

基于燃烧室多反应器模型的民用 涡扇发动机排放预测

曹铭栋, 王占学, 蔡元虎, 刘增文, 龚 昊
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 选用燃油 JetA 为航空燃料, 建立了简化火焰锋面模型、燃烧化学平衡模型、燃烧动力学模型、燃油雾化模型、燃油蒸发模型及污染排放生成模型。采用基于燃烧室多反应器模型对发动机在不同工作状态下的排放产物 NO_x、未燃碳氢化合物(unburned hydrocarbons, UHC)和 CO 进行了计算。结果表明: 燃烧室内火焰温度越高, NO_x 排放量越大。在发动机工作在低转速工况下时, 燃油液滴的雾化直径大, 造成 CO 与 UHC 排放量增加。基于燃烧室多反应器模型计算通用性强、速度快, 适合与发动机性能程序相结合, 在发动机设计阶段对发动机不同工作状态下的排放产物含量进行预测计算。

关 键 词: 多反应器; 排放; 预测; 动力学; 化学平衡

中图分类号: V231.1; TP301.6

文献标志码: A

Civilian turbofan engine emission prediction based on combustor multi-reactor model

CAO Ming-dong, WANG Zhan-xue, CAI Yuan-hu,
LIU Zeng-wen, GONG Hao

(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: JetA was chosen as an aviation fuel, while simplified flame front model, combustion chemical equilibrium model, combustion kinetic model, fuel atomization model, fuel evaporation model and emissions generation model were developed. The turbofan engine emissions (NO_x, unburned hydrocarbons (UHC), CO) under different operation conditions were calculated based on combustor multi-reactor model. The results show that, the higher combustion chamber flame temperature means the greater NO_x emission levels; the fuel droplets atomization diameter is large when engine works under low rotate speed conditions, leading to increase of UHC and CO emissions levels; the combustor multi-reactor model has a better compatibility and fast computation speed, so it is considered as a promising method for integrating with engine performance program to predict the emission when the engine operates under different work conditions in design period of engine.

Key words: multi-reactor; emission; prediction; kinetics; chemical equilibrium

在民用涡扇发动机设计研究中, 污染排放预测研究一直是关注的重点之一。低排放民用涡扇

发动机不仅能提高发动机的环境友好性, 而且能提高发动机的经济性与市场竞争力。低排放民用

涡扇发动机的研究离不开发动机排放预测技术,现阶段民用涡扇发动机排放预测技术主要有基于CFD技术的燃烧室排放计算方法^[1]、波音流量法^[2]、与燃烧室进出口气流参数相关的 T_3-p_3 法^[2]以及基于燃烧室多反应器模型的排放预测方法^[3]。基于CFD技术的燃烧室排放计算方法计算速度较慢,花费的时间较长,不适合与发动机性能计算程序相结合计算发动机在各个不同工作状态下的污染排放;波音流量法、 T_3-p_3 法计算速度较快,但必须以发动机污染排放特性为基础,通用性不强;而基于燃烧室多反应器模型的排放预测方法主要从污染物生成的机理出发,结合燃烧室结构模型,对燃烧室各个气流掺混截面的污染排放进行一维计算分析,该方法计算速度快、不依赖发动机污染排放特性、通用性强,非常适合与发动机性能计算程序相结合,在发动机总体方案设计阶段对发动机不同工作状态下的污染排放进行评估。文献[3]中运用基于燃烧室多反应器模型的排放预测方法对民用涡扇发动机污染物排放进行了预测,本文在该方法的基础之上,引入了简化火焰锋面模型、燃烧化学平衡模型、燃烧动力学模型、燃油雾化模型、燃油蒸发模型与污染物排放生成模型,对该方法进行了适当改进。

1 基于燃烧室多反应器模型的排放预测方法

1.1 燃烧室多反应器模型

基于燃烧室多反应器模型的排放预测方法主要包括简化火焰锋面模型、燃烧化学平衡模型、燃烧动力学模型、燃油雾化模型、燃油蒸发模型与污染物排放生成模型,该方法根据燃烧室气流掺混情况的不同,将燃烧室划分为多个反应区,如图1所示。

图1中未反应区(0)表示掺混区,反应区(1)表示火焰筒头部燃烧反应区,反应区(2)表示气流在掺混了主燃区掺混孔中气流后的反应区,反应区(3)表示中间掺混区,反应区(4)与反应区(5)表示燃烧室稀释区。图中 $\dot{m}_a$ 表示空气流量, $\dot{m}_f$ 表示燃油流量,上标 lh, pz, sz, dz 分别表示火焰筒头部、主燃区、二次流区、稀释区。该方法假设每个反应区在反应之前都已经掺混均匀。已有的研究表明^[4-5]:各个燃烧反应区所释放的热量以及燃烧温度可以通过燃烧化学平衡模型计算得到,而对于排放产物 NO_x , UHC , CO , 由于燃烧区气流温度

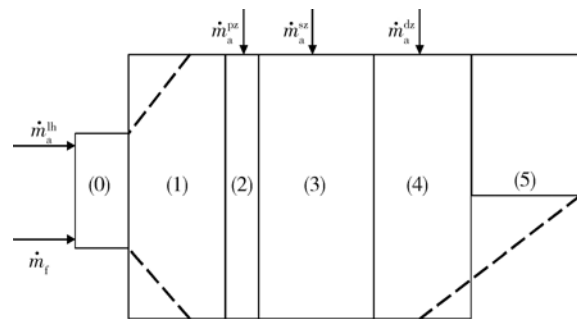
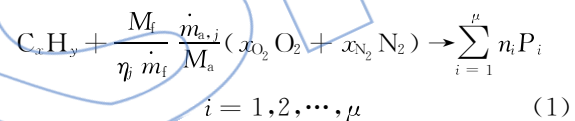


图1 燃烧室模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of combustor model

以及反应条件的变化,导致排放产物 NO_x , UHC , CO 处于“冻结”状态,使其未达到平衡物质的量浓度,因此,排放产物 NO_x , UHC , CO 的计算需要根据燃烧温度的变化,结合燃烧动力学计算反应速率得到。

各个反应区燃烧反应所释放的热量以及绝热火焰温度通过化学反应平衡程序计算,其基本反应方程式为



式中 M_f 表示燃油的摩尔质量, η_j 表示各反应区的燃烧效率, M_a 表示空气的平均摩尔质量, x_{O_2} , x_{N_2} 分别为空气中氧气与氮气的摩尔分数, n_i 为第 i 个生成物的摩尔数, P_i 为第 i 个生成物。各个反应区所释放的热量以及绝热火焰温度,都需迭代求解,完全燃烧后所生成的产物主要有以下 11 种: CO_2 , CO , O_2 , H_2O , H_2 , O , H , OH , NO , N_2O , N_2 。每次迭代过程中,首先计算未燃混合物的反应焓,再计算已燃混合物的反应焓,比较两者的差值来调整燃烧产物的温度,直到未燃混合物的反应焓与已燃混合物的反应焓相等时,停止迭代,得到反应所释放的热量以及绝热火焰温度。计算过程中各种物质的物性参数(比热,生成焓、熵值)的计算主要运用通用化学平衡(chemical equilibrium and application, CEA)计算程序^[6-7]中的物性参数计算方法。

对于各反应区燃烧效率 η_j 可以通过如下方式计算^[8]:

$$\eta_j = \frac{\dot{m}_{f,j}^{\text{evp}} \dot{m}_{f,j}^{\text{mixed}} \dot{m}_{f,j}^{\text{reacted}}}{\dot{m}_f \dot{m}_{f,j}^{\text{evp}} \dot{m}_{f,j}^{\text{mixed}}} \quad (2)$$

式中 $\dot{m}_{f,j}^{\text{evp}}$ 为反应区 j 已经蒸发的燃油流量, $\dot{m}_{f,j}^{\text{mixed}}$ 为已掺混的燃油流量, $\dot{m}_{f,j}^{\text{reacted}}$ 为反应的燃油流量,

各个反应区中燃油的蒸发过程运用文献[9]中的方法计算,该方法中包括了惯性颗粒的加热与冷却模型、液滴蒸发模型以及液滴的沸腾模型。

由于考虑到燃烧室主燃区受到旋流器的影响存在回流区(见图 2),对于反应区(1),假设从反应区(2)有 K_v ($0 < K_v < 1$) 倍产物回流到反应区(1)中,对于该组分以及热量释放计算需与反应区(2)迭代求解,其反应方程式为

$$C_x H_y + \frac{M_f}{\eta_i} \frac{\dot{m}_a^{lh}}{\dot{m}_f} (x_{O_2} O_2 + x_{N_2} N_2) + K_v \left(\sum_{i=1}^{\mu} n_i P_i \right)_2 \rightarrow \left(\sum_{i=1}^{\mu} n_i P_i \right)_1 \quad (3)$$

对于反应区(2)而言,取反应区(1)进口到反应区(2)出口作为研究对象,其反应方程式为

$$C_x H_y + \frac{M_f}{\eta_i} \frac{\dot{m}_a^{lh} + \dot{m}_a^{pz}}{\dot{m}_f} (x_{O_2} O_2 + x_{N_2} N_2) \rightarrow \left(\sum_{i=1}^{\mu} n_i P_i \right)_2 \quad (4)$$

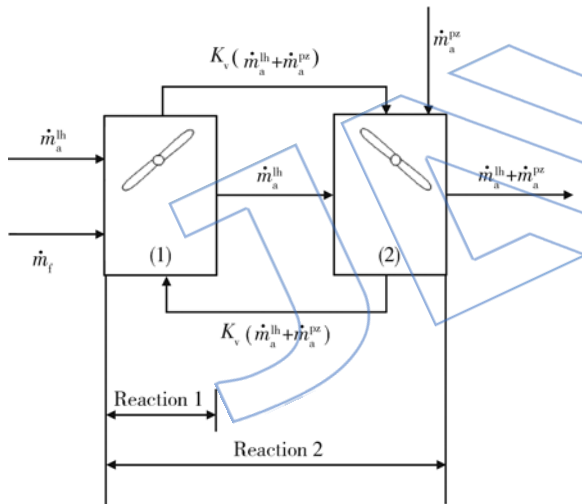


图 2 燃烧室主燃区气流回流模型

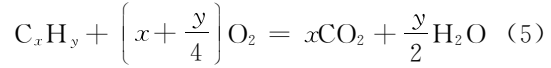
Fig. 2 Flow recirculation model of primary combustion zone of combustor

1.2 简化火焰锋面模型

简化火焰锋面模型主要模拟燃油与氧气随时间的变化过程,计算燃油随时间的动态消耗,同时计算与火焰模型有关的瞬发型 NOx 的生成量.简化火焰锋面模型在 Westenberg 的文献[10]中进行了详细论述,简化火焰锋面模型中主要是将燃烧过程分为 2 个区域,第 1 个区域为化学动力反应区域,该区域与化学反应时间以及化学动力学反应途径有关,不考虑化学反应平衡的影响,第 2 个区域为热反应区域,燃烧化学反应在该区域达

到化学平衡。

简化火焰锋面模型主要由以下反应方程式表示:



该反应的反应速率可以运用绝热火焰温度表示为

$$R = \left(\frac{p}{R_g T} \right)^{b+c} A T_{ad}^m \exp \left(- \frac{T_a}{T_{ad}} \right) x_{C_x H_y}^b x_{O_2}^c \quad (6)$$

式中 p 为反应压力, T 为反应温度, R_g 为通用气体常数, T_{ad} 为绝热火焰前温度, T_a 为反应活化温度, $x_{C_x H_y}$ 为燃料的摩尔分数, x_{O_2} 为氧气的摩尔分数, m 为绝热火焰温度指数. 式中的指数 b, c 和指前因子 A 根据碳氢化合物的类型在 Westbrook 与 Dryer 的文献[11]中查得。

该反应系统里,空气中氮气的摩尔分数主要通过给定的反应时间下,所有反应物的摩尔分数总和求得,即

$$x_{N_2} = 1 - \sum_u x_u \quad (7)$$

$$u = C_x H_y, O_2, CO_2, H_2 O$$

反应中的温度变化主要由反应混合物中的能量变化提供

$$\frac{dT}{dt} = \frac{1}{c_p} \sum_u \left[h_u \frac{dX_u}{dt} \right] \quad (8)$$

$$u = C_x H_y, O_2, CO_2, H_2 O$$

式中 c_p 为比定压热容,在简化火焰锋面模型中新鲜的反应物通过火焰锋面并在火焰锋面处以火焰温度发生燃烧化学反应,燃烧化学反应引起的热能变化又使得混合物的温度升高,反应混合物通过火焰锋面的所需时间由以下条件所决定:

- 1) 反应混合物的温度达到绝热火焰温度。
- 2) 氧气的摩尔分数达到化学反应平衡时的摩尔分数。
- 3) 燃料的摩尔分数消耗到非常小时的摩尔分数 ($\sim 10^{-8}$)。

1.3 燃油雾化模型

燃油液滴的蒸发从液滴的索太尔平均直径 (Sauter mean diameter, SMD, 量符号记为 D_{sm}) 开始,该直径作为燃油蒸发模型中的初始直径,通过下列等式可计算该直径[12]:

$$D_{sm} = 2.25 \sigma^{0.25} \mu_i^{0.25} \left(\frac{\dot{m}_f}{N_{inj}} \right)^{0.25} (p_t - p_s)^{-0.5} \rho_t^{-0.25} \quad (9)$$

式中 σ 为燃油的表面张力, μ_i 为燃油的动力黏度,

p_t 为总压, p_s 为静压, ρ_t 为燃油密度. 在航空发动机的燃烧室中, 燃油流量的变化范围较大, 为了满足发动机在不同工作状态下的燃油流量要求, 燃油喷嘴分为主燃油喷嘴与副燃油喷嘴, 当燃油流量较低时, 副燃油喷嘴工作, 主燃油喷嘴关闭, 随着燃油流量的增加, 燃油的压力也随之增加, 当燃油压力超过一定阈值时, 主燃油喷嘴开始工作. 燃油喷嘴的压力以及燃油喷射速度计算方法可以参考文献[12].

2 污染排放机理

2.1 NO_x

在航空发动机燃烧研究中, NO_x 主要为 NO, 许多的实验研究表明^[13] NO_x 中会含有 N₂O, 但是进一步地研究表明 N₂O 会作为中间产物进一步变化为 NO^[14]. 对于 NO_x 的排放预测模型主要从 3 种类型着手: ① Zeldovich 机理型, 即热力型 NO_x; ②瞬发型 NO_x; ③ N₂O 型 NO_x. 以上 3 种类型为碳氢燃料在航空发动机燃烧室中燃烧生成 NO_x 的主要类型.

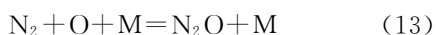
2.1.1 热力型 NO_x

助燃空气中的 N₂, 在高温下氧化生成 NO_x, 这是高温时产生 NO 的主要类型, 热力型 NO_x 通过如下化学反应方程式形成:

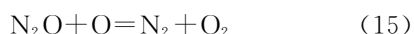


反应式(10)在热力型 NO_x 形成过程中为主要支配作用, 该反应有很高的活化能, 对热力型 NO_x 的形成速度起限制作用. 反应式(11)在贫油条件下的影响较为显著, 反应式(12)在富油条件下的影响较为显著, 以上 3 个反应式相互作用形成 Zeldovich 反应机理.

在较低的反应温度下, 将导致反应速率较低, 从而抑制 Zeldovich 反应机理, 此时, 第 3 种不起化学变化的分子 M, 以及氧原子 O 会与 N₂ 分子相结合生成 N₂O



在航空发动机燃烧室燃烧条件下, N₂O 分子的寿命非常短^[15], 它作为反应过程的中间产物将进一步氧化为 NO, 其氧化分解反应式如下:



运用反应式(10)~式(12)与反应式(13)~式(16), 结合化学动力学, 即可得到 NO 的生成速率

$$\frac{d c_{\text{NO}}}{dt} = 2(1 - \alpha^2) \cdot \left[\frac{R_8}{1 + \alpha \frac{R_8}{R_9 + R_{10}}} + \frac{R_{12}}{1 + \frac{R_{12}}{R_{11} + R_{13} + R_{14}}} \right] \quad (17)$$

上式右端括号中的第一项为高温途径所贡献的 NO, 括号中的第二项为 N₂O 途径所贡献的 NO. 式中的 α 为某时刻 NO 生成量与化学反应平衡时 NO 生成量的比值. R_v 为第 v 个反应式的反应速率, 其计算方法为一个与温度有关的反应速率常数 k 和反应物组分平衡浓度的乘积, 即

$$R_v = k c_{\text{A}, \text{eq}, v} c_{\text{B}, \text{eq}, v} \quad (18)$$

其中 $c_{\text{A}, \text{eq}, v}$, $c_{\text{B}, \text{eq}, v}$ 为第 v 个反应式的反应物平衡时的物质的量浓度, 反应速率常数 k 计算方法见式(19)

$$k = A T_{\text{ad}}^m \exp \left\{ -\frac{T_a}{T_{\text{ad}}} \right\} \quad (19)$$

以上相关参数的取值如表 1 所示.

表 1 热力型 NO_x 的相关参数

Table 1 Relevant parameters of thermal NO_x

	A	m	T_a/K	参考文献
$\text{N}_2 + \text{O} = \text{NO} + \text{N}$	1.36×10^{11}	0	37 900	[16]
$\text{N} + \text{O}_2 = \text{NO} + \text{O}$	1.30×10^6	1	19 200	[16]
$\text{NO} + \text{H} = \text{N} + \text{OH}$	8.12×10^{10}	0	24 125	[17]
$\text{N}_2\text{O} = \text{N}_2 + \text{O}$				
$p = 10.1 \text{ kPa}$	7.14×10^{20}	-3.48	32 932	[18]
$p = 101 \text{ kPa}$	1.18×10^{21}	-3.31	32 832	[18]
$p = 1010 \text{ kPa}$	3.86×10^{18}	-2.39	32 026	[18]
$p = 2020 \text{ kPa}$	2.82×10^{16}	-1.63	31 286	[18]
$\text{N}_2\text{O} + \text{O} = \text{NO} + \text{NO}$	1.00×10^{11}	0	14 100	[16]
$\text{N}_2\text{O} + \text{O} = \text{N}_2 + \text{O}_2$	1.00×10^{11}	0	14 100	[16]
$\text{N}_2\text{O} + \text{H} = \text{N}_2 + \text{OH}$	7.60×10^{10}	0	7 600	[16]

2.1.2 瞬发型 NO_x

瞬发型 NO_x 是碳氢燃料在富油燃料燃烧时, 反应区附近快速生成的 NO, 瞬发型 NO_x 反应速率计算主要基于 De Soete 提出的通用化学动力学参数模型^[19], 其反应速率方程式为

$$\frac{dc_{\text{NO}, \text{prompt}}}{dt} = f k'_{\text{pr}} c_{\text{O}_2, \text{eq}}^a c_{\text{N}_2, \text{eq}} c_{\text{C}_{12}\text{H}_{23}} \exp\left[-\frac{36499.34}{T_{\text{ad}}}\right] \quad (20)$$

式中 $c_{\text{NO}, \text{prompt}}$ 为瞬发型 NO_x 的物质的量浓度, $c_{\text{O}_2, \text{eq}}$ 为 O_2 在化学反应平衡时的物质的量浓度, $c_{\text{N}_2, \text{eq}}$ 为 N_2 在化学反应平衡时的物质的量浓度, $c_{\text{C}_{12}\text{H}_{23}}$ 为燃料的物质的量浓度, f, k'_{pr} 分别为与燃料类型、反应油气当量比相关的修正参数, a 为与反应时 O_2 摩尔分数相关参数, 以上参数取值可参考文献[9].

2.2 UHC

UHC 的计算主要包括燃料燃烧与剩余燃料的裂解过程, 燃料的燃烧过程利用简化火焰锋面模型计算得到, 剩余的燃料进入热裂解过程, 裂解反应方程式如下:

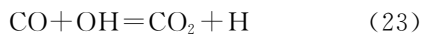


计算过程中, 将简化火焰锋面模型中计算所得的燃料摩尔分数作为燃料裂解的初始值, 同时与燃烧室各反应截面的燃烧效率相结合, 计算剩余碳氢化合物摩尔分数. 反应式(21)中的反应速率表达式与简化火焰锋面模型中反应速率表达式类似, 反应速率表达式^[20]如式(22)所示

$$\frac{dc_{\text{C}_{12}\text{H}_{23}}}{dt} = -2 \times 10^{11} \left(\frac{T}{1111} - \frac{1}{2} \right) \left(\frac{p}{101300} \right)^{0.3} \exp\left[-\frac{6920.154}{T}\right] \left(\frac{c_{\text{C}_{12}\text{H}_{23}}}{1000} \right)^{0.5} \left(\frac{c_{\text{O}_2, \text{eq}}}{1000} \right) \quad (22)$$

2.3 CO

在文献[10]与文献[21]中, 假设碳氢燃料在简化火焰锋面模型中的火焰锋面里全部转化为 CO , CO 在简化火焰锋面模型中的热反应区进一步氧化为 CO_2 , 其反应机理如下:



化学反应速率表达式为

$$\frac{dc_{\text{CO}}}{dt} = k c_{\text{OH}, \text{eq}} \left(1 + \frac{c_{\text{CO}, \text{eq}}}{c_{\text{CO}_2, \text{eq}}} \right) (c_{\text{CO}} - c_{\text{CO}, \text{eq}}) \quad (24)$$

式中 c_{CO} 为 CO 的物质的量浓度, $c_{\text{OH}, \text{eq}}$ 为 OH 在化学反应平衡时的物质的量浓度, $c_{\text{CO}_2, \text{eq}}$ 为 CO_2 在化学反应平衡时的物质的量浓度, k 为反应式(24)的正反应速率常数, 其值的计算可参考文献[22].

3 燃烧过程与排放机理计算结果与分析

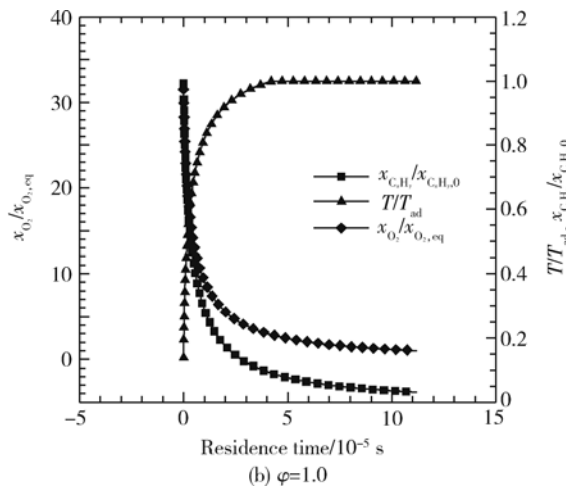
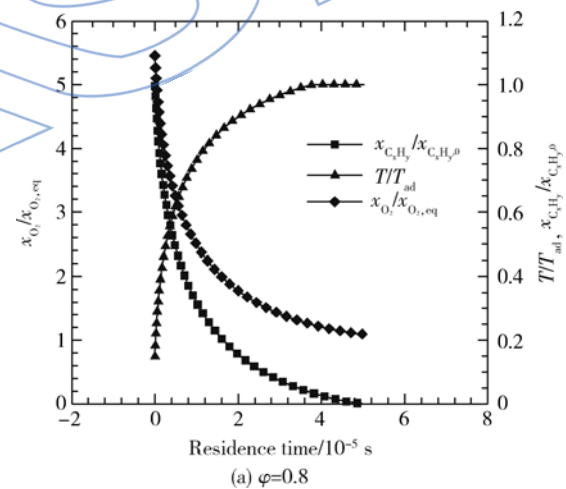
3.1 简化火焰锋面模型计算结果

简化火焰锋面模型主要是计算燃料与 O_2 在燃烧过程中随反应时间的变化关系, 为剩余燃料的裂解提供初始值, 同时计算瞬发型 NO_x 在火焰锋面中的形成过程, 并将计算所得到的瞬发型 NO_x 作为热力型 NO_x 的初始值, 计算高温途径与 N_2O 途径所生成的 NO_x .

图3(a)和图3(b)表明在简化火焰锋面模型中, 燃油与空气在化学恰当比, 或者燃油偏贫时, 反应在 10^{-4} s 或低于 10^{-4} s 时完成, 该反应时间远远小于燃气在航空发动机燃烧室中的滞留时间, 图3(c)和图3(d)表明在富油的情况下, 随着油气当量比 φ 的增加, 火焰锋面变厚, 反应速度减慢.

3.2 NO_x 计算结果

图4为发动机起飞状态下(反应温度 $T = 860$ K, 反应压力 $p = 3535$ kPa), 在不同油气当量



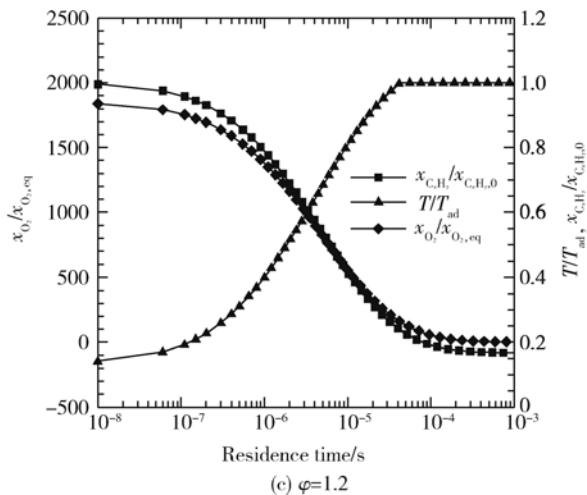
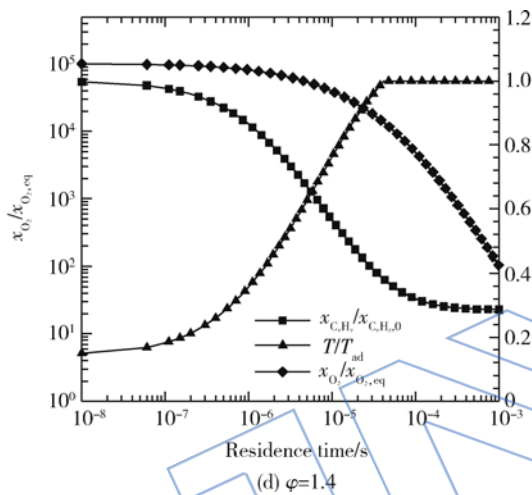
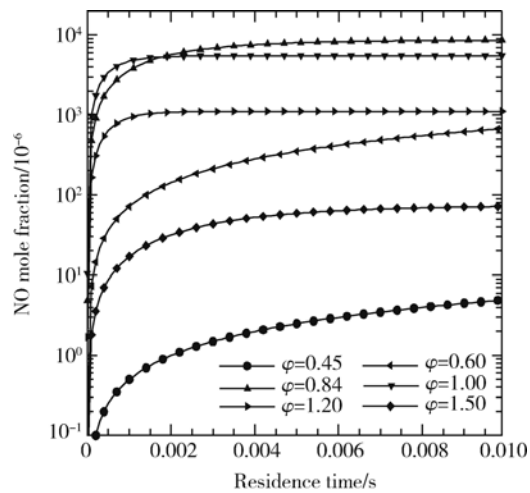
(c) $\varphi=1.2$ (d) $\varphi=1.4$

图3 不同油气当量比下燃油(JetA)-空气简化火焰锋面模型

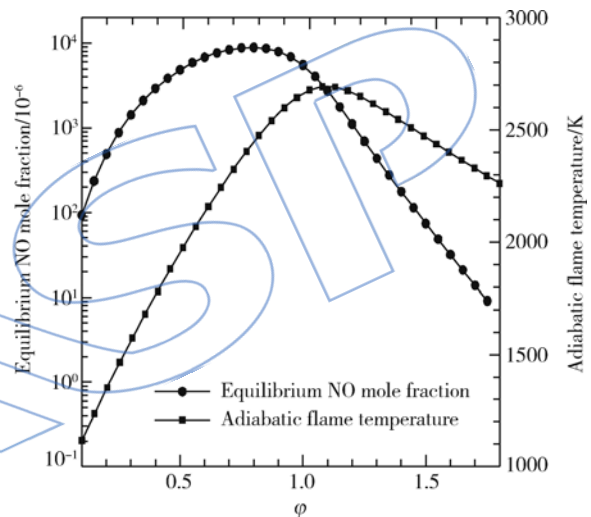
Fig. 3 Fuels(JetA)-air simplified flame front model with different fuel-air equivalence ratios

比情况下,得到的热力型 NO_x 摩尔分数变化情况,从图 4(b)中可以得出当油气当量比在 0.45~1.5 之间变化时,NO 的平衡摩尔分数在 $10^{-4} \sim 9 \times 10^{-3}$ 之间变化,从图 4(a)中可以得出 NO 在油气当量比为化学恰当比,或者稍偏富油的情况下,反应能在 2×10^{-3} s 以下达到平衡摩尔分数,在富油或者贫油状态下,反应速度减慢;在油气当量比小于 0.5,反应时间大于 2×10^{-3} s 的情况下,NO 摩尔分数几乎维持不变,但未达到反应平衡时物质的量浓度,NO 的生成反应处于“冻结”状态。

图 5 为不同油气当量比下瞬发型 NO_x 摩尔分数随反应时间变化趋势 ($T=860$ K, $p=3\,535$ kPa),从图中可以看出当油气当量比为 0.6 和 0.8 时,NO 的生成在 10^{-4} s 以下即可完成;当油气当量比大于 1.0 时,NO 的生成时间会随之增加,图 6 为在不同的反应条件下,瞬发型 NO_x 摩



(a) 不同油气当量比下 NO 摩尔分数随反应时间变化关系



(b) 平衡 NO 摩尔分数和火焰温度随油气当量比变化关系

图4 不同油气当量比下热力型 NO_x 摩尔分数变化情况
($T=860$ K, $p=3\,535$ kPa)Fig. 4 Change of mole fraction of thermal NO_x with different fuel-air equivalence ratios
($T=860$ K, $p=3\,535$ kPa)

尔分数随油气当量比的变化关系,从图中可以得出,对于一定的反应压力与反应温度,NO 的生成量存在最大值,并且随着反应温度的增加,NO 的生成量也会随之增加。

3.3 UHC 计算结果

碳氢燃料的消耗首先从简化火焰锋面模型中计算,简化火焰锋面模型中剩余的碳氢燃料在热反应区进一步裂解生成 H₂ 与 CO,图 7(a)与图 7(b)为在不同油气当量比下,UHC 摩尔分数随反应时间的变化关系,从图中可以看出,在贫油状态下,碳氢燃料在简化火焰锋面模型中燃烧完全;在富油状态下,碳氢燃料还有剩余,在热反区中进一

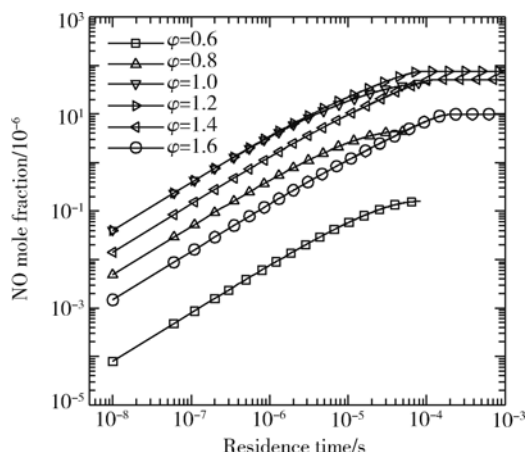


图 5 不同油气当量比下瞬发型 NO_x 摩尔分数随反应时间变化关系

Fig. 5 Relationship between prompt NO_x mole fraction and residence time with different fuel-air equivalence ratios

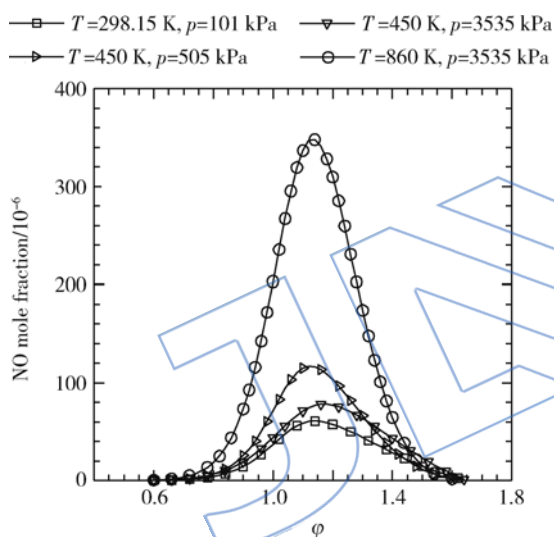


图 6 不同反应条件下瞬发型 NO_x 摩尔分数随油气当量比变化关系

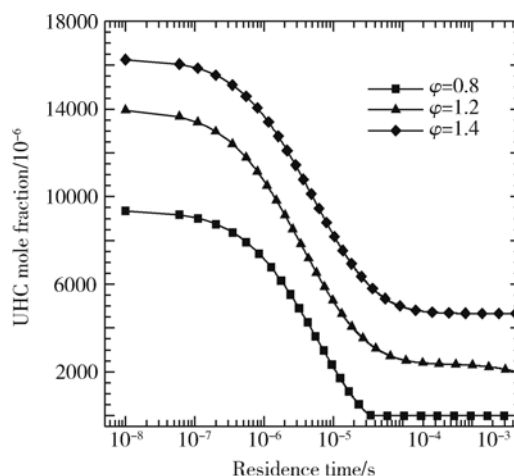
Fig. 6 Relationship between prompt NO_x mole fraction and fuel-air equivalence ratio with different reaction conditions

步裂解,当油气当量比为 1.4 时,经过 5×10^{-3} s 的反应时间后,约有 30% 的燃料未燃烧完全.从图 7(a)与图 7(b)之间的对比可以看出,反应温度与反应压力的增加使碳氢燃料反应速度加快,有利于减少未燃碳氢燃料的排放.

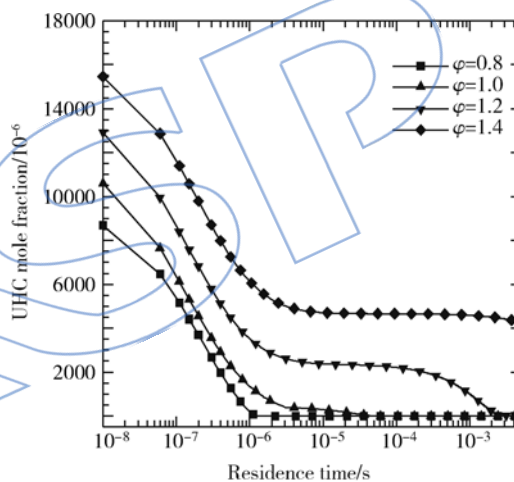
3.4 CO 计算结果

图 8 为不同油气当量比下的 CO 平衡时摩尔分数,从图中可以得出,在贫油情况下,当油气当量比一定时,增加初始反应温度或者反应压力,都会使反应平衡时的 CO 摩尔分数增加;在富油情况下,当油气当量比一定时,增加初始反应温度或

者反应压力,对 CO 平衡摩尔分数几乎没有影响.图 9(a)与图 9(b)为不同油气当量比下的 CO 摩



(a) $T=450$ K, $p=101$ kPa



(b) $T=860$ K, $p=3535$ kPa

图 7 不同油气当量比下 UHC 摩尔分数随时间变化关系
Fig. 7 Relationship between UHC mole fraction and residence time with different fuel-air equivalence ratios

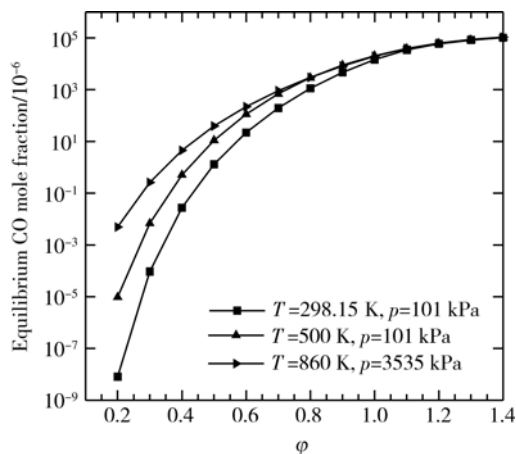


图 8 不同油气当量比下的 CO 平衡摩尔分数

Fig. 8 Equilibrium CO mole fraction with different fuel-air equivalence ratios

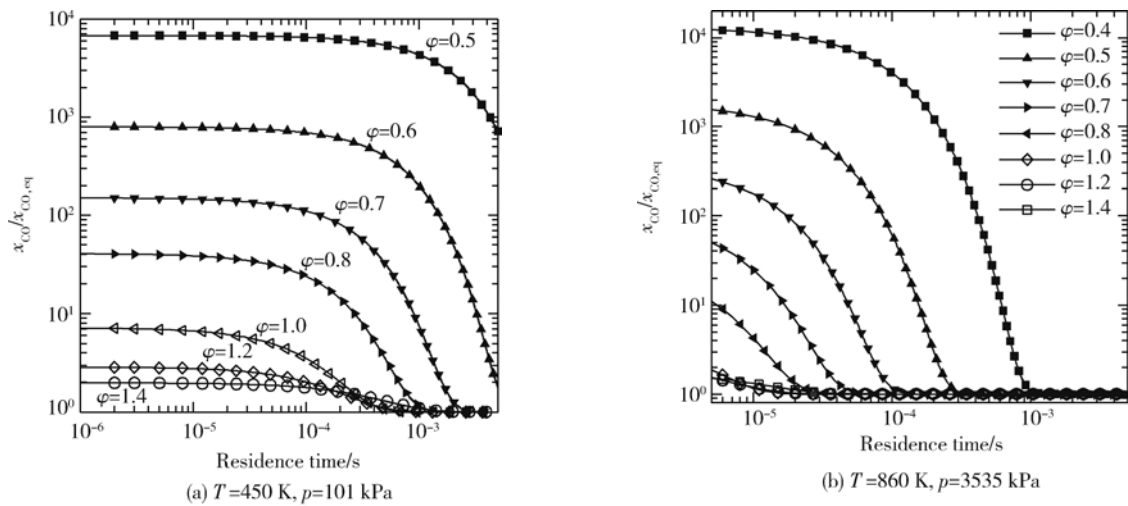


图9 不同油气当量比下CO摩尔分数比随反应时间变化关系

Fig. 9 Relationship between CO mole fraction ratio and residence time with different fuel-air equivalence ratios

尔分数比随反应时间变化关系,从图9中可以看出在富油情况下,CO的初始摩尔分数接近于化学反应平衡时的摩尔分数,此时在燃烧室中,CO为主要的排放产物;随着油气当量比的增加,CO摩尔分数达到化学反应平衡时摩尔分数的时间减少;反应压力与初始反应温度的增加,也会使CO摩尔分数达到化学反应平衡时摩尔分数时间减少;在贫油情况下,随着油气当量比的降低,反应速度变慢,在低反应压力与低反应温度下,CO的反应过程几乎处于“冻结”状态。

4 燃烧室污染排放计算结果与分析

将污染排放生成机理、燃油雾化模型、燃烧室内气流流动模型、燃烧室几何模型以及发动机工作状态相结合(如图10所示),并在C++Builder 6平台下运用C++语言编写了计算软件PCombustion,运用该软件计算分析燃烧室不同截面的污染排放量。燃烧室几何模型运用燃烧室几何设计方法^[23]进行建模(如图11所示)。

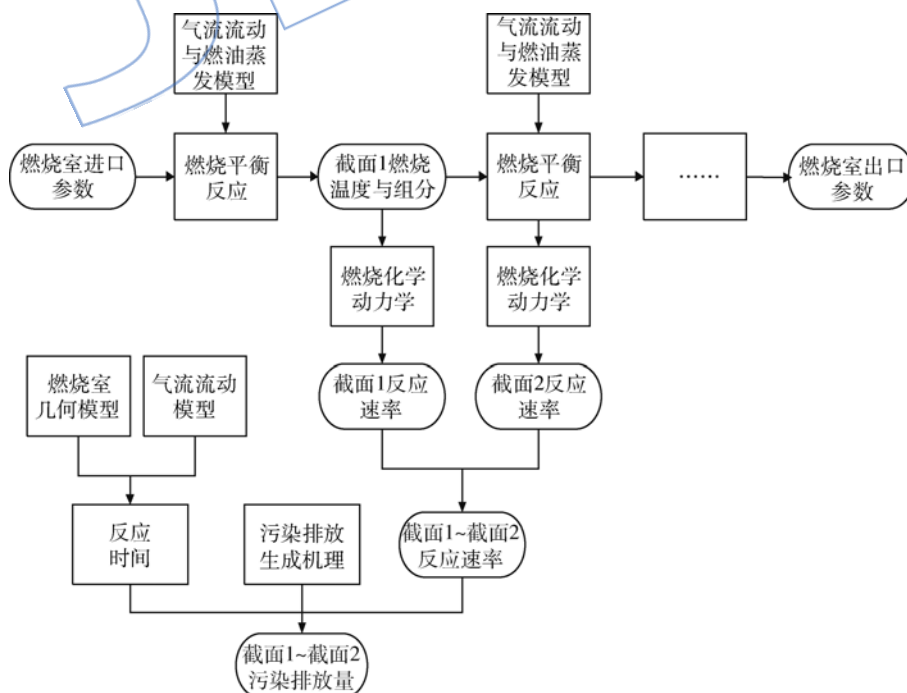


图10 燃烧室排放计算过程

Fig. 10 Calculation process of combustion emission

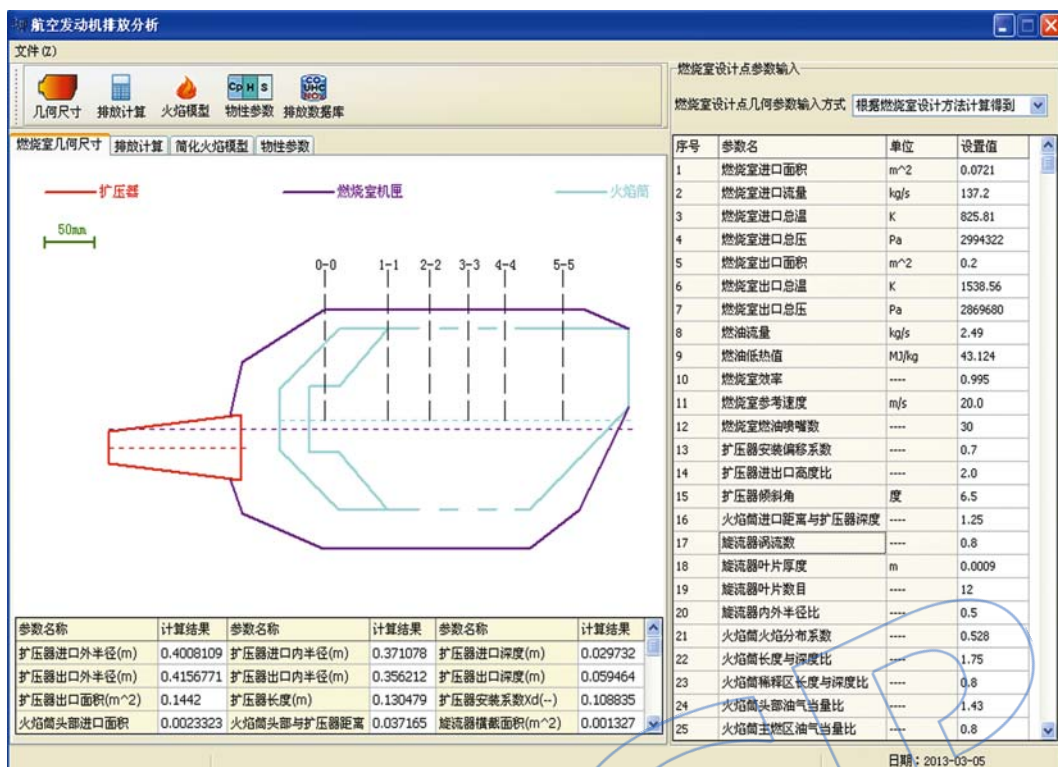


图 11 燃烧室几何模型

Fig. 11 Combustor geometric model

图 10 给出了燃烧室排放计算过程,从图中可以看出燃烧室排放计算从燃烧室进口参数开始,同时运用式(9)计算燃油液滴雾化初始索太尔平均直径,再运用燃油液滴在燃烧室内的气流流动与燃油蒸发模型,计算燃油液滴从燃烧室区域(1)(如图 1 所示)到燃烧室区域(2)的燃油蒸发量,进而运用式(2)计算得到该区域燃烧效率,结合燃烧室进口温度与压力,运用燃烧平衡程序计算燃烧室区域(1)的绝热火焰温度与燃烧后产物组分,再根据气流在火焰筒内的流动过程计算得到反应时间,结合化学动力学与污染物排放生成机理即可计算得到燃烧室区域(1)的污染排放量.燃烧室区域(2)到区域(5)的计算过程与区域(1)的计算过程类似.计算中式(3)中的回流系数 K_v 设为 0.08,燃烧室区域(1)至区域(4)油气当量比变化为 1.43~0.42.

图 12 为不同燃油流量下,主燃油喷嘴与副燃油喷嘴的 SMD,图 13 为在发动机几个典型工况下(最大起飞、爬升、进场、慢车),燃烧室主流中心温度随燃烧室轴向长度的变化关系,图 14~图 16 为发动机在最大起飞、爬升、进场、慢车工况下的 NO_x , UHC, CO 摩尔分数沿燃烧室轴向长度分布,从图中可以看出, NO_x 的摩尔分数随着燃油流量以及燃烧温度的增加而增加,但是由于受到

燃烧室空气流量的掺混作用,使其未达到平衡时的物质的量浓度,即处于“冻结”状态;而 UHC 与 CO 在燃油流量较低的情况下,其摩尔分数却比高燃油流量下的摩尔分数大,这是由于在低燃油流量下燃油液滴雾化直径偏大,从而造成燃油的雾化效果差、燃烧效率低,使得 UHC 与 CO 的摩尔分数偏高.

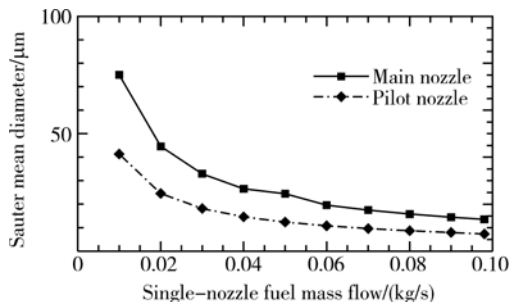


图 12 主副燃油喷嘴 SMD

Fig. 12 SMD of pilot nozzle and main nozzle

表 2 为发动机在最大起飞、爬升、进场、慢车工况下 NO_x , UHC, CO 的排放指数(emission index, EI),从表中可以看出 NO_x 的 EI 与 UHC, CO 的 EI 在发动机 4 种工况下的分布趋势刚好相反,即 NO_x 的 EI 峰值在最大起飞状态,而 UHC 与 CO 的 EI 峰值在慢车状态.

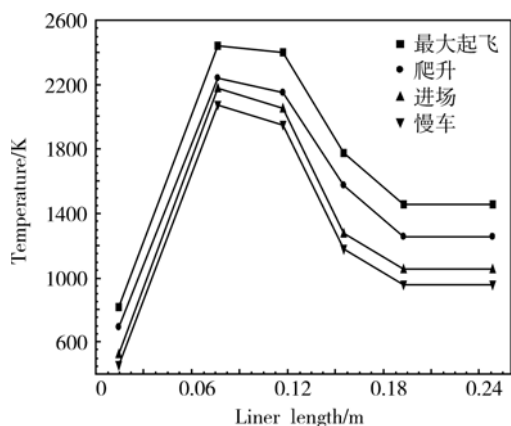


图13 燃烧室主流中心温度沿燃烧室轴向长度分布

Fig. 13 Temperature distribution of combustor mainstream center along combustor liner length

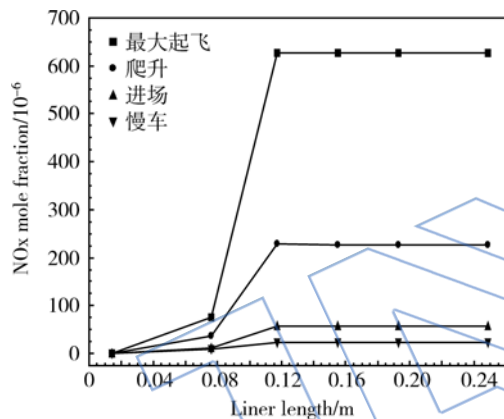
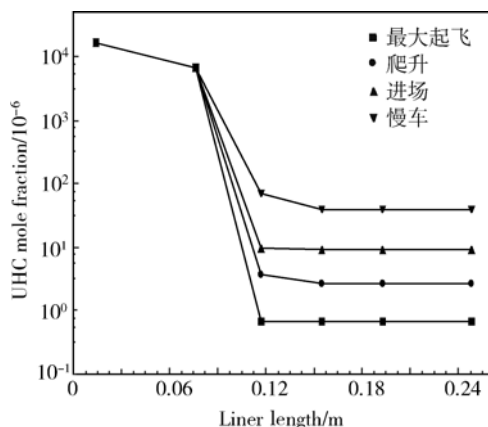
图14 NO_x摩尔分数沿燃烧室轴向长度分布Fig. 14 NO_x mole fraction distribution along combustor liner length

图15 UHC摩尔分数沿燃烧室轴向长度分布

Fig. 15 UHC mole fraction distribution along combustor liner length

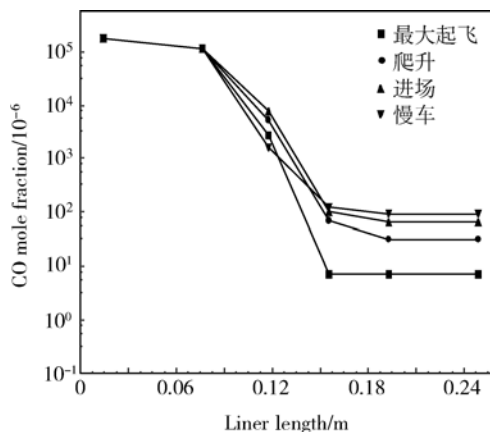


图16 CO摩尔分数沿燃烧室轴向长度分布

Fig. 16 CO mole fraction distribution along combustor liner length

表2 各排放产物EI (单位:g/kg)

Table 2 Emission index of emission (unit:g/kg)

	最大起飞	爬升	进场	慢车
NO _x	39.638	16.286	8.731	5.267
UHC	0.064	0.085	0.229	4.393
CO	0.606	1.105	9.151	19.638

5 结论

针对民用涡扇发动机排放预测问题,采用基于燃烧室多反应器模型的排放预测方法,并将该方法与发动机性能计算程序相结合对民用涡扇发动机排放产物 NO_x,CO,UHC 进行了计算分析,并得到如下结论:

1) 由于受到燃烧室内掺混空气以及截面温度剧烈变化的“冻结”作用,对于 NO_x 的计算不能简单运用燃烧化学平衡模型,而需结合燃烧化学动力学以及简化火焰锋面模型进行计算。

2) NO_x 排放量的多少主要取决于燃烧室内火焰温度的高低,燃烧温度越高,NO_x 排放量越大。

3) CO 与 UHC 排放量受燃料的雾化程度的影响较大,在发动机工作在低工况下时,燃油液滴的 SMD 大,造成燃油燃烧效率低,CO 与 UHC 排放量增加。

4) 基于燃烧室多反应器模型的排放预测方法计算速度快、通用性强,适合与航空发动机性能计算程序相结合,在航空发动机设计阶段进行发动机在不同工况下的排放产物预测计算,为低排放航空发动机方案设计提供参考。

参考文献:

- [1] Rizk N K, Mongia H C. Emissions predictions of different gas turbine combustors[R]. AIAA 94-118, 1994.
- [2] Baughcum S L, Tritz T G, Hendersen S C, et al. Scheduled civil aircraft emission inventories for 1992: database development and analysis [R]. NASA Contractor Report 4700, 1996.
- [3] Visser W P J, Kluiters S C A. Modeling the effects of operating conditions and alternative fuels on gas turbine performance and emissions[R]. NLR-TP-98629, 1998.
- [4] Hammond D C Jr, Mellor A M. Analytical calculations for the performance and pollutant emissions of gas turbine combustors [J]. Combustion Science and Technology, 1971, 4(1): 101-112.
- [5] Sturgess G J, McKinney R, Morfird S. Modification of combustor stoichiometry distribution for reduced NOx emission from aircraft engines[R]. ASME Paper 92-GT-108, 1992.
- [6] McBride B J, Gordon S. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications[R]. NASA Technical Report RP 1311, 1994.
- [7] McBride B J, Gordon S. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications: users manual and program description[R]. NASA Technical Report RP 1311, 1996.
- [8] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. Philadelphia: Taylor and Francis, 1999.
- [9] Fluent Incorporated. Fluent 6. 2 user's guide[M]. Lebanon: Fluent Incorporated, 2005.
- [10] Westenberg A A. Kinetics of NO and CO in lean, premixed hydrocarbon-air flames[J]. Combustion Science and Technology, 1971, 4(1): 59-64.
- [11] Westbrook C K, Dryer F L. Simplified reaction mechanisms for the oxidation of hydrocarbon fuels in flames[J]. Combustion Science and Technology, 1981, 27(2): 31-43.
- [12] Lefebvre A H. Atomization and sprays[M]. New York: Taylor and Francis, 1989.
- [13] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. New York: Hemisphere Publishing Corporation, 1983.
- [14] Miller J A, Bowman C T. Mechanism and modeling of nitrogen chemistry in combustion[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 1989, 15(4): 287-338.
- [15] Glassman I. Combustion[M]. London: Academic Press, 1996.
- [16] Baulch D L, Drysdale D D, Horne D G, et al. Evaluated kinetic data for high temperature reactions: Volume 2 homogeneous gas phase reactions of the $H_2-N_2-N_2O$ system [M]. London: Butterworths, 1973.
- [17] Roekaerts D, Peeters T. Turbulent reacting flow[M]. Delft: Delft University Press, 1997.
- [18] Drake M C, Blint R J. Calculations of NOx formation pathways in propagating laminar, high pressure premixed CH_4 /air flames[J]. Combustion Science and Technology, 1991, 75(4): 261-285.
- [19] De Soete G G. Overall reaction rates of NO and N_2 formation from fuel nitrogen[R]. Pittsburgh: 15th International Symposium on Combustion, 1975.
- [20] Edelman R B, Fortune O F. A quasi-global chemical kinetic model for the finite rate combustion of hydrocarbon fuels with application to turbulent burning and mixing in hypersonic engines and nozzles[C]// AIAA 7th Aerospace Sciences Meeting. New York: AIAA, 1969: 69-86.
- [21] Fristorm F L, Westenberg A A. Flame structure[M]. New York: McGraw-Hill, 1965.
- [22] Baulch D L, Drysdale D D, Horne D G, et al. Evaluated kinetic data for high temperature reactions: Volume 3 homogeneous gas phase reactions of the O_2-O_3 system, the $CO-O_2-H_2$ system, and of sulphur-containing species[M]. London: Butterworths, 1976.
- [23] Shakariyants S A, Van Buijtenen J P, Visser W P J. Generic geometry definition of the aircraft engine combustor chamber[R]. ASME Paper GT2004-53522, 2004.