材料 B 的非接触表面被一股水流所冷却,水流温度为 30℃,对流换热系数为 1 000 W/m² · K,计算稳态条件下平壁沿厚度的温度分布。

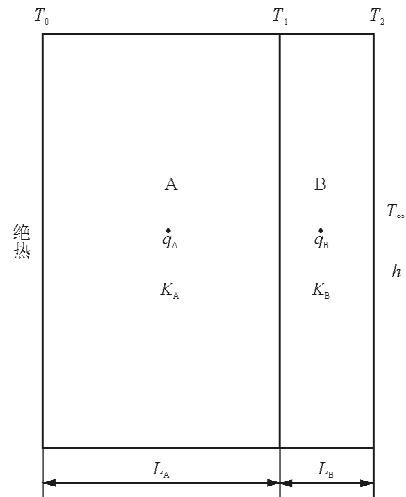


图 2 验证算例示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the example

采用 2.2 节所述的计算方法对该算例进行验证计算,获得稳态条件下平壁沿厚度方向的温度分布。计算结果与文献[10]的结果进行对比,如图 3 所示,可以看出二者的误差不大,表明本文计算方法用于计算多层材料的传热问题是可行的。

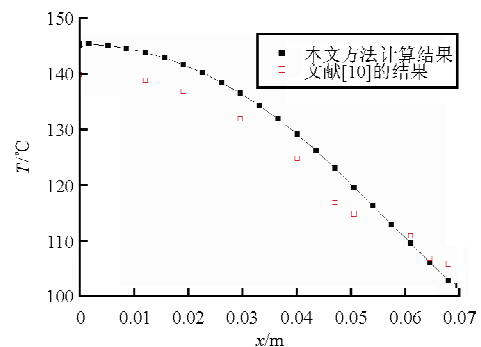


图 3 计算结果和文献值对比

Fig. 3 Comparison of temperature distribution between simulation results and reference's results

3 数值模拟结果与分析

仅仅只对单一飞行状态下的控制规律进行研

究,并不能真实地反映系统实际的工作情况。在持续变化的飞行条件下,由于外界环境的剧烈变化,极大地影响了玻璃的传热,使之与稳态情况的传热区别很大。本文重点研究飞行包线下的控制规律。

风挡玻璃为层合玻璃,导电膜镀在外层玻璃的内侧,玻璃结构为:外层玻璃为钢化玻璃,厚度为3 mm;中间层玻璃为钢化玻璃,厚度为15 mm;内层玻璃为钢化玻璃,厚度为5 mm;外层玻璃与中间层玻璃之间由PU层粘接,厚度为4.5 mm;中间层玻璃与内层玻璃之间由PU层粘接,厚度为1.5 mm。风挡玻璃各层材料的热物性参数如表1所示。

表1 风挡玻璃各层材料的热物性参数

Table 1 Thermophysical parameters of glass materials

材料	导热系数/ ($W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$)	密度/ ($kg \cdot m^{-3}$)	比热/ ($J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$)
钢化玻璃	0.700	2 470	858.00
PU	0.212	1 150	860.62

选择某型机的典型飞行剖面,整个飞行过程时长178 min,其中0~7 min为加速滑跑,7~24 min为加速爬升,24~159 min在10 000 m高度上巡航飞行,巡航马赫数为0.78,此后开始减速下降,174 min时刻降落至地面,继续减速滑行直到停稳,在飞行前还有30 min预开启阶段。飞行高度 H 和速度 v 在整个任务过程中的变化曲线如图4所示。

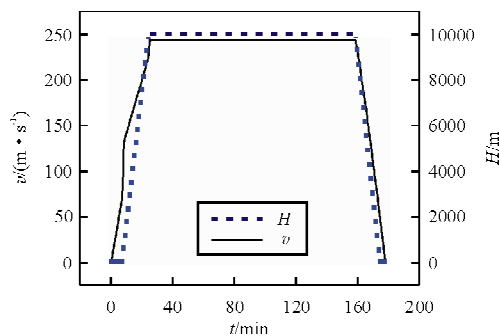


图4 某型机的飞行剖面图

Fig. 4 Flight envelop of an aircraft

座舱内环境温度为 $24^{\circ}C$,座舱内壁与舱内空气之间为自然对流换热,风挡玻璃控制温度设置为 $45^{\circ}C$,加热功率为 $7\ 500\ W/m^2$,外界环境参数对极热天和极冷天环境分别进行计算。

风挡加温系统的控制规律如表2~表3所示。

表2 预热控制程序表

Table 2 Program of preheating control

加温功率递增率/%	加温时段间隔/min
10	1
25	1
40	1
60	1

表3 比例加热控制程序表

Table 3 Program of proportion of heating control

控制温度与目标温度之差/ $^{\circ}C$	加热占空比/%
20	100
15~20	80
10~15	60
5~10	40
0~5	20
0	0

极热天飞行包线下的玻璃温度变化曲线如图5所示。

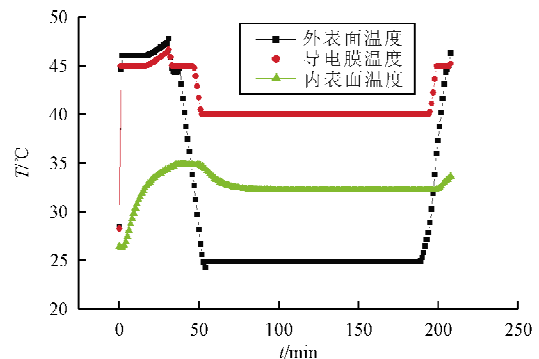


图5 极热天玻璃温度变化曲线

Fig. 5 Glass temperature variation curve in hot weather

从图5可以看出:由于导电膜镀在外层玻璃内表面上,和外表面一样受外部环境的影响较大;外表面温度处于 $20^{\circ}C$ 以上;内层玻璃由于导热膜的热量传递,表面温度变化较为平缓,内表面温度基本处于 $30^{\circ}C$ 以上,满足极热天防雾要求。

另外,在极热天,由于地面环境温度较高,且玻璃吸收太阳辐射,未加热时,导电膜的温度已经超过 $10^{\circ}C$,根据图1所示的加热规律可知,控制器跳过预热阶段直接进入比例加热阶段,系统根据此时导电膜温度与目标温度的差值,提供相应加热功率进行加热。

极热天飞行包线下的玻璃电加热功率变化曲线如图 6 所示。

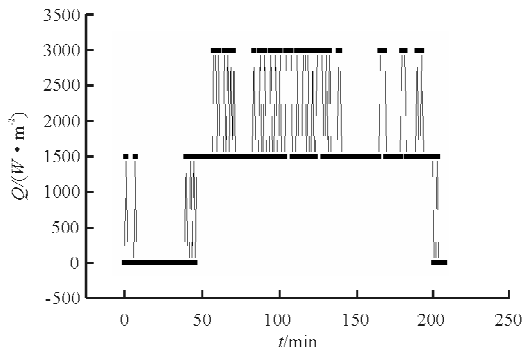


图 6 极热天玻璃电加热功率变化曲线

Fig. 6 Glass heating power variation curve in hot weather

从图 6 可以看出,在整个飞行过程中,根据传感器的温度反馈值调整电加热功率,系统的最大加热功率为 3000 W/m² (40%),基本维持在 1500 W/m² (20%) 以下的水平上,表明系统始终在较低的功率水平工作。

极冷天飞行包线下的玻璃温度变化曲线如图 7 所示。

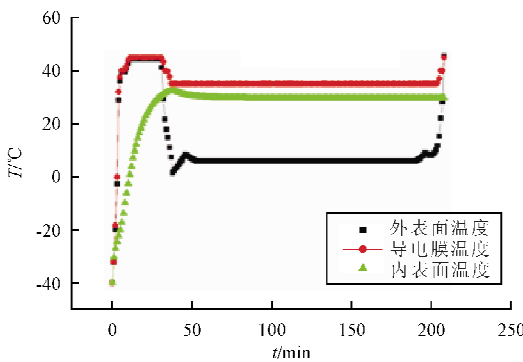


图 7 极冷天玻璃温度变化曲线

Fig. 7 Glass temperature variation curve in cold weather

从图 7 可以看出:外表面和导电膜的温度变化趋势比较一致,且外表面由于受到环境温度的影响变化幅度较大;内表面温度变化幅度较小,基本上处于 28°C 左右,满足极冷天防雾要求。

在极冷天,由于地面环境温度较低,太阳辐射对玻璃的影响较小,导电膜温度低于 10°C,根据图 1 所示的加热规律可知,系统首先进行预热,预热过后进入比例加热模式。

极冷天飞行包线下的玻璃电加热功率变化曲线如图 8 所示。

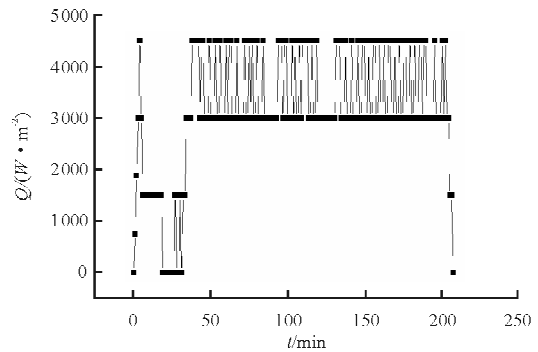


图 8 极冷天玻璃电加热功率变化曲线

Fig. 8 Glass heating power variation curve in cold weather

从图 8 可以看出,在整个飞行过程中,系统的最大加热功率为 4500 W/m² (60%),大部分时间维持在大于 3000 W/m² (40%) 的水平上,表明系统始终在较高的功率水平工作。

4 结 论

(1) 本文采用数值计算方法,实现对某型机风挡加温系统在飞行包线下控制规律的数值模拟,计算了极热天和极冷天玻璃温度和电加热功率的瞬时变化曲线。通过计算发现:由于玻璃的热惯性,系统加温达到稳定状态后,基本在较低的功率水平上工作;风挡外表面与导电膜的温度变化受外界环境影响较大,变化趋势较一致,而内表面温度变化总体呈现增长趋势。

(2) 通过数值模拟,深入了解系统的工作规律,为系统设计参数(包括控制温度、加热功率和控制规律)的确定提供了设计参考。

(3) 本文的加热功率、控制温度及控制规律的设置基本满足系统防雾的要求,表明计算模型能很好地考核风挡加温系统是否满足除雾要求。而建立结冰模型难度较大,现阶段的计算模型还无法考核系统是否满足防冰要求,因此关于结冰条件的计算工作还有待进一步研究,以期得到更优的系统控制规律。

参考文献

[1] 裘燮纲, 韩风华. 飞机防冰系统[M]. 北京: 航空专业教材编审组, 1985: 236-258.
 Qiu Xiegang, Han Fenghua. Aircraft anti-icing system [M]. Beijing: Compilation and Examination Group of Aero Specialized Teaching Materials, 1985: 236-258. (in Chi-

- nese)
- [2] 彭春, 付国如. 飞机驾驶舱屏蔽玻璃炸裂原因分析[C]//2009年全国失效分析学术会议论文集. 北京, 2009: 166-167.
Peng Chun, Fu Guoru. Break reason analysis of shield windscreen of plane[C]//Chinese Failure Analysis Institution of CMES in 2009. Beijing, 2009: 166-167. (in Chinese)
- [3] 邱韬. 飞机风挡玻璃的破损原因及适航审查[J]. 国际航空, 1997(8): 55-56.
Qiu Tao. Damage reason and airworthiness examination about windshield[J]. International Aviation, 1997(8): 55-56. (in Chinese)
- [4] 石林. 飞机驾驶舱风挡的延寿[J]. 航空工程与维修, 2002(5): 51-53.
Shi Lin. Improving service life of flight deck windshields[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2002(5): 51-53. (in Chinese)
- [5] 熊贤鹏, 韩凤华. 风挡防(除)雾表面瞬态热特性计算[J]. 北京航空航天大学学报, 1997, 23(5): 610-614.
Xiong Xianpeng, Han Fenghua. Calculation of the instantaneous heat performance on the windshield anti-fog and defog surface[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1997, 23(5): 610-614. (in Chinese)
- [6] 常士楠. 飞机风挡防(除)雾系统安全性能分析[J]. 中国安全科学学报, 1998, 8(4): 35-37.
Chang Shinan. Security performance analysis of the defog system of the airplane windscreen[J]. China Safety Science Journal, 1998, 8(4): 35-37. (in Chinese)
- [7] 裘燮纲, 余小章. 多层壁瞬态温度分布计算[J]. 南京航空航天大学学报, 1994, 26(3): 412-417.
Qiu Xiegang, Yu Xiaozhang. The calculation of transient temperature distribution for multiple layer-walls[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1994, 26(3): 412-417. (in Chinese)
- [8] Dewitt K J, Baliga G. Numerical simulation of one-dimensional heat transfer in composite bodies with phase change[R]. NASA CR 165607, 1982: 6-34.
- [9] 董素艳. 客车挡风玻璃除霜性能试验与数值模拟[J]. 系统仿真技术, 2011, 7(3): 190-195.
Dong Suyan. Experimental measurement and numerical simulation on defrost performance of bus windshield[J]. System Simulation Technology, 2011, 7(3): 190-195. (in Chinese)
- [10] Subrata Roy, Paresh Patel. Study of heat transfer for a pair of rectangular jets impinging on an inclined surface[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2003, 46(3): 411-425.
- [11] Haribalan Kumar, Subrata Roy. Improved de-icing of an inclined windshield surface[C]. 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, 2005.
- [12] 陶文铨. 数值传热学[M]. 2版. 西安: 西安交通大学出版社, 2001: 78-98.
Tao Wenquan. Numerical heat transfer[J]. Second edition. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2001: 78-98. (in Chinese)
- [13] Frank P Incropera, David P Dewitt. 传热的基本原理[M]. 葛新石, 王义芳, 郭宽良, 等译. 合肥: 中国科技大学出版社, 1985: 69-71.
Frank P Incropera, David P Dewitt. The fundamental of heat transfer[M]. Translated by Ge Xinshi, Wang Yifang, Guo Kuanliang, et al. Hefei: University of Science and Technology of China Press, 1985: 69-71. (in Chinese)

作者简介:

林 丽(1982—),女,工程师。主要研究方向:飞机防除冰系统的设计与研究。

马庆林(1981—),男,高级工程师。主要研究方向:飞机防除冰系统的设计与研究。

常红亮(1970—),男,研究员。主要研究方向:飞机防除冰系统的设计与研究。

(编辑:马文静)