

蒸发室模型试验研究

北京航空航天大学 王洪铭* 朱志伟 张叔农

【摘要】 本文介绍一种为环形燃烧室提供油蒸汽的蒸发室。研究表明, 均匀开孔的蒸发室的最初几排孔的喷汽量较少, 使得位于这些孔后的燃气温度较低。后几排孔的蒸发率接近 100%, 喷汽量与开孔面积成正比。增大最初几排孔的面积, 可以得到均匀的喷汽量。

一、前 言

为了使发动机燃烧室出口的周向温度场均匀, 要求燃油沿周向均匀供入。在二维模型燃烧器上采用了横向蒸发室供油装置, 见图 1。燃油供入上下两个蒸发室, 伴有少量空气从中心支柱的开口进入, 其气油比约为 0.5。当点燃后, 在回流区的高温燃气加热下, 燃油逐渐蒸发为蒸汽。油蒸汽和进入的空气一起从蒸发室侧面的多排孔中喷出, 和火焰筒主燃空气混合燃烧, 其中部分高温燃气又流入回流区。燃气流过主燃孔、掺合孔, 自燃烧室出口排出。为了使蒸发室的油蒸汽量沿横向均匀地喷出, 进行了二维模型燃烧器和蒸发室模型的试验研究。

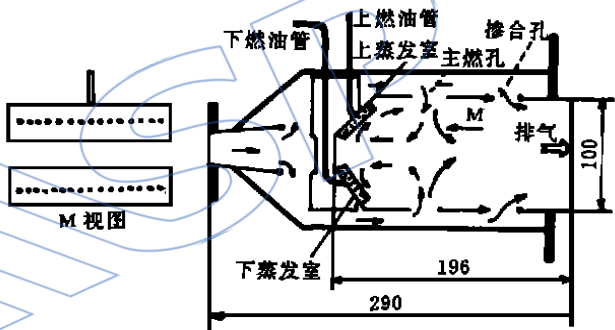


图 1 二维蒸发式模型燃烧室

二、蒸发室模型试验研究

文献 [1] 指出, 航空煤油的液—汽转变曲线如图 2 所示。在临界温度 T_c 以下, 煤油受热蒸发转变为液—汽混合相, 这时液相部分蒸发。当加热量超过蒸发潜热 L 时, 液相全部变为汽相。在一定的温度下, 汽相和液相的焓差等于该温度下的蒸发潜热。外界温度升高, 液体的蒸发潜热减少。在临界温度时, 蒸发潜热为零。在混合相中的斜线表示液体蒸发百分比 (蒸发率) 及饱和蒸汽压力。为了保证试验安全, 在蒸发室模型试验时用水做介质。图 2 示出水的液—汽转变曲线^[2]。图上都表示出它们的液相, 汽相的边界。可以看出, 两者类似。煤油临界温度是 670K, 水是 647K; 常温下煤油的蒸发潜热是 349.5KJ/kg, 水是 2427.9KJ/kg。

为了使蒸发室模型和模型燃烧器的蒸发特性相似, 首先采用了类似的蒸发室几何形状。蒸发室模型用电炉加热, 沿长度开了十排孔, 空气以 Δp_1 的压差从鼓风机供入, 水以高度 H 从

吊瓶供入。空气量 G_a 、水量 G_l 及电炉加热量 Q 可以单独调整, 使蒸发室模型和燃烧器的单

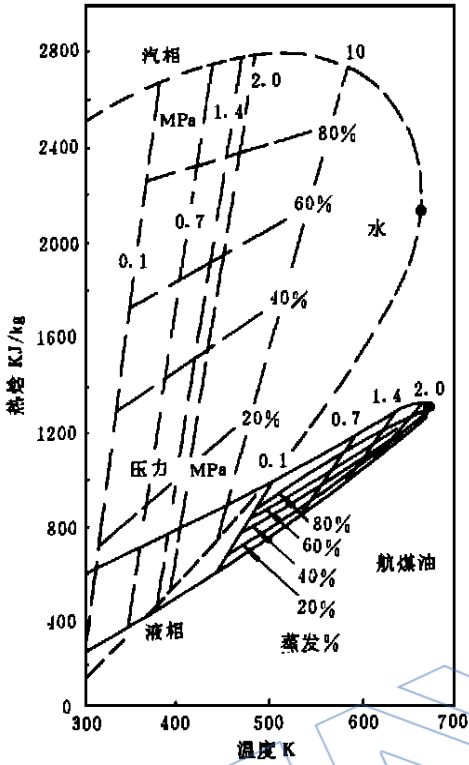


图 2 航空煤油 and 水的液-汽转变曲线

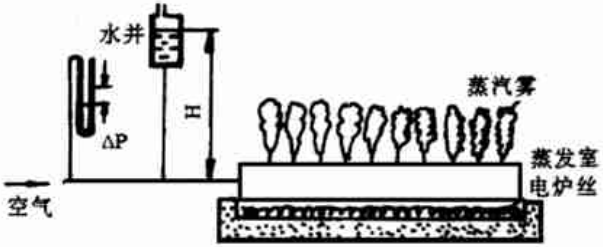


图 3 蒸发室模型试验方案

位面积加热量 q 相近。蒸发室模型的试验方案见图 3。蒸发室的蒸发率最佳的工作区是接近临界沸腾的区域。由于沸腾过程的复杂性, 只能定性地讨论其相似性。该区的相似条件是^[3]: (1) 几何相似; (2) 对流条件相似; (3) 蒸汽生成条件相似; (4) 在液膜中气泡的上升运动及气泡的升阻关系相似; (5) 在液膜中气泡吸热长大相似等。根据实验研究指出其相似准则 Nu 为:

$$Nu = 0.082 Pr^{-0.45} Kq^{0.7} Ku^{0.33} \tag{1}$$

式中 Pr 为液体的勃朗特数; Kq 综合了气泡生成条件及气泡上升运动和气泡长大的准则; Ku 反映了气泡生成离去的频率, 可表示为:

$$Kq = qL \rho_v / \lambda T_s \lambda (\rho_l - \rho_v) \}$$

$$Ku = A T_s c_p \sigma \rho_l / \{ L^2 \rho_v^2 \sigma / (\rho_l - \rho_v) \}^{1/2} \}$$

其中 A 是热功当量, ρ_v 是蒸汽密度, ρ_l 是液体密度, λ 是液体的导热系数, T_s 是液体的沸点温度, c_p 是液体的比热, σ 是表面张力系数。两个试验都是在常压下进行的, 蒸发室模型试验时控制在临界沸腾区域附近。模型燃烧器试验时总油气比较低, 为 0.01 ~ 0.015, 测得其蒸发室壁温及回流区温度。两者试验条件对比见表 1。

表 1 水的蒸发室模型及煤油的模型燃烧器试验条件对比

	Pr	q [$10^4 \text{KJ/m}^2 \cdot \text{h}$]	T_s [K]	T_c [K]	Kq [10^5]	Ku [10^{-4}]	Nu
水	1.75	36	373	647	2.6	8.35	37.1
煤油	5.9	27.8	450 ~ 540	670	1.462	173	39.9

可以看出, 尽管两者的液体性质、 Kq 、 Ku 有差别, 但是其 Nu 是相近的。即用水在蒸发室模型做试验可以定性地模拟煤油在模型燃烧器的沸腾蒸发特性^[4]。

三、蒸发室模型试验及计算的基本假设

用水代替煤油研究蒸汽喷出的均匀性时, 考虑到燃烧室回流区里, 如果能得到均匀的油气分布, 而且回流区空气量也是均匀分布的话, 则燃烧器中回流区的温度沿周向是均匀布的。

因此蒸发室模型用电炉丝均匀加热。如果蒸发室喷出的汽量不均匀,也可以修正沿程不均匀加热的影响。试验研究了两种开孔规律,一种是沿程均匀分布的开孔,另一种是沿程不均匀开孔以便得到均匀的喷汽量。根据能量方程,总加热量 Q 为:

$$Q = G_a c_{pa} (T_v - T_o) + G_l c_{pl} (T_s - T_o) + G_l c_{pv} (T_v - T_s) + G_l L \quad (2)$$

式中 c_{pa} 、 c_{pl} 分别为空气及水的比热, T_o 为初温; T_v 为蒸汽温度。

试验时,按供水量调节电炉,使水在最后的出口前全部蒸发。

1. 由于通过蒸发室的空气量较少,空气比热远远小于水的蒸发潜热,及电炉丝均匀加热,则假设水的蒸发率 $X = G_{vi} / G_l$ 沿程呈线性增加。

2. 蒸发室工作时,鼓风机供入空气压力 Δp_1 , 由于水蒸发及蒸汽与空气受热膨胀,使室内压力又增加 Δp_2 , 这时从各孔喷出混合气的压力为 $\Delta p_1 + \Delta p_2 = \Delta p_m$ 。假设沿程混合气绝对压力为 p_m , $p_m = p_o + \Delta p_m =$ 定值。各孔混合气压力由空气分压 p_{ai} 及水蒸汽分压 p_{vi} 组成。即 $p_m = p_{ai} + p_{vi}$ 。其温度 T_m 可由能量方程计算,压力 p_m 可由混气连续方程得出。

3. 为了简化计算,不涉及沿程水膜沸腾曲线的特点,则各排孔喷出混气量 ΔG_{mi} 为

$$\Delta G_{mi} = \mu F_i \sqrt{2 \rho_{mi} \Delta p_m} = \Delta G_{ai} + \Delta G_{vi} \quad (3)$$

式中 μ 为孔的流量系数, F_i 为各排孔的面积, ρ_{mi} 为孔中喷出混气的密度, $\rho_{mi} = \rho_{ai} + \rho_{vi}$ 。并设沿程混气温度 $T_m = T_a = T_v =$ 定值。

4. 每排孔喷出的混气由空气和水蒸汽组成,设各排孔喷出空气量 ΔG_{ai} , 蒸汽量 ΔG_{vi} 。空气沿程逐渐流出直到排尽。蒸汽由蒸发室入口起到第一排孔这段长度上产生 $G_l / 10 = \Delta G_v$ 的蒸汽量。蒸发室喷出的蒸汽量可按图 4 所示的程序计算。第 i 排孔喷出的空气及蒸汽量,分别按 (4) 式计算。

$$\Delta G_{ai} = G_{ai} - G_{ai+1} \quad \text{及} \quad \Delta G_{vi} = G_{vi} + \Delta G_v - G_{vi+1} \quad (4)$$

5. 每排孔喷出混气中的含蒸汽率 β 为

$$\beta = \Delta G_{vi} / (\Delta G_{vi} + \Delta G_{ai}) \quad (5)$$

该值可以计算,也可试验检验。其检验方法是根据每排孔喷出过热蒸汽,蒸汽射流在空气中冷凝为白色汽雾。利用光散射原理,当光线通过汽雾区时,由于散射而衰减。其衰减程度与浓度 C 和雾区厚度 L 成指数关系,即 $I/I_o = \exp(-KCL)$ 由光电管接受散射衰减后的光强 I , 就可以确定汽雾区的含汽率。

四、计算及试验结果

对于均匀开孔的蒸发室模型,沿程钻 10 孔,孔径为 2mm,水量 1.4L/h,空气压差 $\Delta p_1 = 156\text{Pa}$, 蒸发室工作后增压 $\Delta p_2 = 432\text{Pa}$, 则 $\Delta p_m = 588\text{Pa}$ 。电炉加热后开始供水,由于水接触到灼红的蒸发室壁,水滴爆出孔外,但很快壁温下降,水蒸汽沿孔喷出,蒸发室稳定工作,如图 3 所示。计算及试验结果如表 2。在稳定工作时,从小孔喷出混合气中,前几排孔喷出的蒸汽量较少。这一结果和模型燃烧器出口温度分布的结果一致。由于光测含汽率的传感器位置要求精确的设定,为此在第 1, 5, 10 三个固定位置上进行测量。

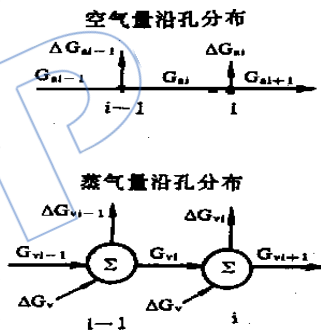


图 4 空气及蒸汽量沿孔分布

表 2 均匀开孔的蒸发室喷汽量分配

喷 口 序 号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
含 汽 率 β	19	28	38	49	64	83	95	100	100	100
光 测 含 汽 率 $\beta\%$	17				72					100
喷 汽 量 [mg / s]	15	21	26	30	35	39	44	49	49	49
燃烧器出口温度分布 [K]	453	453	463	473	493	503	533	563	583	633

对于不均匀开孔的蒸发室模型，也开有 10 排孔，水量仍为 1. 4L/h，供气压力与水蒸发的增压与前例相同，计算及试验结果见表 3。

表 3 不均匀开孔的蒸发室喷汽量

喷孔面积 [mm ²]	20. 8	9. 5	6. 3	2. 8	2. 5	2. 3	2	1. 8	1. 7	1. 5
含 汽 率 $\beta\%$	12. 7	22. 4	34. 2	50	78	90	95	100	100	100
光 测 含 汽 率 $\beta\%$	20				85					100
喷 汽 量 [mg / s]	39	39	39	39	38	37	34	31	29	27

由于没有改动模型燃烧器的蒸发室开孔规律，还没有相应的燃烧温度分布数据。但仍可以得出，不均匀开孔的前几排可以保证喷汽量均匀分布。在后几排孔蒸发率达到 100% 时，喷汽量和开孔面积成正比。计算含汽率和光测含汽率对比其偏差小于 8%。

五、结 论

1. 在临界沸腾区附近，可以用水代替煤油，试验研究蒸发程度沿程的分布。
2. 均匀开孔的蒸发室，前几排孔的喷汽量只有末几排孔的 1/3 ~ 1/2。模型燃烧器出口燃气温度分布也符合这一规律。
3. 增大前几排孔面积的方法可以保证前几排孔喷汽量为恒定值。
4. 当后几排孔蒸发率接近 100% 时，喷汽量与孔面积成正比。

参 考 文 献

[1] Lefebvre A. H. , “Gas Turbine Combustion ”, Hemisphere Pub. Corp. 1983.

[2] 马庆芳等, “实用热物理性质手册”, 中国农机出版社, 1986 年。

[3] 沈自求, “相似理论在化工上的应用”, 高教出版社, 1959 年。

[4] 李之光, “相似与模化”, 国防工业出版社, 1982 年。

be expressed quantitatively as $MMD \propto V_a^{-1.75}$. The mechanism of the secondary atomization may be described as follows: Some of the liquid drops in the spray are gathered by the flameholder and form a fuel film in its surface, the air flow forces the wavy film to move forward to the lip of the flameholder, further the fuel film breaks up at flameholder lip under a pincer attack of high speed turbulent flow and low speed recirculation flow.

THE EXPERIMENTAL STUDY ON THE PERFORMANCE OF EVAPORATOR MODEL

Wang Hongming, Zhu Zhiwei, Chang Shunong
(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT An evaporator fitted on a model combustor is investigated to provide uniform circumferential gas temperature profile. It is shown that less fuel vapor exhausts from the primary holes with uniform outlet area along the evaporator, so that the lower gas temperature is behind these holes, and the more vapor from the final holes makes the gas temperature higher. The vapor flow is proportional to the outlet area as the evaporativity is 100% for the final holes. Uniform vapor flow and uniform circumferential temperature profile can be achieved with larger primary outlet holes and even final holes.

THE JET SCREEN IGNITION SCHEME AND ITS EXPERIMENTAL VERIFICATION

Yin Qun (*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT A jet screen ignition scheme has been developed based on the investigation of the ignition environment of the burning zone in the high-speed flow combustor. It features a short-time change of the flow pattern in the high-speed flow near the wall during the ignition period, which is caused by a thin and bend high speed gas jet. A specially-designed ignition experiment on a model of an aerogasturbine combustor verified success of the proposed scheme and showed its potentiality in enlarging the ignition range of the high-speed flow combustor.

A RANDOM VORTEX METHOD FOR PREDICTION OF MAXIMUM INSTANTANEOUS INLET TOTAL PRESSURE DISTORTION

Wu Hu and Cheng Fuqun
(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT An improved random vortex model for predicting maximum instantaneous pressure distortion is presented based on the statistical behavior of turbulence-type dynamic inlet total field generated by plate-type turbulence generator. A new statistical method is put forward for determining the vortex core size. The numerical results show good accuracy of the prediction. This method also decreases the dynamic inlet pressure measurements. The effectiveness of the method in decreasing both cost and time is proved well.