

# 单管和蒸发管燃烧室排气污染性能模拟

西北工业大学 李慧英 刘陵 唐明 王宏基

## 摘 要

为了更深入地探讨单管燃烧室和蒸发型双腔燃烧室的排气污染性能,作者在实验研究的基础上,进一步对二者进行了理论分析和模拟。以通用反应器分析和模拟程序 GRASP 为基础,针对具体燃烧室,考虑雾化、蒸发、混合、气流的分股和回流流动以及化学反应热力学诸方面,对原程序做了相应的改进和增补,以用来模拟实际燃烧过程(甚至局部存在富油)的17种排气成分和出口温度。计算和实验结果相一致。

## 一、前 言

目前,人们大都采用完全搅拌化学反应器模型来预估燃气涡轮燃烧室的排气污染性能。但是,往往由于对燃烧过程做了较多的简化(如忽略液相存在,化学动力学方案简单等),已有的模型预估结果同实验数据不甚相符<sup>[1~3]</sup>,这就促使研究更能真实反应实际过程的气液两相通用化学反应器模型。迄今,该模型已日趋成熟,但尚未广泛用于实际燃烧室<sup>[4]</sup>。

本文以通用反应器分析和模拟程序 GRASP<sup>[4]</sup>为基础,通过对单管燃烧室和蒸发型双腔燃烧室<sup>[5]</sup>各自的结构设计特点及物理过程进行较细致的了解和分析,考虑雾化、蒸发、混合、气流的分股和回流流动,以及化学反应热力学诸方面,对原程序做了相应的改进和增补,使之从原来仅适用于简单结构的模型燃烧室,发展到能够模拟两实际燃烧室的17种排气成分和出口温度。可以预期,该程序的发展和使用,将具有重要的理论价值和工程意义。

## 二、理 论 模 型

1. 气液两相化学反应器模型 在气液两相完全搅拌化学反应器分析中(图1),通常认为在反应器(WSR)中,液相以油雾形式与气相共存,并且占有一定的体积。两相之间的联系是:油雾以平均蒸发速率  $m_{EF}$  变成汽相,并随之以一定速率与氧气混合和燃烧;气、液两相在反应器内具有相同的停留时间(忽略了相与相之间的相对速度)。

关于蒸发、混合和燃烧过程,尽管在任何两相燃烧中都不可避免地或多或少同时发生,但为了分析之便,假设蒸发、混合和燃烧顺次发生。这样,燃烧模型就得到了简化:

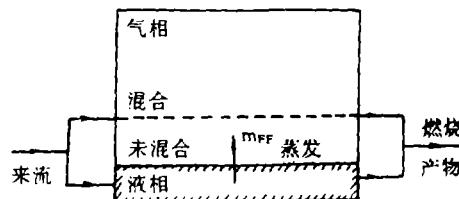


图1 通用搅拌反应器模型 (WSR)

WSR 燃烧模型

蒸发: 液态燃料  $\rightarrow$  蒸发成汽态燃料(未混)

混合: 汽态燃料(未混)  $\rightarrow$  汽态燃料(混合)

氧气(未混)  $\rightarrow$  氧气(混合)

氮气(未混)  $\rightarrow$  氮气(混合)

反应: 汽态燃料(混合) + 氧气(混合)  $\rightarrow$  燃烧产物  
 氧气(混合) + 氮气(混合)

此外, 在 WSR 分析中还进一步假定:

混合流体形成速率 = 未混流体质量 /  $\tau_0$

其中,  $\tau_0$  为特征湍流耗散时间, 它与燃烧室几何和工作条件有关。

该模型既体现了两相燃烧的特点, 又做了一定程度的简化。求解时, 根据来流条件, 利用质量和能量守恒方程, 依次确定蒸发、混合过程, 从而最终确定化学反应过程, 即燃烧产物。

2. 化学反应动力学模型 在 WSR 分析中, 考虑了如下组分: (H, N, O, OH, H<sub>2</sub>O, kero, CO, NO, N<sub>2</sub>O, CO<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>, O<sub>2</sub>, N<sub>2</sub>)<sub>混合</sub>; (O<sub>2</sub>, N<sub>2</sub>, kero)<sub>未混</sub>; (kero)<sub>液相</sub>。

在混合气体组分中, 进行着 17 种化学反应, 其反应速率常数均可表达为:

$$K_j = A_j T^{n_j} \exp(-E_j/RT) \quad (j = 1.17) \quad (1)$$

表 I 给出了反应动力学模型及  $A_j$ 、 $E_j$ 、 $n_j$  之值。

表 1 化学反应动力学模型<sup>[4]</sup>

| 反 应                                                                           | $A_j$        | $E_j$ (cal/mole) | $n_j$ |
|-------------------------------------------------------------------------------|--------------|------------------|-------|
| 1. kero + 4O <sub>2</sub> $\rightarrow$ 8H <sub>2</sub> + 8CO                 | • 552000E+09 | • 124000E+05     | 1.    |
| 2. CO + OH $\rightleftharpoons$ CO <sub>2</sub> + H                           | • 560000E+12 | • 544000E+03     | 0.    |
| 3. H + O <sub>2</sub> $\rightleftharpoons$ OH + O                             | • 220000E+15 | • 845000E+04     | 0.    |
| 4. O + H <sub>2</sub> $\rightleftharpoons$ OH + H                             | • 180000E+11 | • 448000E+04     | 1.    |
| 5. H + O $\rightleftharpoons$ OH + M                                          | • 530000E+16 | — 278000E+04     | —2.   |
| 6. H + OH $\rightleftharpoons$ H <sub>2</sub> O + M                           | • 140000E+24 | 0.               | 0.    |
| 7. H + H $\rightleftharpoons$ H <sub>2</sub> + M                              | • 300000E+16 | 0.               | —2    |
| 8. O + O $\rightleftharpoons$ O <sub>2</sub> + M                              | • 470000E+16 | 0.               | 1.    |
| 9. N + O <sub>2</sub> $\rightleftharpoons$ NO + O                             | • 640000E+10 | • 315000E+04     | 0.    |
| 10. N <sub>2</sub> + O $\rightleftharpoons$ NO + N                            | • 760000E+14 | • 380000E+05     | 0.    |
| 11. N + OH $\rightleftharpoons$ NO + H                                        | • 320000E+14 | 0.               | 0.    |
| 12. N <sub>2</sub> + O $\rightleftharpoons$ N <sub>2</sub> O + M              | • 162200E+12 | • 160100E+04     | 0.    |
| 13. N <sub>2</sub> O + O $\rightleftharpoons$ NO + NO                         | • 458100E+14 | • 121300E+05     | 0.    |
| 14. N <sub>2</sub> O + O $\rightleftharpoons$ N <sub>2</sub> + O <sub>2</sub> | • 381100E+14 | • 121300E+05     | 0.    |
| 15. N <sub>2</sub> O + H $\rightleftharpoons$ N <sub>2</sub> + OH             | • 295100E+14 | • 542000E+04     | 0.    |
| 16. OH + H <sub>2</sub> $\rightleftharpoons$ H + H <sub>2</sub> O             | • 219000E+14 | • 259180E+04     | 0.    |
| 17. OH + OH $\rightleftharpoons$ O + H <sub>2</sub> O                         | • 575000E+13 | • 393000E+03     | 0.    |

注: “kero” 是航空煤油, 分子式为 C<sub>8</sub>H<sub>18</sub>

### 三、对两种燃气涡轮燃烧室的模拟

图2为燃气涡轮燃烧室的流动示意图。从图中可以看出,这类燃烧室最明显的特点是“燃烧分区,气流分次”。为此假设:燃烧室主燃区由一系列具有不同当量比的混气团所组成的搅拌反应器组成。在该反应器组内,各混气团在主燃区内的停留时间相同,并且其质量分数符合高斯正态分布规律:

$$f(\Phi) = \exp[-(\Phi - \bar{\Phi}_p)^2 / 2\sigma_0^2] / \sigma_0 \sqrt{2\pi} \quad (2)$$

式中,  $\bar{\Phi}_p$  为主燃区平均当量比;  $\sigma_0$  为标准偏差。

设想混气团质量全部分布在  $\Phi = (\bar{\Phi}_p - 3\sigma_0, \bar{\Phi}_p + 3\sigma_0)$  内, 故有条件:  $\bar{\Phi}_p - 3\sigma_0 \geq 0$  引入混合参数  $S_0 = \sigma_0 / \bar{\Phi}_p$ , 则

$$S_0 \leq 1/3 \quad (3)$$

$S_0$  取决于燃烧室几何, 并随工作状态变化。

从主燃区各反应器出来的温度和成分各不相同的气体, 进入补燃区时已完全混合, 其平均流动参数按质量和能量守恒定律确定。补燃区为过渡的、有横向气流掺混的反应器组, 掺混区为一元塞流反应器。

对于二次流动, 由于把反应器流动看成绝热过程, 故可认为二次气流在二次通道内为等温等压流动。从壁面孔射入火焰筒内, 与一次气流主要在外边界层中相混, 其混合速率为无限快。在补燃区中, 二次气流沿火焰筒轴向以相同的流量进入各反应器中, 与从主燃区来的、已大部分燃烧的气体强烈掺混, 并进一步进行燃烧, 直到补燃区出口(富油时可延至掺混区前段)。最后经掺混区降温, 就得到燃烧室出口流动, 即燃烧产物。

至此, 流动模型已经建立。只要在 GRASP 程序中加入有关的子程序和语句, 就可以预估实际燃气涡轮燃烧室的污染性能。此外, 为了加速收敛和提高程序的通用性, 还改用对分试算法来计算平衡温度和成分<sup>[6]</sup> (原程序采用经验关系式)。

1. 单管燃烧室 取自某发动机。设计状态的总余气系数  $\alpha_x = 4.2$ , 头部富油  $\alpha_1 = 0.7$ 。

燃烧物理过程处理如下:

雾化:  $SMD = 0.043329(G_f/\rho_f)^{0.209} \mu_f^{0.215} / \bar{P}^{0.442} \quad (4)$

式中,  $\bar{P} = [(G_{f_{in}} \sqrt{\Delta p_{f_{in}}} + G_{f_{out}} \sqrt{\Delta p_{f_{out}}}) / G_f]^2$ 。

雾化: 静态蒸发率  $\dot{m}_E = 4\pi\lambda_{N_2} r_f \ln(1 + B_w)^{[7]} / C_{D,N_2} \quad (5)$

实际蒸发率  $\dot{m}_{EF} = f(\dot{m}_E, R_e, C_D) \quad (6)$

其中,  $B_w = C_{p,N_2}(T_\infty - T_L) / L$ ,  $R_e = 2r_f \rho_0 |V_0 - V_L| / \mu_0$ ,  $C_D = 0.48 + 28/R_e^{0.85}$

回流: 回流量按主燃区出口温度来确定, 即在设计状态, 主燃区出口温度约为2200K。

局部富油处理: 当某反应器出现富油时, 假定以化学恰当比进行反应, 其余的燃油进入下一

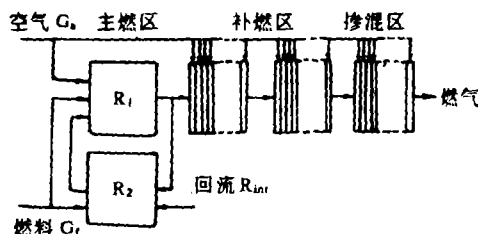


图2 燃气涡轮燃烧室流动模型

表2 单管燃烧工作条件

| 工作条件 | $G_a$ (kg/s) | $T_f$ (K) | $P_f$ (Pa)          |
|------|--------------|-----------|---------------------|
| 1    | 0.7          | 333.0     | $0.998 \times 10^5$ |
| 2    | 1.0          | 333.0     | $1.135 \times 10^5$ |
| 3    | 1.35         | 330.0     | $1.148 \times 10^5$ |

个反应器中燃烧。如果补燃区后还有剩余油量,则在掺混区前段与部分二次掺混气混合燃烧。

在上述分析基础上,本文计算了表2所示条件下15个状态的排气污染性能。除特殊说明外,均按  $N=2$ ,  $JF=10$  计算。其中,  $N-1$  表示主燃区中反应器数,  $JF$  为补燃区中串联反应器数。

**2. 蒸发型双腔燃烧室** 该燃烧室是热风洞加热装置。设计特点如下:设计状态:  $\alpha_z=2.8$ ,  $\alpha_1 \approx 1.0$

燃油进入燃烧区时几乎已完全蒸发,并保持  $\alpha_1$  在 1.0 附近。 $\alpha_z$  变化,燃烧范围相应变化。因此,按单相情况处理。计算条件同表 2 中“2”。

#### 四、结果及其分析

表 3 列出了单管燃烧室在条件“2”下 5 个状态部分成分的中间和出口流动计算结果,并将  $\text{NO}_x$ 、 $\text{CO}_2$  和  $T_f$  与相应实验数据的比较画在图 3 上。

表 3 单管燃烧室的预估值

| 条件 2  | 主燃区出口       |           |                     |          | $T_{\max}$ (K) | 燃烧室出口               |           |                     |          |
|-------|-------------|-----------|---------------------|----------|----------------|---------------------|-----------|---------------------|----------|
|       | $\Phi_{ov}$ | $T_f$ (K) | $\text{NO}_x$ (ppm) | CO (ppm) |                | $\text{CO}_2$ (ppm) | $T_f$ (K) | $\text{NO}_x$ (ppm) | CO (ppm) |
| • 153 | 2022        | 57.93     | 16673               | 100979   | 2022           | 745                 | 12.86     | 98.8                | 21007    |
| • 165 | 2066        | 68.09     | 22508               | 102739   | 2076           | 773                 | 16.29     | 154.6               | 22634    |
| • 206 | 2075        | 70.26     | 24162               | 102959   | 2187           | 893                 | 29.85     | 872.5               | 27489    |
| • 254 | 2076        | 69.29     | 24293               | 102734   | 2236           | 1001                | 44.97     | 2372                | 31209    |
| • 292 | 2076        | 69.95     | 23988               | 102714   | 2254           | 1106                | 55.12     | 4816                | 33508    |

表中给出的结果表明:该程序较好地反映了实际燃烧过程,预估的温度(包括主燃区温度、温度峰值  $T_{\max}$  及出口温度)和污染物  $\text{NO}_x$ 、 $\text{CO}$  及  $\text{CO}_2$  浓度不仅有合理的变化趋势,而且数量级也是正确的(事实上,UHC 的排放浓度也能计算:

$\text{UHC} = (\text{kero})_{\text{混合+未燃+残相}}$ 。这在图 3 中可以更清楚地得到说明。

在图 3 中,  $T_f$  和  $\text{NO}_x$  的计算值与实验结果符合较好,而  $\text{CO}_2$  的预估值均偏低。在该实验条件下,最大温差不超过 40K,相对误差为 4.1%;  $\text{NO}_x$  绝对误差为 7.5ppm,相对值为 14.6%;但  $\text{CO}_2$  绝对误差达 9600ppm,相对误差为 25.1%。原因在于:该程序在物理上,考虑了气液两相燃烧,流动模型也较真实地反映了实际过程;在化学反应方面,  $\text{NO}_x$  形成是 7 步化

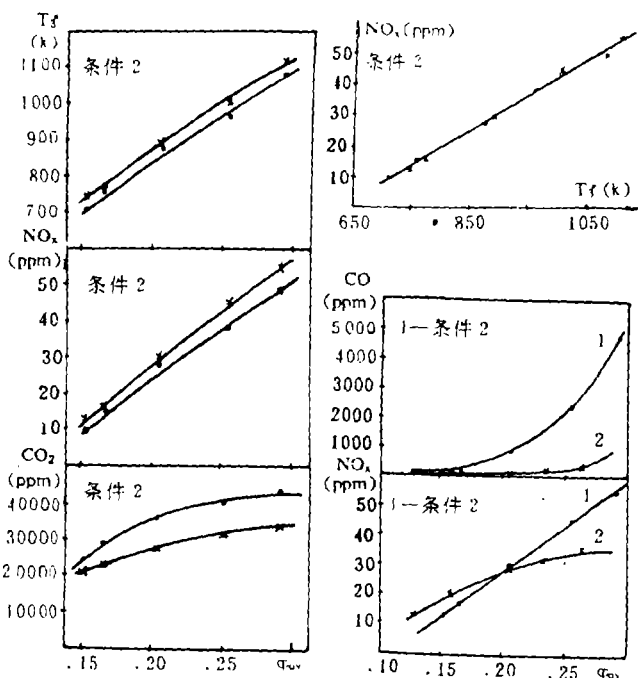
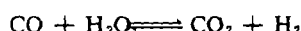
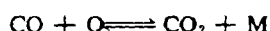


图 3 单管燃烧室计算和实验结果比较 (• 实验值, × 计算值)

学反应机理,并计算了17种燃气成分,故 $T_f$ 和 $\text{NO}_x$ 的计算准确度较高。此外,由于 $\text{NO}_x$ 形成与温度强烈相关<sup>[7]</sup>,故即使温度相差不大, $\text{NO}_x$ 就可能有一个较大的差值。这也正是 $\text{NO}_x$ 较 $T_f$ 预估误差大的原因之一。为了说明这一点,图3还给出了条件2下 $\text{NO}_x$ 与 $T_f$ 关系曲线。可见:计算和实验点几乎在同一条直线上,只不过是横坐标不同而已。因此,要提高 $\text{NO}_x$ 预估精度,除须完善反应机理外,还要求 $T_f$ 的预估精度高。同时也要尽量减小实验误差。

$\text{CO}_2$ 预估值偏低的原因可以这样来解释:在表1中, $\text{CO}_2$ 的生成机理仅简单地采用反应2来描述。事实上,除反应2外,还发生下述反应<sup>[8]</sup>:



而且燃料的氧化反应十分复杂,中间产物很多,远非反应1所能准确描述。故 $\text{CO}_2$ 预估值偏低。

图3进一步对单管燃烧室在条件1和条件3下 $\text{NO}_x$ 的计算和实验结果进行比较。结果表明:随着 $G_s$ 减小,计算 $\text{NO}_x$ 值明显增大,而实验值却增大较慢。因此计算和实验值之差随之变大。按照停留时间与 $\text{NO}_x$ 生成量的关系,计算趋势是正确的。但实际过程往往是多种因素同时作用,如进气规律、燃烧状态等均随工作条件而变。这有待于今后更深入的研究。

此外,图5中“▼”所示点表示用 $S_0=0.2$ , $N-1=2$ , $JF=5$ 计算 $\Phi=0.128$ 这一状态所得结果。可以发现:这一计算值与实验结果更为接近。这是由于在低温状态喷油量小引起供油压力下降,从而雾化质量变差,主燃区 $\Phi$ 的分布不均匀性加剧所致,至于在温度较高时,主燃区 $\alpha_1$ 已接近或大于1.0,按照本文富油处理方法,结果相同。

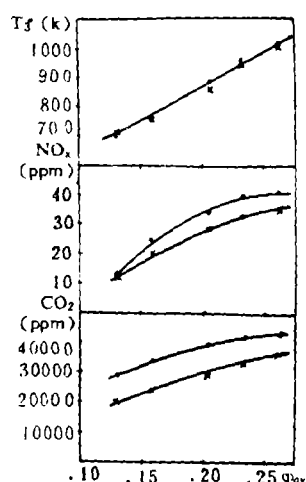


图4 蒸发燃烧室计算与实验结果比较  
(O, 实验值, X 计算值)

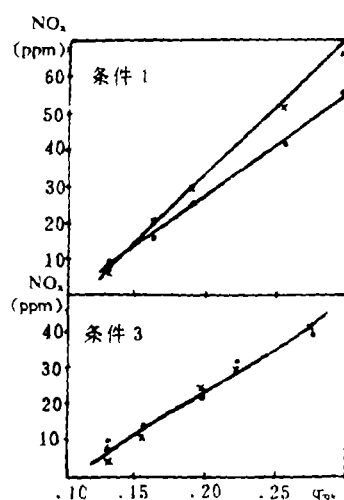


图5 两燃烧室排放性能的比较 (1 单管, 2 蒸发管)

关于蒸发型双腔燃烧室,本文只计算了一组状态(条件2),结果如图4所示。由此可见,理论计算与实验结果相吻合,尤其是 $T_f$ ,其相对误差不超过3%; $\text{CO}_2$ 趋势仍与单管燃烧室相同。但 $\text{NO}_x$ 随着 $\Phi_{\infty}$ 增大,计算值较实验结果变化缓慢。原因有二:一是尽管燃烧过程非常接近于“预混-预蒸发”模型,但实际上仍有一小部分为两相燃烧所致。观察火焰,也发

现仍夹杂着“黄火焰”，二是  $\alpha_1$  随状态在 1.0 附近变化，而不是保持为 1.0。

图 5 进一步给出了两燃烧室在条件 2 下  $\text{NO}_x$  和 CO 计算结果的比较。在计算条件下，蒸发型双腔燃烧室出口 CO 浓度不超过 350ppm，远较单管燃烧室为小（100—500ppm）。这一特性和从实验燃烧效率曲线得到的结论相一致<sup>[4]</sup>。除此之外，还可以看出蒸发型燃烧室的  $\text{NO}_x$  排放性能也较单管燃烧室为好。故有结论：蒸发型双腔燃烧室的排气污染性能优于单管燃烧室。这与实验得出的结果相符合<sup>[4]</sup>，从而也证实了计算方法的合理性。相应该程序的发展和运用，将具有重要的实际意义。

## 结 论

1. 计算和实验结果相当一致。其中  $T_3$  效果最佳， $\text{NO}_x$  次之， $\text{CO}_2$  误差较大。CO 无实验数据验证，但趋势和数量级正确。

2. 单管燃烧室中， $T_3$  的预估误差是直接造成  $\text{NO}_x$  预估误差的原因之一。如在  $G_s=1.0\text{kg/s}$ ， $\Phi_{s0}=0.153\sim 0.292$  条件下，计算和实验得到的  $\text{NO}_x\sim T_3$  曲线基本相同，但  $T_3$  的相对误差为 4.1%，而  $\text{NO}_x$  的误差就达 14.6%。

3. 蒸发型双腔燃烧室中， $\text{NO}_x$  的计算值较实验结果为小。这是由于燃油并非完全蒸发并且  $\alpha_1$  仍在变化所致。

4. 计算表明：在条件 2 下，蒸发型双腔燃烧室出口 CO 浓度不超过 350ppm；而单管燃烧室 CO 排放浓度高达 5000ppm。

## 参 考 文 献

- [1] Hammond D. C., Meller J. K. and A. M., "Analytical Predictions of Emissions from and within an Allison J-33 Combustor", *Combustion Science and Technology*, Vol. 6, PP. 279—286, 1973.
- [2] 吴寿生, 对燃气涡轮燃烧室排气污染的一种简单模型的分析与发展, *工程热物理学报*, 第四卷, 第二期, 1983 年。
- [3] Mellor A. M., "Simplified Physical Model of Spray Combustion in a Gas Turbine Engine", *Combustion Science and Technology*, Vol. 8, PP. 101—109, 1973.
- [4] Prior D. S., "Pollutant Minimisation by Blue Flame Staged Combustion", a Thesis for the Degree of Doctor, Department of Chemical Engineering and Fuel Technology, University of Sheffield, August, 1976.
- [5] 唐明、朱慧龄, 蒸发型双腔燃烧室的实验研究, *工程热物理学报*, 第一卷, 第三期, 1980 年。
- [6] 李慧英, 蒸发型燃烧室和单管燃烧室的排放性能研究, 西北工业大学硕士论文, 1987 年。
- [7] Glassman I., *Combustion*, Academic Press, Inc. 1977.

## ON MECHANISM OF ENHANCED HEAT TRANSFER OF FLUIDS WITHIN PIPES BY OSCILLATION

Cao Yuzhang, Zhao Lingde, Zhu Gujun

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

**ABSTRACT** Theoretical and experimental studies show that axial oscillation of a fluid within pipes can lead to enhancing heat transfer of the fluid. The enhancement multiple of heat transfer is a function of  $(\Delta x/R)^2$ , Womersley number (Wom) and Prandtl number (Pr). Under laminar conditions, intensive mixture of fluid lumps is impossible. It can be considered that the heat transfer of the oscillated fluid is completed in form of conduction. In the case of lower Womersley number, the velocity and displacement profiles of the fluid are paraboloids. Normal temperature gradient on the displacement profile for the oscillated fluid is greater than that for the static fluid. Also, the effective conduction area of the oscillated fluid is greater than that of the static fluid. Therefore, the conductive heat transfer rate of the oscillated fluid is obviously greater than that of the static fluid. The oscillation is only the means to make a enhanced area of heat transfer and enhanced temperature gradient continuously. According to this mechanism, the relation of  $(a_s/a) - 1 \propto (\Delta x/R)^2$  is derived. Also, the effects of Womersley number, Prandtl number and wall of the pipe on the enhanced heat transfer are elaborated in this paper.

## APPLICATION OF THE BOUNDARY ELEMENT METHOD TO UNSTEADY HEAT TRANSFER PROBLEMS

Ding Jing

(Northwestern Institute of Architectural Engineering)

**ABSTRACT** The boundary element method is applied to analyzing temperature field transient distribution on aeroengine turbine blades. It is possible to calculate the thermal stresses and life span of the blade and to check the blade strength according to the temperature field determined by this method. The temperature distributions on a set of different sections in a turbine blade at several instants have been calculated.

## MODELLING FOR EXHAUST POLLUTION PERFORMANCES OF A SINGLE OR A VAPORISER TUBE COMBUSTOR

Li Huiying, Liu Lin, Tang Ming, Wang Hongji

(Northwestern Polytechnical University)

**ABSTRACT** On the basis of experimental study on exhaust emissions in a single tube combustor and a vaporiser tube combustor, a theoretical analysis and mathematical modelling are made

by using heterogeneous Well Stirred Reactor Analysis (WSR). Considering real combustion processes and different combustion structures, the General Reactor Analysis and Simulation Program (GRASP) are improved and supplemented. A new method is put forward to process the distribution of mixture mass with different  $\Phi$  and to determine exit flow parameters in the primary zone. This paper also deals with the secondary air flow and its mixture with primary gases, the local fuel-rich treatment and the calculation of equilibrium temperature and compositions. In this way, the GRASP has been developed from one only for a simple model combustor to a modification able to predict 17 emission compositions and combustor exit temperature for two real gas turbine combustors. The results predicted by the modified GRASP are in good agreement with measured data. The prediction also confirms the conclusion drawn from experiments that the emission pollution performance of the vaporiser tube combustor is better than that of the single tube combustor. Moreover, it is found that the errors in prediction of the exit temperature are one of the reasons which cause the errors in  $\text{NO}_x$  prediction.

## EFFECTS OF FUEL CHEMICAL PROPERTIES ON EXHAUST SMOKE FROM GAS TURBINE COMBUSTOR

Jin Rushan (Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

Lefebvre A. H. (Purdue University)

**Abstract** The state-of-the-art of the study on soot formation and exhaust smoke from gas turbine combustor has been reviewed with stress on the effects of fuel chemical properties. Based on a great amount of experimental data obtained on a variety of gas turbine combustors, the best correlation parameter representing the fuel effect has been determined as  $SP^{-0.92}(100 - N)^{-0.4}$ , where  $SP$  is smoke point,  $N$  is the naphthalene content (in percentage) of the fuel.

## A DYNAMIC DIGITAL MODEL FOR THE TURBOJET WITH PULSE-MONITORED FUELLER

Tang Diyi and Cai Yuanhu (Northwestern Polytechnical University)

**ABSTRACT** The ingestion of the hot gas from armament firing or recirculation of exhaust gas from VTOL- and STOL-type aircraft will bring engine into unstable and cause troubles for flight. It is good practice to use a pulse-monitored fueller for improving the engine instability. A digital model for this purpose is presented, which consists of a first order fuel feed model, a components volume model and a rotor dynamic model. The steady-state performance and transient behaviour of a double spool turbojet are predicted on the basis of this model. Then, the steady-state performance is compared with the sea-level acceptance curve to check the validity of the model in specific case of steady state. The transient behaviours, such as the time histories of the secondary fuel line pressure, the speeds of two spools and the thrust, are also calculated and compared with the experimental curves of the same behaviours but of another engine. The results indicate that the simulation effect of this model is satisfactory.