飞机发动机进气道防冰系统的设计计算

常士楠 艾素霄 毕文明 袁修干

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对某型具有分流隔板的发动机进气道进行热气防冰腔和管路系统的设计,在进气道的水滴撞击特性计算的基础上,对防冰系统进行热力计算,包括防冰表面的温度分布和系统压降及系统管路的流量分配,由此验证防冰系统正常工作时能否满足对表面温度的要求. 此外,还分析了供气温度、供气压力、供气流量以及限流环孔径对防冰表面温度分布的影响. 分析发现表面温度随供气温度、供气流量的增加而升高,限流环孔径的变化对前缘表面温度几乎没有影响,分流隔板的表面温度随孔径的增大而升高.

关 键 词: 防冰; 飞机发动机; 热力分析

中图分类号: V 228. 7+1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2007)06-0649-04

Design and calculation for the anti-icing system of an aircraft engine let

Chang Shinan Ai Suxiao Bi Wenming Yuan Xiugan

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A hot-air anti-icing system for an engine inlet was designed. The engine had a flow distribution plate. Based on the calculation of water droplets trajectories, thermal calculation was conducted for the anti-icing system, including the temperature profile of anti-icing surface, pipes pressure loss and flux distribution. The calculation was used to examine if the designed system would work well under the design condition. The influences of air temperature, flux and restrictor diameter on temperature distribution of anti-icing surface were analyzed. The results indicte that the surface temperature increases with the increasing of hot-air temperature and flux, and that the surface temperature of the flow distribution increases with the increasing of restrictor diameter, while the effect of it on leading edge surface temperature can be neglected.

Key words: ice problem; aircraft engine; thermoanalysis

飞机在结冰条件下飞行时,发动机的进气道、进气部件和动力装置均可能发生结冰. 这些部件的结冰对发动机的影响很大,轻则会使发动机的功率降低,重则能造成发动机的损坏. 所以,为了保证飞机的飞行安全,发动机防冰是十分必要的. 在进行热防冰系统设计计算时,存在"外部热问题"和"内部热问题". "外部热问题"指的是根据防冰表面在结冰气象状态下的热平衡,计算防冰所需的热流,即确定热防冰系统的热负荷; "内部热问题"指的是根据热载荷计算来解决防冰装置的热力计算问题,即讨论如何利用内加热来保证表面温度. 本文着重讨论"内部热问题".

1 防冰腔的设计

防冰腔的结构形式对防冰的效果影响很大. 这个影响主要由防冰通道内的热空气与蒙皮间的换热系数及热空气向外的传热面积不同引起,其主要结构形式有6种[1]. 防冰热气通道有单蒙皮和双蒙皮2种型式,双蒙皮的传热面积更大,效率更高[2].

由于进气道前缘和分流隔板尺寸、形状的限制,考虑到加工的难易,在综合比较了多种防冰腔结构的传热性能、压力损失、结构复杂程度以及重量后,本文采用了双波纹壁通道形式的防冰腔. 本

收稿日期: 2006-07-11

作者简介: 常士楠(1968-),女,黑龙江大庆人,副教授, snchang@buaa.edu.cn.

文所涉及的发动机进气道具有分流隔板结构,在设计防冰系统时需同时考虑进气道前缘和分流隔板,图 1为分流隔板的防冰腔示意图,图 2为前缘防冰腔示意图. 由于进气道前缘非对称结构 (见图 3),8个主要截面都采用双波纹壁通道的防冰腔,供气通道和排气通道的布局有变化,图 2所示的是截面 Ⅲ的防冰腔.

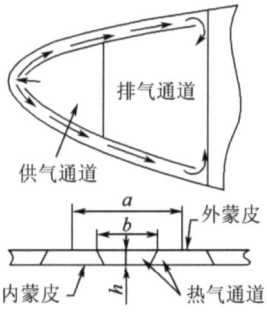


图 1 分流隔板的防冰腔

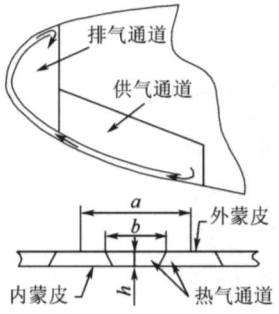


图 2 进气道前缘的防冰腔

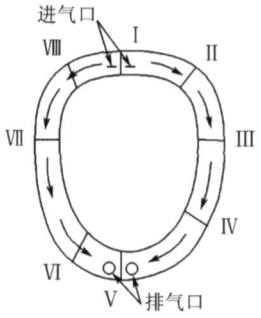


图 3 进气道前缘

2 防冰腔的计算

防冰腔实际上是一个气体热交换器,与一般空气热交换器不同的是外表面不仅有对流换热,还有蒸发散热、水滴撞击引起的换热及其动力加热. 因此,其换热过程比较复杂. 同时由于其气动外形比较复杂,使它的计算更烦琐. 为了计算方便,把通道分成多个微元段,对这些微元段进行热力分析,建立方程求解.

在进行热力过程分析时,做以下假设: ①外蒙皮沿厚度方向的热阻可以忽略不计,即认为沿蒙皮厚度方向的温度不变; ②蒙皮沿展向无导热; ③沿蒙皮弦向的导热很小可以忽略不计; ④防冰通道向内腔方向的传热量忽略不计.

沿发动机进气道分流隔板的展向方向和前缘的周向方向分布有多个防冰通道,不需要对这些通道一一进行热力计算,选取几个典型的通道即可. 对分流隔板进行计算时,取供气通道末端的防冰腔;对前缘进行计算时,取位于图 3中截面 Ⅲ的防冰腔.

把防冰通道沿弦向分为 n段,每段长为 ΔS_i,如图 4所示,对第 i段进行热平衡分析,建立热平衡方程:

$$q_i a\Delta S_i = h_i (t_{avi} - t_{si}) 2b\Delta S_i = Gc_p (t_i' - t_i'') \quad (1)$$

其中,h_i为通道内热气与壁面的换热系数; q_i为第 i段通道蒙皮向外散走的热量; a为防冰热气通道间距; t_{avi}为第 i段通道里热气的平均温度, $t_{avi} = (t_i' + t_i'')/2$; t_{si}为第 i段通道的表面温度,假设此段内表面温度均匀; b为防冰热气通道宽; G为通过防冰热气通道的热汽流量; c_p为热气的比热容; t_i'为第 i段通道的热气进口温度,等于第 $i-1$段通道的热气出口温度; t_i为第 i段通道的热气出口温度,等于第 $i+1$段通道的热气进口温度.

防冰通道的压降:

$$\Delta p = (\xi_m + C_f \cdot L/D_H) \cdot \rho v^2/2 \quad (2)$$

其中,ξ_m为入口压力损失系数,取 0.5～1.0; C_f为通道的摩擦阻力系数, $C_f = 0.18/Re^{0.2}$, Re为气流雷诺数; L为通道长度; D_H为通道的当量直径; ρ为气体密度; v为气体流速.

由式 (1)、式 (2)以及蒙皮表面热流 q_i的方程[1],即可得到 t_i及 t_{si}.

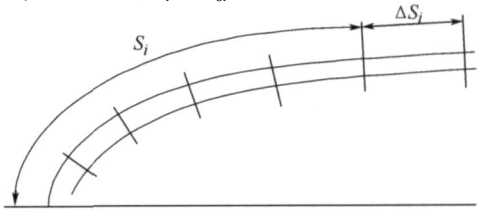


图 4 弦向双蒙皮防冰腔弦向剖面图

3 防冰系统管路设计计算

本文设计发动机防冰系统采用发动机压气机引出的热空气来防冰. 为了节约能量,需要合理地设计防冰系统热气管路. 图 5是为某发动机进气道设计的热气防冰系统管路结构示意图.

从发动机引出的热气分两路分别给进气道和分流隔板前缘表面加热. 由于发动机引气首先进入分流隔板,而分流隔板的防冰热载荷较小,因此热气对分流隔板前缘表面加温后仍具有较高的温度. 为了节约热气能量,对分流隔板加热后排出的热气可继续利用来给进气道前缘加热. 为了限制

进入管段 2的热气流量,减少热损失,需要在管段 2的入口设置一个限流环. 限流环的压降为

$$\Delta p_h = \xi_h \cdot \rho v_0^2 / 2 \quad (3)$$

限流环的局部阻力系数为

$$\xi_h = \left(1 + 0.707\sqrt{1 - A_0/A_2} - A_0/A_2\right)^2 \quad (4)$$

式(3)和式(4)中,v_0为限流环空口处的气流速度;A_0为限流环的孔口面积,$A_0 = \pi \cdot d_0^2/4$,d_0为限流环的孔口直径;A_2为限流环前的管道截面积,$A_2 = \pi \cdot d_2^2/4$,d_2为限流环前的管道内径;A_2'为限流环后的管道截面积,$A_2' = \pi \cdot d_2'^2/4$,$d_2'$为限流环后的管道内径.

由于篇幅有限,本文没有给出管路中压降的计算方法,详见流体阻力手册.

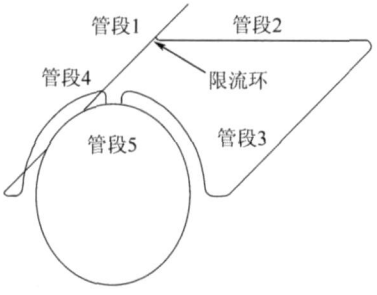


图 5　防冰系统管路结构示意图

4　防冰系统热力计算及结果分析

防冰系统设计计算的目的是验证所设计的防冰系统能否满足给定结冰气象条件下的防冰要求,即防冰表面温度能否高于标准规定的温度:高于该温度,则防冰系统能满足防冰要求,低于该温度则不满足防冰要求. 此外,还需判断系统管路的排气压力是否大于环境压力,若大于环境压力,热气可以顺利排出,否则热气不能排出,系统不能正常工作. 本文针对间断最大结冰气象条件进行了计算,假定蒙皮温度高于 2℃、排气压力为 1.3倍环境压力时,满足要求.

在对发动机前缘进行水滴撞击特性分析的基础上[3],进行防冰系统的热力计算[4-5],包括管路的温降与压降计算,管路的流量分配计算,防冰腔供气通道的温降与压降计算,从而得到防冰表面的温度分布,计算流程见图 6. 本文采用间断最大结冰气象条件,计算了高度为 5 km、马赫数为 0.6时防冰表面的温度和系统压降. 假定压力变化时流量不发生变化. 计算结果表明压力的变化对表面温度的影响可以忽略,因此本文没有给出相应的结果,着重分析了供气温度、流量以及限流环孔径对表面温度的影响.

4.1　供气温度对表面温度的影响

保持结构参数和其它供气参数不变,改变供气温度,得到分流隔板表面温度分布、前缘表面温度分布与供气温度的关系,分别见图 7a和图 7b. 由图 7a和图 7b可知,隔板和前缘表面的温度随供气温度的升高而升高,呈线性变化关系.

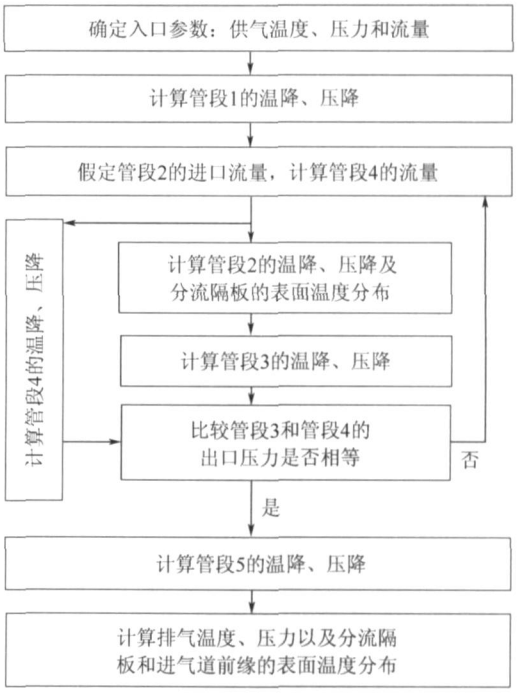
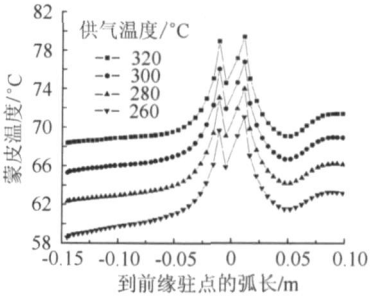
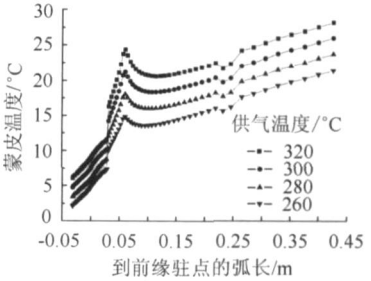


图 6　计算流程图



a　分流隔板表面温度与供气温度的关系

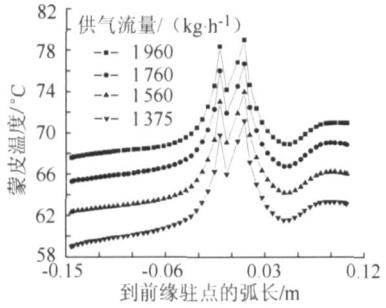


b　前缘表面温度与供气温度的关系

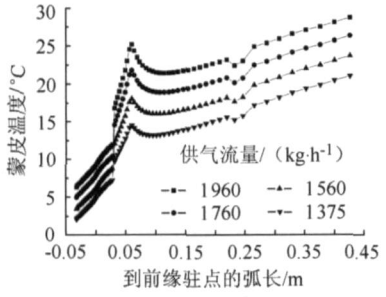
图 7　供气温度对表面温度的影响

4.2　供气流量对表面温度的影响

保持结构参数和其它供气参数不变,改变供气流量,得到分流隔板表面温度分布、前缘表面温度分布供气流量的关系,分别见图 8a和图 8b. 由图 8a和图 8b可知,隔板和前缘表面的表面温度随供气流量的增大而升高,呈线性变化关系.



a 分流隔板表面温度与供气流量的关系

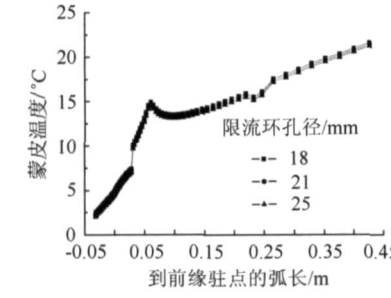


b 前缘表面温度与供气流量的关系

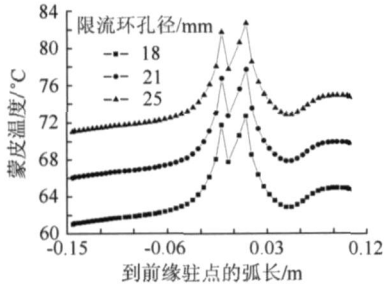
图 8 供气流量对表面温度的影响

4.3 限流环孔径对表面温度的影响

限流环孔径是一个重要的结构参数,它主要影响管路中的流量分配,进而影响防冰表面温度分布.保持供气参数不变,改变限流环孔径得到前缘表面温度分布、分流隔板表面温度分布与限流环孔径的关系,分别见图 9a和图 9b;不同孔径对应的流量分配以及前缘和隔板表面最低温度见表 1.如图 9a和图 9b显示,分流隔板表面温度随孔径的增大而升高,孔径变化对前缘表面温度的影响可以忽略.其它参数不变时,选用较大孔径得到的前缘表面温度较高,使表面温度高于规定值所需的供气流量较少或供气温度较低,均可以节约能源.表 1中的数据说明在其它参数不变时,选用较小孔径得到的表面最低温度较高,隔板与前缘表面温差较小.对于防冰系统,只要表面温度略高于所要求的温度即可,由图 9可知,选用孔径为 21mm合适.



a 限流环孔径与前缘表面温度的关系



b 限流环孔径与分流隔板表面温度的关系

图 9 限流环孔径对表面温度的影响

表 1 孔径与表面温度的关系

孔径/mm	管段 2与管段 4的气体流量比	隔板表面最低温度/°C	前缘表面最低温度/°C	隔板与前缘表面最低温度的差/°C
21	1∶4.76	1.36	-1.90	3.26
25	1∶3.33	6.55	-2.13	8.68

5 结 论

1) 防冰表面温度分布随供气温度的升高而升高,随供气流量的增加而升高,与供气压力无关;

2) 按照达到防冰要求所需要的供气能量最低的原则,选用孔径为 21mm比较合适;

3) 为了满足不同飞行状态表面温度的要求,可以通过调整供气温度,供气流量或者限流环孔径来实现.

参考文献 (References)

[1] 裘燮纲,韩凤华. 飞机防冰系统[M]. 北京:航空专业教材审编组, 1985
Qiu Xiangang, Han Fenghua. Aircraft anti-icing system[M]. Beijing: Compilation and Examination Group of Aero Specialized Teching Materials, 1985(in Chinese)

[2] 常士楠,韩凤华. 飞机发动机进气道前缘热气防冰器性能分析[J]. 北京航空航天大学学报, 1999, 25(2): 201-203
Chang Shinan, Han Fenghua. Performance anslysis on hot-air anti-icer of airplane engine inlet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25(2): 201-203(in Chinese)

[3] 杨倩,常士楠,袁修干. 发动机进气道水滴撞击特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(3): 362-365
Yang Qian, Chang Shinan, Yuan Xiugan. Analysis on droplet trajectories of an engine inlet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(3): 362-365(in Chinese)

[4] Morency F, Tezok F, Paraschivoiu I. Heat and mass transfer in the case of an anti-icing system modelisation[R]. AIAA-99-0623, 1999

[5] Thomas S K, Cassoni R P. Aircraft anti-icing and de-icing techniques and modeling[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(5): 841-854

(责任编辑:彭 徽)