

飞机/发动机灭火系统的设计与计算

李淑艳, 王新月, 卿雄杰

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要:基于军用飞机灭火系统的特点,对飞机/发动机灭火系统进行了设计,并研究了灭火剂用量计算的工程算法。针对发动机舱的特殊性,提出了具有高速气流流动防护区的通风补偿计算方法与管网设计准则。对某型飞机发动机灭火系统进行了设计与计算,其结果可以满足国家标准的有关规定。文中提出的计算方法可为飞机/发动机灭火系统设计提供参考。

关键词:飞机灭火,发动机舱,管网计算,通风补偿

中图分类号:V228.6

文献标识码:A

文章编号:1000-2758(2006)01-0124-04

消防安全工作是一项科学性、技术性和专业性都很强的工作^[1]。而飞机灭火系统的设计与计算则是一个涉及多学科多领域的研究课题。它涉及到飞机飞行状态的分析、发动机舱内环境温度的分析以及考虑因各种原因开口、通风等影响因素。

飞机灭火系统的特点:

(1) 防护区较多,通常有几个防护区。

(2) 在发动机舱和辅助动力装置舱内,通常存在开口(通风口),因此实际舱中有高速气流的流动。

(3) 灭火管形状复杂,多为任意形状的环形导管。

(4) 由于飞机飞行状态不断变化,因而需要考虑飞行包线范围内灭火问题。

由于飞机灭火系统的复杂性和重要性,本文在全面考虑以上因素的前提下,选取最严重的火区发动机舱为研究对象,对灭火系统的灭火剂用量、管路系统、灭火瓶参数等进行了计算和设计。并对其它防护区进行了验算,从而确定了整个系统的设计参数。

灭火区中同时着火的几率很小,不需要同时向几个防护区喷射灭火剂。根据飞机上特殊的灭火环境以及飞机性能的要求,应尽可能在有限的空间内实现对各个防护区的灭火要求。而且在设计中,考虑到减轻飞机的重量,故一般采用管网组合分配系统。考虑飞机上各防护区的重要性以及防护区内复杂的几何构形,对于军用飞机的灭火系统,通常采用全淹没、非均衡、管网组合分配系统。此时,灭火剂设计用量应按防护区中设计灭火用量最大者来考虑,本文以发动机舱的设计用量作为灭火剂设计用量。

1.2 设计要求

根据中华人民共和国国家标准 GJB3275-98 对飞机灭火系统设计的要求,灭火剂喷射后在其作用区的所有部分中形成的灭火剂体积浓度应至少为 6.5%。在正常巡航状态下,该灭火剂浓度在其作用区的所有部分中持续的时间应不少于 0.5 s。

2 灭火剂总用量计算

单个发动机舱的灭火剂总用量等于设计用量和备用量之和。其中设计用量可表示如下

$$M_0 = (M_{\text{eff}} + M_t + M_p + M_{r_s}) \times k_a \quad (1)$$

式中, M_0 为灭火剂设计用量, M_{eff} 为有效灭火剂量, M_t 为通风补偿量, M_p 为管网剩余量, M_{r_s} 为容器剩

1 计算模型与设计要

1.1 计算模型

飞机灭火系统一般都有多个防护区,凡是装燃油或容易出现火灾的地方,都需要进行防护。在这些

收稿日期:2005-04-27

作者简介:李淑艳(1980—),女,西北工业大学硕士生,主要从事推进系统气动热力学的研究。

余量, k_a 为安全系数。

备用量是基于对系统的经济性和防护区的安全性综合考虑而设置。它在数值上与设计用量相等。

因此, 充装的灭火剂总用量为设计用量值的 2 倍。灭火剂的充装密度 ρ_0 和充装比 r 计算如下

$$\rho_0 = \frac{M_0}{V_n} \quad r = \frac{\rho_0}{\rho} \quad (2)$$

式中, V_n 为设计用量贮存容积, ρ 为 20℃ 液态灭火剂的密度。

2.1 有效灭火用量

单个发动机舱的有效灭火用量表示如下

$$M_{eff} = \frac{\varphi}{1 - \varphi} \cdot \frac{V_{max}}{\mu} \quad (3)$$

式中, φ 为设计浓度, 根据 GJB3275-98 规定, $\varphi \geq 6.5\%$; V_{max} 为发动机舱最大净容积。

蒸汽比容积为

$$\mu = 0.1287 + 0.000551\theta \quad (4)$$

式中, θ 为防护区最低环境温度。

2.2 通风补偿量

发动机舱侧壁通常有一些开口, 用来冷却发动机舱内的附件及其高温部件, 当有气流流动时, 必然存在着灭火剂从排气口中的流失。为了保证一定的灭火浓度, 必须补偿该流失量, 通常可以采用延续喷射法和过量喷射法。延续喷射法比过量喷射法所需要补偿的灭火剂量少得多, 但需要另设一套辅助管网系统。采用过量喷射法不需要设置专门的管网系统, 不会过多地增加飞机的重量, 因此这种补偿方法更适用于飞机灭火系统。

通风量的计算涉及到飞机外流场计算以及发动机通风冷却与发动机性能匹配等复杂问题, 在不能准确给出发动机通风量数值的情况下, 采用如下方法来确定。按飞机巡航状态来计算进气口的空气质量流量, 因采用过量喷射法, 则认为每秒由于通风流失的灭火剂量等于流入的空气质量流量。

设巡航高度和巡航马赫数分别为 H 、 Ma 。根据大气参数可得环境温度和压强分别为 T_H 、 p_H , 由下列公式^[2]计算得到该高度的总温和总压

$$T_t = T_H \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) \quad (5)$$

$$p_t = p_H \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (6)$$

式中, k 为绝热指数, 其值为 1.4。

数值计算可得发动机舱进气口的来流马赫数以及总压 p_{t0} , 再计算出经过发动机舱进气口的气流马

赫数为 Ma_j 、总压损失系数为 σ_j , 则经进气口后的气流总压为 $p_{tj} = \sigma_j p_{t0}$ 。假设气流沿飞机外部和进气口的流动为绝能流动, 则总温不变, 即 $T_{tj} = T_t$ 。

按下列各式计算出速度系数 λ 及流量函数 $q(\lambda)$, 从而进一步计算出质量流量 q_m 。

$$\lambda = \sqrt{\frac{(k+1)Ma_j^2}{2 + (k-1)Ma_j^2}} \quad (7)$$

$$q(\lambda) = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \lambda \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (8)$$

由流量公式可得

$$q_m = C \frac{p_{tj}}{\sqrt{T_{tj}}} A q(\lambda) \quad (9)$$

式中, C 为常数, 其值为 0.0404 ($s \cdot \sqrt{K}/m$), A 为进气口有效流通面积。则通风补偿量为

$$M_t = q_m \cdot t_d \quad (10)$$

式中, t_d 为喷射时间。

2.3 管网剩余量和容器剩余量

管网剩余量

$$M_p = \rho \cdot V_p \quad (11)$$

式中, V_p 为气液分离点后的管道容积^[3]。

容器剩余量

$$M_{rs} = \rho \times V_n \times k_{rs} \quad (12)$$

式中, k_{rs} 为一比例系数。

3 管网流体计算

3.1 管网布局

管网布局应考虑从灭火瓶到各个防护区的距离尽可能的短, 以减少流动损失。由于防护区(发动机舱)的特殊性, 不宜采用喷嘴而应采用喷射孔, 即在开环的喷射管侧壁开口。根据 GJB3275-98 规定, 在开环的喷射管路末端面不应设有喷射孔, 不采用贯穿孔的喷射管路。在高温部件附近喷射孔的孔间距应密集一些, 而且应采用两侧交错开孔。在其它位置可设置孔间距略大一些, 并且可以采用单侧开孔, 依据具体防护区特点而定。

3.2 管网计算

管网中所遇到各种阀门如容器阀、单向阀、电磁阀, 应由生产厂家给出, 各种管配件如三通、四通, 直角弯头等流动损失可由有关的设计手册^[4]和流体力学书^[5]查得。经过测试试验工作表明, 其流动时的压力损失与单相流的压力损失接近。

管网中任意节点 i 的压力 P_i 为

$$P_i = P_{i-1} + \Delta P_p \pm \rho g \Delta h_i \quad (13)$$

根据英国卜内门化学工业集团(ICI)的测试结果^[3],单位长度的压力损失为

$$\frac{\Delta P_p}{L} = \left[12 + 0.82D + 37.7 \left(\frac{D}{q_{mp}} \right)^{0.25} \right] \times \frac{q_{mp}^2}{D^5} \times 10^2 \quad (14)$$

$$(q_{mp})_i = (q_{mp})_{i-1} + (q_m)_{i-1} \quad (15)$$

$$(q_m)_{i-1} = f(P_{i-1}) \quad (16)$$

式中,下标 i 表示节点; $i-1$ 表示与 i 相邻的下游节点; $\Delta P_p/L$ 为单位管长的压力损失(MPa/m); D 为喷射管内径(mm); q_{mp} 为管段流量(kg/s); q_m 为喷射孔流量(kg/s),其值由喷射孔的流量特性确定。当取最不利点喷射孔处的最低压力时,并按上式计算出最后一个节点处的压力,就可得到管网所需的最低供给压力,用 P_s 表示。

选取最不利的喷射孔可能遇到 3 个工作压力,分别为最低工作压力、中间工作压力和最高工作压力,得到 3 个容器压力值,绘出灭火剂质量流量与容器压力关系曲线,如图 1 所示,拟合上述 3 组数据得到灭火剂质量流量与容器压力的函数关系,即可计算出任一瞬时贮存容器压力对应的灭火剂质量流量。

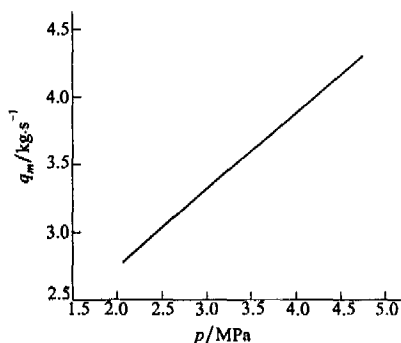


图 1 质量流量与容器压力的关系

3.3 逐秒验算

试验研究证明:容器内的气相压力与气相容积的关系可用 $PV = \text{const}$ 表示。

以充满管网的瞬间为 0 s 开始计时,逐秒验算的时间间隔取 0.5 s,分别计算充满管网时容器内的气相容积

$$V_{op} = V_n - \frac{M_0}{\rho} + V_z \quad (17)$$

容器压力

$$P_{op} = \frac{P_{0a} \left(V_n - \frac{M_0}{\rho} \right)}{V_{op}} \quad (18)$$

式中, p_{0a} 为贮存容器压力, V_z 为管网总容积。

根据灭火剂充满管网时容器压力 P_{op} 和灭火剂质量流量随容器压力的变化函数关系,即可得到灭火剂的质量流量 q_m 。求 0.5 s 后气相容积增量、容器压力和对应的灭火剂质量流量。当气相容积增加到贮存容器与始端喷射孔之前管网容积之和时,开始泄压即表明喷射结束,同时得到喷射时间。

3.4 确定管网参数

调整贮存容器压力、充装比、喷射孔孔口直径及管路内径,使其在要求的时间内喷完,且满足如下的有关要求,得到一组合理的管网参数。

(1) 灭火剂喷完时的容器压力大于管网所需的最低供给压力。

(2) 逐秒验算得到的实际喷射量大于等于所需灭火用量。

(3) 当达到某一喷射时间时,喷射的灭火剂在其作用区的所有部分中形成的灭火剂体积浓度应达到所需要的要求。

(4) 在达到所要求的灭火剂浓度后,能满足在其作用区的所有部分中保持相应的浓度,且该浓度持续的时间不小于 0.5 s。

经算例计算所得灭火浓度随时间变化曲线如图 2 所示。由图可以看出:在喷射时间大约 2.5 s 时,可使发动机舱内所有部分的浓度达到 7.0%,保持 7.0% 浓度的时间满足上述条件。

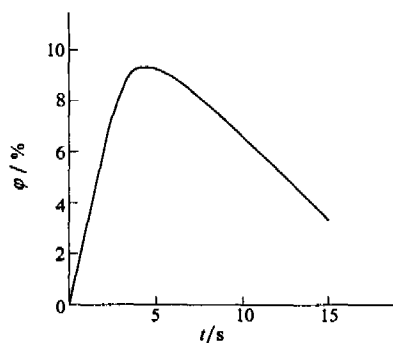


图 2 浓度随时间变化曲线

4 验算其它防护区的喷射情况

由于本系统所采用的是管网组合分配系统,所以,按发动机舱设计确定的管网参数需对其它防护区进行喷射验算。

按照管网布局的原则对其它防护区进行管网布置,喷射验算方法与发动机舱的计算方法相同,验算内容包括灭火剂设计用量、喷射管喷口处的最低压力、喷射时间、灭火剂体积浓度及其在防护区内持续的时间。

通过计算设计,按发动机舱灭火设计和计算所确定的管网参数和灭火剂用量同样满足其它防火区的灭火要求,即确定整个飞机灭火系统的管路布局和管网参数。

5 结 论

利用上述方法,通过对某型飞机发动机舱灭火

管网的计算,得出如下结论:

(1) 通过对灭火系统的分析,建立和完善了飞机灭火系统的计算方法。

(2) 通过对管网流体计算确定了符合《GJB 3275-98 飞机灭火系统安装和试验要求》的飞机灭火系统管网参数。

(3) 通过对某型飞机发动机舱灭火系统的计算,得到了一套飞机灭火系统计算行之有效的算法和计算程序。

(4) 所计算的管网参数、灭火瓶参数与国外设计结果基本一致。

本文的研究方法和研究结果可为具有高速气流流动的多防护区飞机灭火系统的设计提供参考。

参考文献:

- [1] 郑端文,刘海辰主编. 消防安全技术. 北京:北京化学工业出版社,2004
- [2] 潘锦珊. 气体动力学基础. 西安:西北工业大学出版社,1994
- [3] 熊湘伟,倪照鹏. 卤代烷 1211 灭火系统设计. 消防技术与产品信息,1998
- [4] Potter M C, Wiggert D C. Mechanics of Fluids. 北京:北京机械工业出版社,2003
- [5] Finnemore E J, Franzini B J. Fluid Mechanics with Engineering Applications (Tenth Edition). 北京:清华大学出版社,2003

An Engineering Method for Extinguishing Incipient Aircraft/Engine Fire

Li Shuyan, Wang Xinyue, Qing Xiongjie

(Department of Aero-Engines, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Even when we limit extinguishing aircraft/engine fire to its incipient stage, it is still very complicated and requires judicious use of proven engineering theory in combination with reliable empirical knowledge. Our aim is to present an engineering method that we believe can satisfy the requirements of Chinese government specifications. We pay special attention to engine nacelle, which is the most important zone to protect. Our engineering method includes the derivation of a number of formulas, based on proven engineering theory, such as eqs. (1), (3) and (11) in the full paper. We utilize reliable empirical knowledge such as eq. (14) based on experimental data of a UK firm. Calculations done with our engineering method do show preliminarily that we can satisfy principal specification requirements such as : (1) extinguishing-agent concentration should reach 7%; (2) duration of 7% concentration should be no less than 0.5 s.

Key words: incipient aircraft/engine fire, engine nacelle, extinguishing-agent, concentration