

文章编号:1000-8055(2012)08-1718-08

加力燃烧室用齿冠状混合器的数值研究与验证

狄虎威¹, 单 勇¹, 高家春², 张靖周¹, 刘 涛²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 基于 CFD(computational fluid dynamics)技术,分别采用有限速率/涡耗散(finite-rate/eddy-dissipation)、涡耗散(eddy-dissipation)和涡耗散概念(EDC)燃烧模型,对一种曲面齿冠状混合器作用下的加力燃烧室进行数值计算。计算结果表明:曲面齿冠状混合器下游产生明显的流向涡对,流向涡的存在可以增强内外涵冷热气流掺混;与直面齿冠状混合器相比,曲面齿冠状混合器下游流向涡强度大于直面齿冠状混合器,其混合效率高;加力燃烧室内氧气和二氧化碳质量分数分布结构表明了涡耗散模型的计算更为合理;计算结果可为加力燃烧室混合器选型和燃烧数值模拟提供依据。

关 键 词: 涡扇发动机; 加力燃烧室; 曲面齿冠状混合器; 燃烧模型; 数值模拟

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Numerical study and verification on combustion characteristics of afterburner with chevron mixer

DI Hu-wei¹, SHAN Yong¹, GAO Jia-chun², ZHANG Jing-zhou¹, LIU Tao²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Shenyang Aeroengine Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Based on computational fluid dynamics (CFD), the two-phase turbulent combustion in a three-dimensional afterburner with a kind of curved chevron mixer was simulated. Eddy-dissipation, finite-rate/eddy-dissipation and eddy-dissipation-conception models were applied to the combustion simulation, respectively. Numerical results indicate that abundant streamwise vortices, which enhance the mixture between the core flow and bypass flow, form and develop along the downstream of the curved chevron mixer. The intensity of streamwise vortices deduced by curved chevron mixer always is greater than that of the straight chevron mixer. Therefore, the mixing efficiency of curved chevron mixer is the best. The eddy-dissipation model is the most realizable based on the distribution of O_2 and CO_2 .

Key words: turbofan engine; afterburner; curved chevron mixer; combustion model; numerical simulation

收稿日期:2011-09-16

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1718_006.html

基金项目:航空科学基金(2008ZB0607)

作者简介:狄虎威(1986—),男,江苏新沂人,硕士生,主要从事强化传热研究。

目前, 加力燃烧室是大多数军用涡扇发动机的重要部件。涡扇发动机加力燃烧室采用双涵道进气, 这就给其组织燃烧带来一系列问题。由于外涵道的气流温度比较低, 对航空煤油的液滴蒸发是不利的。因此需要采用内外涵强迫混合装置对高温内涵气体和低温外涵气体进行强化混合, 改善加力燃烧室入口流场、温度场和质量分数, 为组织高效的加力燃烧提供良好的环境。以环形混合器或波瓣混合器为基础发展的一些内外涵混合器已在 F119, F120, EJ200 和 M88-2 等涡扇加力发动机中得到应用^[1-3]。环形混合器虽然气动损失小, 但是其混合效率低, 燃烧稳定性较差^[3]; 波瓣混合器有效改善了内外涵气流之间的混合均匀性, 从而有利于提高燃烧稳定性和燃烧效率, 但也随之带来气动损失较大^[4-5]、结构刚性较差等问题^[6-8]。王亚盟等人^[9]对齿冠状混合器性能进行了数值研究, 研究结果表明了其兼顾气动损失和混合效果的综合性能。鉴于加力燃烧室结构复杂, 燃油喷射量、喷射角度和喷射位置等参数众多, 且与燃烧组织方案相关, 所以在加力燃烧室性能试验方面资金的投入十分可观。加力燃烧室数值模拟可作为性能试验的辅助方法, 为结构优选提供参考依据。为了获得合理的加力状态下的加力燃烧室内流场、温度场、质量分数分布, 本文建立涡扇发动机加力燃烧室物理模型, 分别采用有限速率/涡耗散 (finite-rate/eddy-dissipation)、涡耗散 (eddy-dissipation) 和涡耗散概念 (EDC) 燃烧模型, 对一种曲面齿冠状混合器作用下的加力燃烧室进行数值计算, 重点分析了 3 种不同燃烧模型的流场特征和燃烧特性, 总结出适合齿冠状混合器加力燃烧数值模拟的燃烧模型。

1 计算模型及边界条件

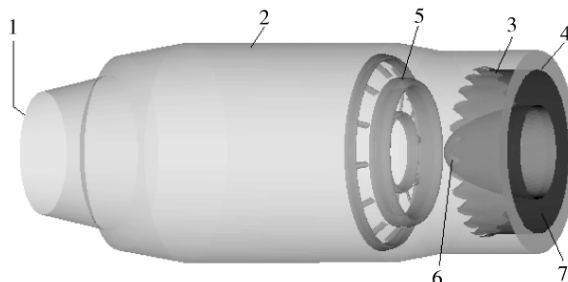
1.1 物理模型

本文计算的物理模型如图 1 所示, 结构主要包括内涵道、外涵道、齿冠状混合器、中心锥、V 型火焰稳定器和喷口等。外涵道进口直径为 500 mm, 内涵道进口直径为 403 mm。

本文的曲面齿冠状混合器如图 2 所示, 锯齿在向内、外涵出口下游伸展时, 齿面呈流线型。这种结构的锯齿与文献^[9]中给出的锯齿不同, 文献中的锯齿面是平直的。

本文的加力燃烧室共分 5 个区域供油, 供油区分布情况如图 3 所示, 按照 V 型火焰稳定的结构, 将供油区分为外圈供油区、外径供油区、中圈

供油区、内径供油区和内圈供油区。5 个供油区内共分布了 500 多个锥形射流源, 其喷射半角为 30° 。



1 喷口；2 壁面；3 齿冠状混合器；4 外涵；5 V型火焰稳定器；6 中心锥；7 内涵

图 1 加力燃烧室物理模型

Fig. 1 Physical model of afterburner

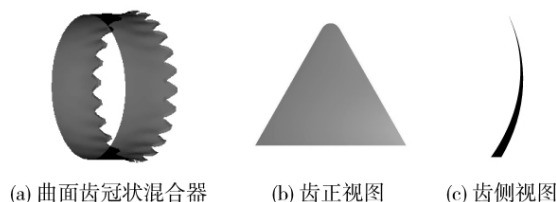


图 2 混合器齿型模型

Fig. 2 Types of forced mixer

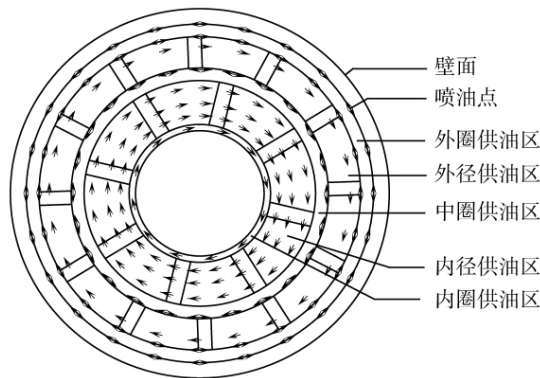


图 3 供油区分布

Fig. 3 Distribution of the injections

1.2 计算方法和边界条件

采用独立隐式求解器进行稳态计算。湍流模型采用 RNG (renormalization group) $k-\epsilon$ 模型, 采用标准壁面函数法进行近壁面处理。燃烧模型分别采用有限速率/涡耗散模型、涡耗散模型和涡耗散概念模型这 3 种。借助离散项模型计算燃油液滴的轨道以及由其引起的热量、质量传递, 并在相间耦合中考察离散项的分布。采用分区供油, 共分 5 个供油区进行喷油, 航空煤油初始温度为 400 K, 供油量为 2.9548 kg/s 。离散格式为二阶迎风, 收敛标准是各物理量残差小于 10^{-4} 。网格独

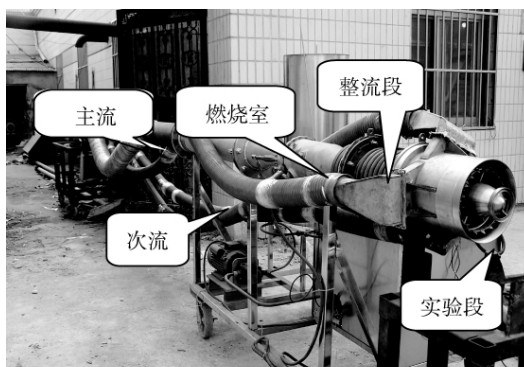
立性实验表明当网格数达到 400 万左右时,求解结果保持不变。

内涵和外涵入口设定为质量流量进口。外涵质量流量为 55.2 kg/s,总温为 424.1 K;内涵质量流量设定为 68.8 kg/s,总温为 1015.1 K。喷口设定为内部面,外场设定为压力出口边界,静压和静温设为标准环境大气压和温度。

2 湍流模型的实验验证

2.1 实验系统

实验系统由燃油系统、主流供气管路、次流供气管路、内外涵实验段和测量装置组成,如图 4 所示。主流气源由压气机提供,经过燃烧室加热至 800 K 模拟内涵高温气流;次流由压气机提供,温度为 300 K,模拟外涵冷气;在燃烧室与实验段之间安装有整流装置,从而保证温度场较为均匀。实验所采用的混合器有两种结构形式,直面冠状锯齿混合器和环形混合器,如图 5 所示。实验中,混合器下游设定了 3 个温度采集截面,每个截面沿径向设定了 10 个温度采集点。在混合器周向的测量位置分别设置在锯齿顶点和相邻锯齿之间。通



(a) 实验台



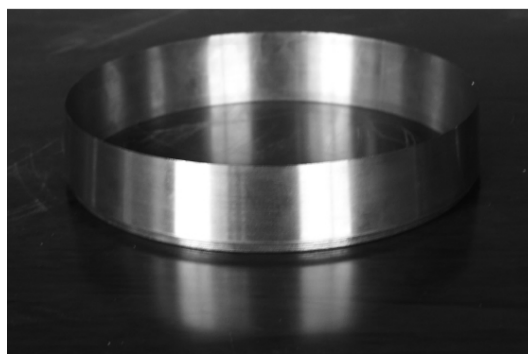
(b) 混合器局部结构图

图 4 实验系统

Fig. 4 Scheme of experimental system



(a) 直面冠状锯齿混合器



(b) 环形混合器

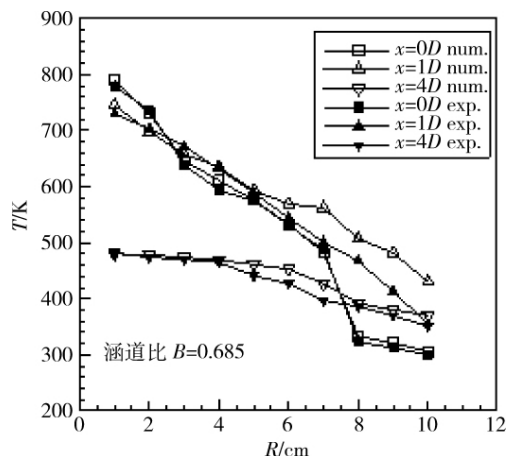
图 5 混合器实验件

Fig. 5 Chevron mixer and confluent mixer

过内外涵流量的调节与控制,分两个涵道比进行热态实验,小涵道比为 0.233, $\dot{m}_{in}=0.133$ kg/s, $\dot{m}_{out}=0.571$ kg/s;大涵道比为 0.685, $\dot{m}_{in}=0.415$ kg/s, $\dot{m}_{out}=0.285$ kg/s,其中 $\dot{m}_{in}$ 和 $\dot{m}_{out}$ 分别代表内涵和外涵质量流量。

2.2 实验与计算结果比较

图 6 是混合器在涵道比 B 为 0.685 和 0.233 时,混合器下游 3 个截面(0D, 1D 和 4D,其中 D 为外涵直径)、各 10 个测温点处的实验测量值和



(a) $B=0.685$ 时,环形混合器下游温度

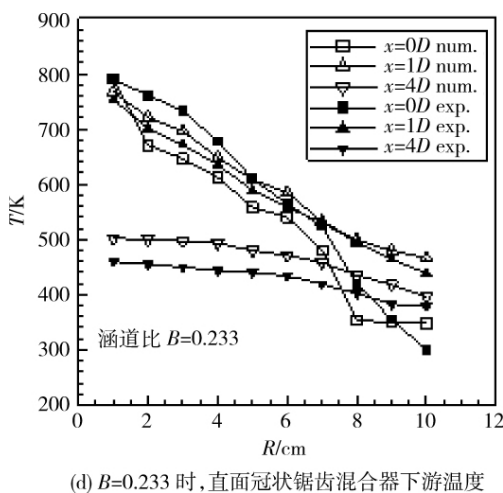
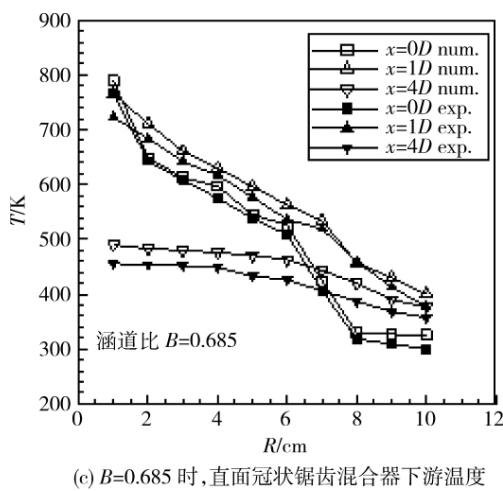
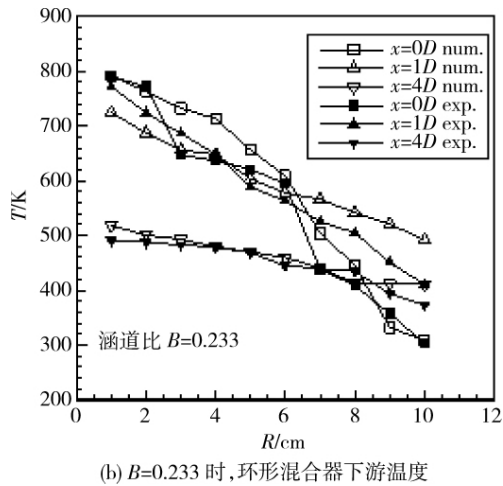


图6 混合器下游温度比较

Fig. 6 Distribution of temperature for different mixers

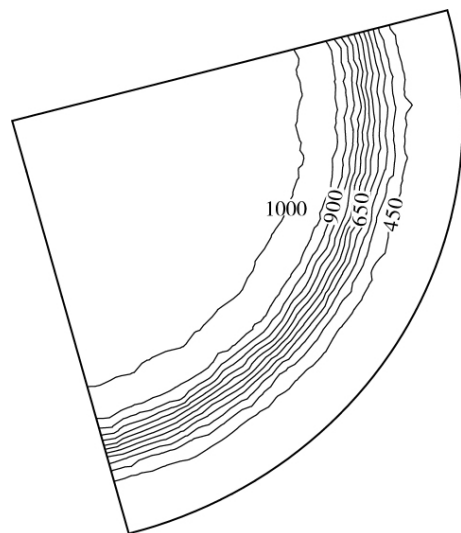
数值计算结果比较. 可以看出每个截面的 10 个测温点温度逐渐降低, 与模拟值的变化趋势一致. 从各个截面上的最高温度、最低温度值来看, 实验数据与模拟值吻合较好, 且均合理. 整体来看, 计算

值略大于实验值, 但两者的分布趋势在各个测试截面上都较为一致, 证明本文采用的湍流模型是可靠的.

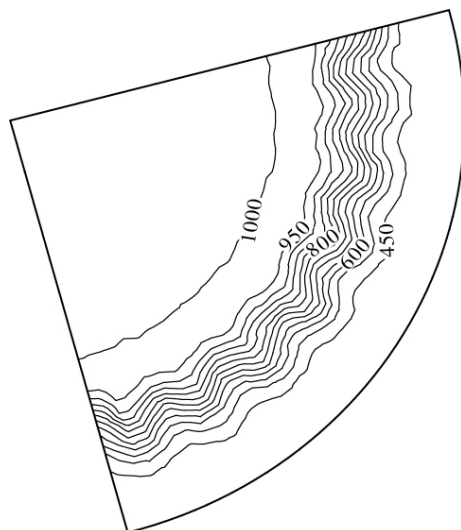
3 计算结果与分析

3.1 混合器出口温度场

图 7 分别显示了环形混合器、曲面齿冠状混合器和直面齿冠状混合器^[9]出口横截面上总温分布. 可以看出: 环形混合器出口的温度等值线基本呈同心圆分布, 内外涵气体间的混合是单纯的剪切形混合; 冠状混合器出口的温度分布有所不同, 在混合器所产生的流向涡作用下, 温度等值线开始变形、弯曲; 曲面齿冠状混合器出口的温度等值线要比直面齿冠状混合器变形程度更大一些, 这说明曲面齿冠状混合器有更好的混合效果.



(a) 环形混合器



(b) 曲面齿冠状混合器

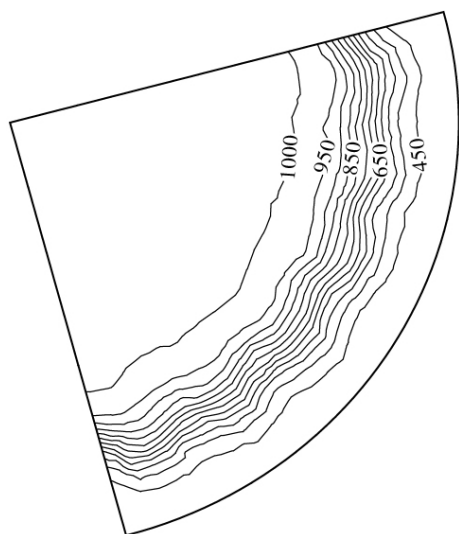
(c) 直面齿冠状混合器^[8]

图 7 混合器出口总温度场(单位:K)

Fig. 7 Distribution of total temperature for different mixers (unit:K)

3.2 混合器出口流向涡分析

图 8 分别显示了环形混合器、曲面齿冠状混合器和直面齿冠状混合器^[9]下游横截面上的流向涡分布。由图可知,无论是哪种形式的齿冠状混合器,在其下游都会分布一系列的流向涡对,而环形混合器下游没有流向涡的形成;与直面冠状齿混合器相比,曲面齿冠状混合器下游流向涡强度远远大于直面齿冠状混合器。大量的流向涡分布,有助于内外涵道冷热气流的掺混^[10]。

3.3 沿程热混合效率分析

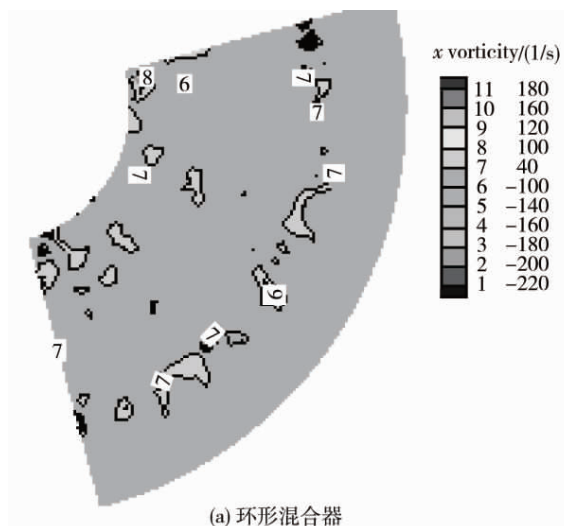
用沿程热混合效率来衡量内外涵冷热气流在某一截面掺混程度,热混合效率的定义^[9,11]

$$\eta_{\text{mix}} = \frac{\int \sqrt{T_i^*} dm - \sqrt{T_1^*} \dot{m}_1 - \sqrt{T_2^*} \dot{m}_2}{\sqrt{T_{\text{mix}}^*} (\dot{m}_1 + \dot{m}_2) - \sqrt{T_1^*} \dot{m}_1 - \sqrt{T_2^*} \dot{m}_2}$$

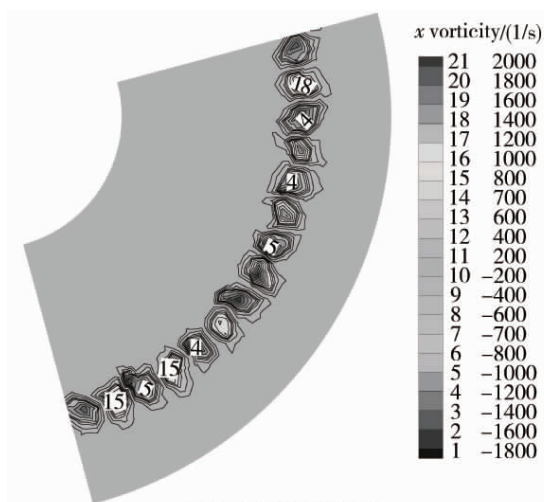
式中 $T_{\text{mix}}^* = \frac{T_1^* \dot{m}_1 + T_2^* \dot{m}_2}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2}$, $\dot{m}$ 表示质量流量,下

标 1 和 2 分别表示内涵和外涵, T_i^* 代表某一截面的总温。沿程热混合效率是衡量温度分布均匀程度的参数。混合效率越高说明温度分布越均匀。

曲面齿冠状混合器下游沿程热混合效率的发展如图 9 所示。图中环形混合器和直面齿冠状混合器下游的沿程热混合效率来源于文献^[9]。不难发现曲面齿冠状混合器下游沿程热混合效率不仅要远大于环形混合器,而且与直面齿冠状混合器相比较,在 $x=600 \text{ mm}$ 至 $x=2400 \text{ mm}$ 范围内,热混合效率还是略大于直面齿冠状混合器的,主



(a) 环形混合器



(b) 曲面齿冠状混合器

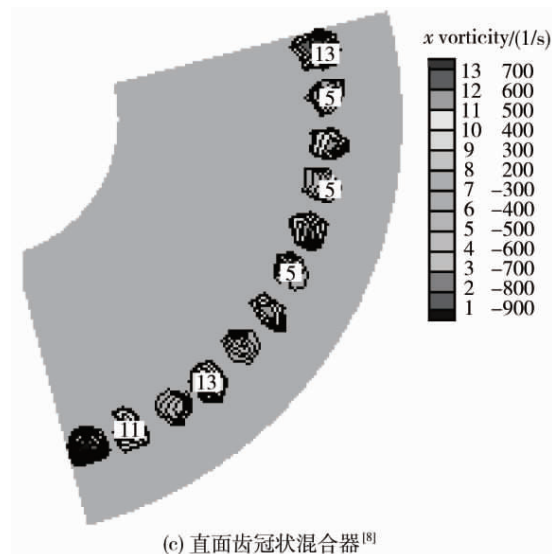
(c) 直面齿冠状混合器^[8]

图 8 混合器下游流向涡强度分布

Fig. 8 Distribution of streamwise vortices for different mixers

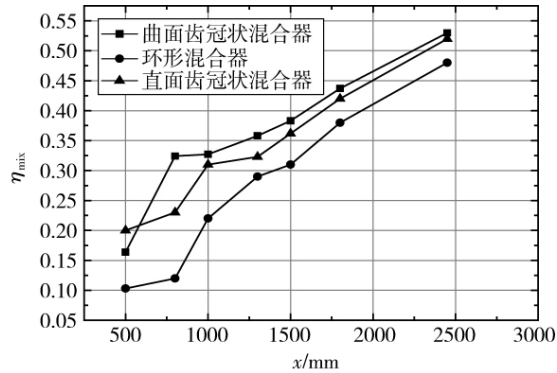


图9 热混合效率分布图

Fig. 9 Thermal mixing efficiency for different mixers

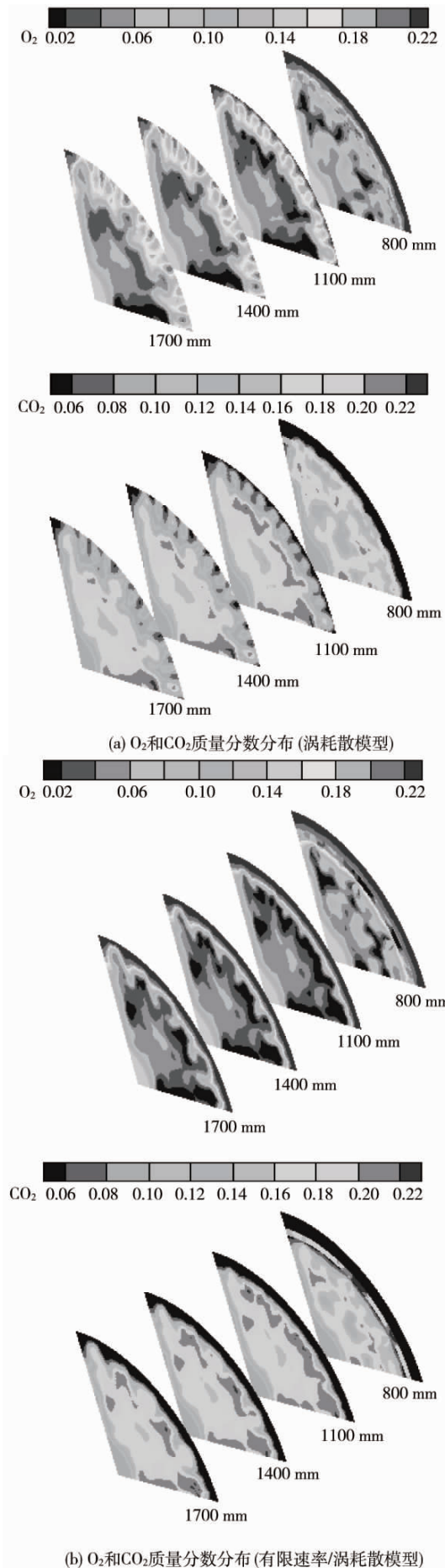
要是由于直面齿冠状混合器下游分布大量强度较大的流向涡,增强内外涵气流掺混,使混合器下游温度分布更加均匀;混合器出口 500~600 mm 范围内曲面齿冠状混合器热混合效率略低于直面齿冠状混合器,主要原因是曲面混合器出口流向涡的尺度略小于直面齿冠状混合器出口流向涡尺度。在采用曲齿冠状混合器增强了内外涵冷热流体的掺混,使加力燃烧室火焰稳定器进口处的温度分布更加均匀,有利于加力燃烧室内部组织燃烧。

3.4 燃烧特性分析

通过加力燃烧室内 4 个不同截面的 O_2 和 CO_2 质量分数分布,可以分析不同燃烧模型(有限速率/涡耗散模型、涡耗散模型、涡耗散概念模型)计算结果的异同之处。按 V 型火焰稳定器外圈、外径、中圈、内径和内圈 5 个区域所对应的供油区域,将供油区也分为这 5 个区域。

图 10(a)是采用涡耗散模型模拟的结果,可以看出:在 $x=800$ mm 截面上,壁面附近含氧质量分数在 0.2 以上, O_2 含量很丰富,但随着燃烧的进行,到下游 $x=1400$ mm 处时,壁面附近含氧量明显减少,质量分数减少到 0.1~0.18 范围内,说明外圈供油区燃烧情况相对良好;外径、中圈、内径和内圈 4 个供油区 O_2 含量很低,质量分数基本保持在 0.02~0.06 范围内,航空煤油燃烧比较充分。观察图中 CO_2 分布, O_2 质量分数低的区域 CO_2 含量比较充分,说明燃烧状况与分析的情况相符良好。

采用有限速率/涡耗散模型的计算结果如图 10(b)所示,燃烧室壁面附近 O_2 含量一直都很丰富,质量分数都保持在 0.2 以上,说明在这种燃烧模型的模拟下壁面附近燃烧不充分,外圈供油区燃烧状况不佳;外径供油区 O_2 含量极低,质量分数在 0.04 以下,说明外径供油区燃烧状况很好;

(b) O_2 和 CO_2 质量分数分布(有限速率/涡耗散模型)

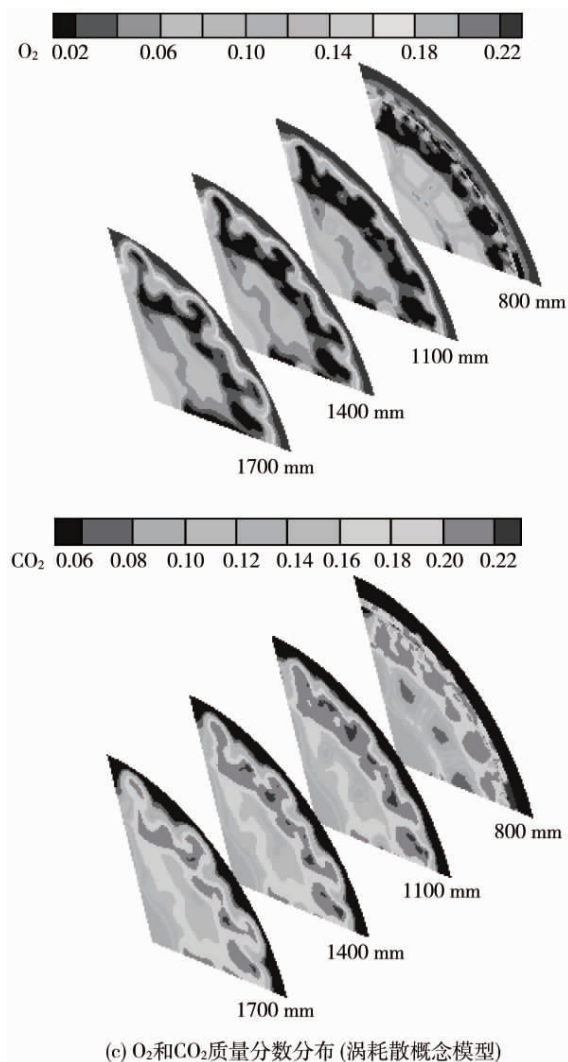


图 10 3 种燃烧模型 O_2 和 CO_2 质量分数分布
Fig. 10 Mass fraction of O_2 and CO_2 for different specie models

中圈、内径和内圈 3 个供油区 O_2 质量分数保持在 0.02~0.06 范围内,与图 5(a)中相似.对应的 CO_2 含量分布与 O_2 含量分布正好相反.

涡耗散概念模型的计算结果如图 10(c)所示,燃烧室壁面附近 O_2 质量分数分布较涡耗散模型计算结果高;与有限速率/涡耗散模型相比较,在火焰稳定器下游区域,即 $x=1100$ mm 后区域 O_2 质量分数相对略小,说明外圈供油区燃烧情况相对于有限速率/涡耗散模型计算结果略有改善,但其燃烧状况不如涡耗散模型计算结果;外径和中圈供油区 O_2 含量极小,质量分数基本保持在 0.04 以下,说明这两供油区域燃烧情况良好;内径和内圈供油区 O_2 质量分数在 0.04~0.08 之间,与前两种燃烧模型计算结果相比,这两区的燃烧状况有所恶化.此外, CO_2 含量分布所间接反映的燃烧情况与以上分析基本一致.

综上所述,采用涡耗散模型对加力燃烧室内加力燃烧进行的数值模拟,其计算结果中没有发现燃烧特别贫油区域,也没有观察到燃烧特别不充分的区域,与实际的加力燃烧过程一致.

图 11 是采用 3 种燃烧模型计算的火焰稳定器下游不同截面 O_2 质量分数沿程分布.采用涡耗散模型的 O_2 质量分数从 0.138 下降到 0.106 2,而其他两种湍流模型的 O_2 质量分数从 0.150 左右下降到 0.125 左右,在同一截面上,涡耗散模型的 O_2 质量分数明显低于其他两种模型的各截面.

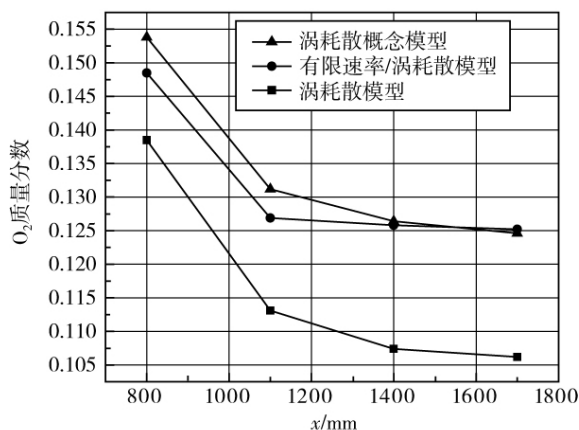


图 11 加力燃烧室沿程 O_2 质量分数

Fig. 11 Mass fraction of O_2 for different areas

燃烧效率是衡量燃烧状况的一个重要的性能参数.燃烧效率的获得方法有多种,例如:温升法、燃气分析法、热焓法等.这里采用热焓法来计算燃烧效率.热焓法的计算公式

$$\eta = \frac{\sum \dot{m}_{out} h_{out}^* - (\sum \dot{m}_{in} h_{in}^* + \sum \dot{m}_f h_f^*)}{q_f \dot{m}_f}$$

式中 $\dot{m}_{out}$ 、 $\dot{m}_{in}$ 和 $\dot{m}_f$ 分别代表加力燃烧室出口、进口和燃料的质量流量,进口分为内涵和外涵; h_{out}^* 、 h_{in}^* 和 h_f^* 分别代表出口、进口和燃料的总焓; q_f 为燃料的低位发热量,航空煤油的低位发热量通常取 42 900 kJ/kg^[12].

表 1 是 3 种燃烧模型的燃烧效率计算结果.涡耗散模型的燃烧效率为 0.952,而有限速率/涡耗散模型和涡耗散概念模型的燃烧效率分别为 0.846 和 0.823.此外,采用涡耗散概念模型进行燃烧模拟时,需先用涡耗散模型计算得到 1 个初值,再代入涡耗散概念模型中进行计算,计算代价昂贵,模拟结果却不太理想.这进一步说明了采用涡耗散模型在模拟加力燃烧室燃烧方面具有优越性.后两种燃烧模型计算结果与涡耗散模型计算结果相差很大,主要是因为加力燃烧室燃烧本身

是快速的湍流脉动大的化学反应,EDM(涡耗散模型)只计算混合速率,而有限速率/EDM同时计算 Arrhenius 速率和混合速率,并采用两者中较小的,实际上,Arrhenius 反应速率作为一种动力学开关阻止了部分反应,例如在壁面附近湍流速度较小,采用 Arrhenius 反应速率忽略了湍流脉动的影响,从而造成计算结果的误差;EDC 模型能在湍流反应流动中合并详细的化学反应机理,但是计算开销大,在快速化学反应的情况下,未能充分地考虑湍流和化学反应之间的相互作用,在计算加力燃烧室这种强掺混流场有低估反应速率的问题。

表1 加力燃烧室燃烧效率

Table 1 Combustion efficiency of different specie models

燃烧模型	燃烧效率 η
涡耗散模型	0.952
有限速率/涡耗散模型	0.846
涡耗散概念模型	0.823

4 结 论

本文提出曲面冠状齿混合器这一结构,在计算湍流模型实验验证的基础上,用数值计算的方法模拟了加力燃烧室燃烧过程。计算结果表明:曲面冠状齿混合器下游产生明显的流向涡对,流向涡的存在可以增强内外涵冷气流掺混,使加力燃烧室火焰稳定器进口处的温度分布更加均匀,有助于燃烧室的点火和组织燃烧;与直面冠状齿混合器相比,曲面冠状齿混合器下游流向涡强度远远大于曲齿冠状混合器,因此其混合效率高于直面冠状齿混合器;在本文的计算模型和研究参数范围内,对于带有冠状齿混合器的加力燃烧室计算,采用涡耗散模型的计算结果更为合理,计算结果可为加力燃烧室混合器选型和燃烧数值模拟提供依据。

参考文献:

[1] Skebe S A, Paterson R W, Barber T J. Experimental investigation of three dimensional forced mixer lobe flow fields [R]. AIAA Paper 1988-3785, 1988.

[2] 吴川,张靖周,单勇. 涡扇-脉冲爆震组合发动机内外涵掺混器研究[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(8): 1437-1439.
WU Chuan, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Mixer investigation of turbofan engine with pulse detonation afterburners[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(8): 1437-1439. (in Chinese)

[3] Garrison L A, Lyrintzis A S, Blaisdell G A, et al. Computational fluid dynamics analysis of jets with internal forced mixers[R]. AIAA Paper 2005-2887, 2005.

[4] 刘友宏, 谢翌, 郭楠. 尾缘凹扇及综合修行对波瓣混合器性能影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 243-250.
LIU Youhong, XIE Yi, GUO Nan. Effect of elliptical and compositive cut at trailing edge on the performance of a lobed mixer[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 243-250. (in Chinese)

[5] Tsui Y Y, Wu P W. Investigation of mixing flow structure in multilobe mixers [J]. AIAA Journal, 1996, 34 (7): 1386-1391.

[6] SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, XU Liang. Numerical investigation of aerodynamic and mixing characteristics of scarfed lobed mixer for turbofan engine exhaust system [J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 2(20): 131-135.

[7] Mengle V G. Internal flow and noise of chevrons and lobe mixer in mixed-flow nozzles [R]. AIAA Paper 2006-623, 2006.

[8] Bridges J, Wernet M P. Cross-stream PIV measurement of jets with internal lobed mixers [R]. AIAA Paper 2004-2896, 2004.

[9] 王亚盟, 张靖周, 高家春, 等. 加力燃烧室用锯齿冠状混合器混合特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 73-77.
WANG Yameng, ZHANG Jingzhou, GAO Jiachun, et al. Numerical study on the mixing characteristics of chevron mixers for the afterburner[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 73-77. (in Chinese)

[10] Arai T, Sakaue S, Hiejima H, et al. Streamwise vortices introduced by "hyper-mixer" on supersonic mixing [R]. AIAA Paper 2011-2342, 2011.

[11] 刘友宏, 谢翌. 菊花形混合器混合效率理论计算[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 740-744.
LIU Youhong, XIE Yi. Analytical solution of mixing efficiency of lobed mixer [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 740-744. (in Chinese)

[12] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.