

文章编号:1000-8055(2014)05-1020-09

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2014.05.005

Hyshot 超燃冲压发动机的 CFD 数值模拟

王培勇¹, 陈明¹, 邢菲¹, 李琼²

(1. 厦门大学航空系, 福建厦门 361005;

2. 华侨大学机电及自动化学院, 福建厦门 361021)

摘 要: 以 Hyshot 超燃冲压发动机试验为研究对象, 分别对冷流和燃烧工况进行了 CFD 数值模拟. 冷流模拟计算得到的壁面压力与试验结果吻合良好, 且数值计算压力分布对采用的湍流流动模型不敏感; 但是采用不同的湍流流动模型计算的湍流参数(湍动能和耗散率)差别很大, 会对氢气燃料与气流的掺混产生重要影响, 进而影响燃烧模拟结果. 采用 SST(shear stress transport) $k-\omega$ 湍流流动模型和 EDM(eddy dissipation model)湍流燃烧模型得到的模拟结果与试验结果基本吻合, 但是计算压力峰值略靠后. 对 8 个不同氢气燃料喷射角度的工况进行数值模拟结果表明喷射角度为 99° 和 114° 时燃料和空气混合最好、燃烧效率可达到最高.

关键词: 超燃冲压发动机; CFD 数值模拟; 湍流流动模型; 湍流燃烧模型; 喷射角度

中图分类号: V235.21

文献标志码: A

CFD numerical simulation of Hyshot scramjet

WANG Pei-yong¹, CHEN Ming¹, XING Fei¹, LI Qiong²

(1. Department of Aeronautics, Xiamen University, Xiamen Fujian 361005, China;

2. College of Mechanical Engineering and Automation,
Huaqiao University, Xiamen Fujian 361021, China)

Abstract: CFD numerical simulation was carried out for cold flow and combustion flow of the Hyshot scramjet to test the accuracy of turbulence flow model and turbulent combustion model. For cold flow, the predicted wall pressure profile was in accurate agreement with experimental data and the simulation result was insensitive to turbulence flow model choice. However, the predicted field of turbulence variables (turbulence kinetic energy and its dissipation rate) in cold flow is strongly influenced by turbulence flow model choice; these turbulence variables affect the mixing of hydrogen fuel and air and the subsequent combustion. Indeed, the simulation of combustion flow showed strong dependence on turbulence flow model and turbulent combustion model choice. The best combustion simulation result with SST $k-\omega$ turbulence flow model and EDM turbulence combustion model has good agreement with experimental wall pressure data, but the pressure peak location is slightly deviated. The effect of fuel injection angle was also simulated. Eight injection angles of hydrogen fuel were tested and it was shown that the scramjet has best fuel/air mixing and combustion efficiency with injection angles of 99° and 114° .

Key words: scramjet; CFD numerical simulation; turbulence flow model;
turbulent combustion model; injection angle

收稿日期:2013-10-21

基金项目:国家自然科学基金(51106131,11002125,51206057);中央高校基本业务费专项资金(2010121045)

作者简介:王培勇(1976-),男,湖北潜江人,副教授,博士,主要从事燃烧学研究.

超燃冲压发动机的全称为超声速燃烧冲压发动机(以下简称超燃发动机),整个发动机由进气道、隔离段、燃烧室和尾喷管组成。超燃发动机的工作原理为:气流流经进气道,被进气道内的一系列斜激波压缩,以超声速进入燃烧室。在燃烧室内氢气或碳氢燃料以各种方式(平行或垂直于超声速主流或与主流成一定角度)喷射,与来流进行混合燃烧后的气流仍然保持为超声速。燃烧室是一个自由通道,气流流经燃烧室后,由尾喷管膨胀加速排出,从而产生所需要的推力^[1-3]。

对超燃发动机的研究已有 50 余年的历史,国内外都开展了大量深入的研究。与常规超燃冲压发动机在燃烧室内注入燃料不同,澳大利亚昆士兰大学进行的 Hyshot 超燃发动机喷射点是在进气道喷射氢气燃料,利用进气道拐点处形成的激波在燃烧室内反射和相交组成高温高压的区域进行自动点火^[4-6]。这种方式被称为激波诱导点火,已经有多个研究机构和相关学者进行了相关的研究^[7-10]。其中虽然采用数值计算的研究相对较多,但关于湍流流动模型及湍流燃烧模型的选取和设置的相关研究鲜有涉及。

本文以验证 EDM 湍流燃烧模型对超燃发动机燃烧计算的适用性为切入点,以 Odam^[4] 在澳大利亚昆士兰大学进行的 Hyshot 超燃发动机试验为研究对象,针对发动机冷态和燃烧两种工况,分别进行了二维和三维数值模拟,通过与试验结果的对比来验证计算结果的准确性。比较使用不同化学反应速率的计算结果,并分析了化学反应速率对燃烧结果和压力分布的影响。使用不同湍流流动模型的计算结果比较说明湍流流动模型对氢气燃料(以下简称燃料)、空气掺混效果及燃烧

影响巨大。通过改变燃料喷射角度进行数值模拟,尝试寻找提高超燃发动机燃烧效率和净推力的优化喷射方向。

1 计算设置

1.1 几何模型

本文参照的试验数据由 Odam^[4] 在澳大利亚昆士兰大学 T4 自由活塞激波风洞试验中得出。试验发动机总长为 0.625 m,宽度为 0.075 m,燃烧室高度为 0.02~0.03 m(可调),本文中使用的燃烧室高度为 24 mm。在发动机进气段的上下壁面各均匀分布 4 个燃料喷口,喷口的喷气方向与壁面夹角为 45°。图 1 为试验发动机的二维剖视图^[5],具体尺寸在图中给出。

来流流入进气段时,在发动机入口、燃料喷口、壁面转角处,形成三道较弱的斜激波,来流经过这三道斜激波,最终进入燃烧室,这样设置是为了降低由一道强激波所造成的较大的总压损失。当上、下表面的激波交汇时,来流被进一步压缩。这种进气结构可以减少入口激波对边界层的影响,避免因为入口激波而造成的流动阻塞。沿着进气段侧壁面的中心线,在两侧壁面分别开 V 形槽,可以提高发动机的自启动性能。

燃料通过位于进气段的喷口喷入发动机内部,并在进入燃烧室前与空气混合。在发动机的上、下表面距离进口前沿 92.5 mm 的位置,各分布 4 个直径为 2 mm 的圆形喷口,喷口与进气段壁面夹角为 45°。

1.2 网格划分

以燃烧室高度为 24 mm 的超燃发动机作为

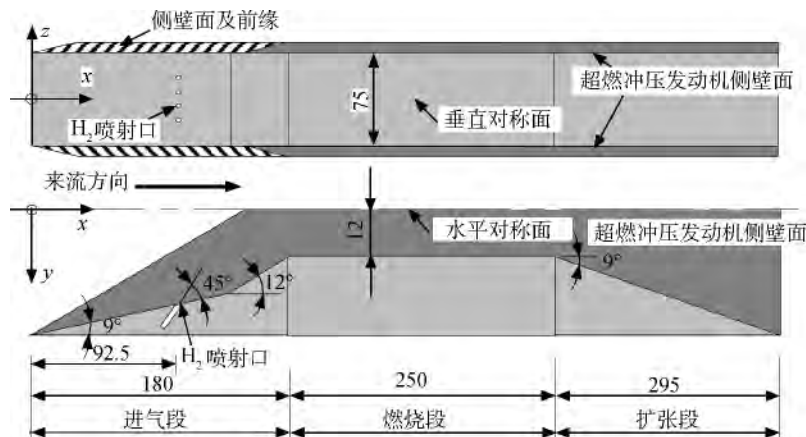


图 1 Hyshot 超燃发动机的二维剖视图^[5](单位:mm)

Fig. 1 Two-dimensional sectional view of Hyshot scramjet^[5](unit:mm)

模型,首先生成网格,由于模型发动机几何形状关于其喉道的中心面对称,在生成网格的时候,为了节约资源,减少计算量,选取发动机高度方向上的一半网格构成计算域.考虑超声速流动的壁面效应,对于高温、高速的超燃发动机流场来说,发动机壁面边界层的速度梯度和温度梯度都非常大,所以为了得到精确的结果,必须采用高精度的壁面网格来对流场进行模拟.

本文所生成的网格近壁面第一层的网格厚度为 $2.4 \mu\text{m}$,壁面 y^+ 值普遍在 0.5 以内.对于冷态流场计算,使用二维网格(假设宽度方向壁面边界层薄,对中心流动无影响),网格约为 38240 个矩形单元.对于燃烧流场计算,考虑到加入燃料喷射后流场内为三维流动,使用三维网格进行模拟,三维网格通过二维网格在发动机宽度方向拉伸而得到(宽度方向尺寸为 18.75 mm ,包含了一个燃料喷口及其对应的流场区域),网格为 443745 个六面体单元.

1.3 边界条件设置

计算参数参考文献[4]中的试验 #7675 和试验 #7678 设置(见表 1),其中试验 #7675 为冷流状态的试验条件, #7678 为喷燃料燃烧的试验条件.表 1 中 Φ 为当量比; Ma_{in} 为来流马赫数; p_{in} , T_{in} , ρ_{in} , u_{in} 分别为进口来流压力、温度、密度和速度,下标 in 表示来流.空气组分按照质量分数为 23.3% 的 O_2 和 76.7% 的 N_2 计算,不考虑 H_2O , CO_2 , Ar 等微量气体在本例中的影响.

表 1 试验进口条件^[4]

Table 1 Operating condition of experiment^[4]

试验条件	#7675	#7678
Φ	0	0.51
Ma_{in}	6.25	6.42
p_{in}/Pa	10230	8958
T_{in}/K	487	412
$\rho_{in}/(\text{kg}/\text{m}^3)$	0.0732	0.0758
$u_{in}/(\text{m}/\text{s})$	2766	2612

2 计算结果与分析

2.1 冷态流场结果与分析

图 2 为采用 SST $k-\omega$ 湍流流动模型模拟的壁面压力 p_w 分布和试验数据的对比,从图中可以看出,激波和膨胀波的位置模拟准确,壁面压力值

也与试验值吻合良好,激波的压力峰值比试验值略小.

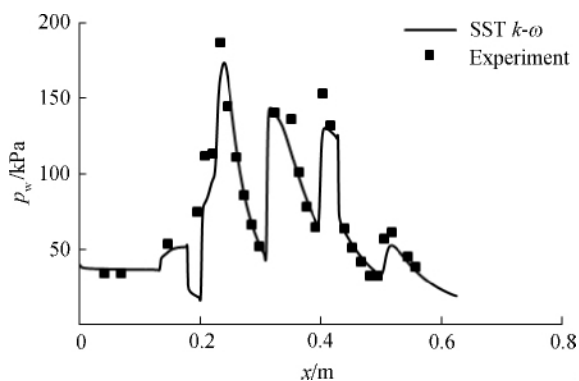


图 2 采用 SST $k-\omega$ 湍流流动模型计算的壁面压力与试验结果的对比

Fig. 2 Comparison of wall pressure between experiment result and simulation result with SST $k-\omega$ turbulence flow model

图 3 为使用 SST $k-\omega$ 湍流流动模型的计算流场绝对压力 p 分布的云图,可以看出,在没有燃料喷入的情况下,在进气道入口和进气道转折点处各形成一道斜激波,来流在进气道被压缩,流入燃烧室,在燃烧室入口拐点位置形成一道膨胀波.靠近中心面的气流流入燃烧室时,在上、下壁面共 4 道激波的交互作用之下,气体压力、温度升高,再通过膨胀波,降低温度和压力.因此,在激波之后、膨胀波之前的位置,就形成了一个高温、高压的菱形区,这就是自由基生成区,如图 3 黑色框中区域.自由基生成区在燃烧室下游会随着激波、膨胀波在壁面的反射而重复出现,而激波在燃烧室壁面反射之后,由于边界层效应,会形成三角形的自由基生成区.

图 4 为使用 SST $k-\omega$ 湍流流动模型计算的温度分布云图,由于壁面条件为绝热,高温区集中在近壁面;由于激波的作用,激波后温度升高,达到整个流场的最高值,壁面最高温度达到燃料点火所需温度,所以当喷入燃料之后,在高温区内可以实现自动点火.

图 5 显示了采用不同湍流流动模型计算的壁面压力分布与试验值的比较.很显然采用 $k-\epsilon$, re-normalization group (RNG) $k-\epsilon$ 以及 SST $k-\omega$ 湍流流动模型都能计算得到精确的压力分布.然而从图 6 比较的 $k-\epsilon$ 和 SST $k-\omega$ 湍流流动模型计算得到的中心线湍流参数看,不同湍流流动模型计算结果差别很大.激波生成湍流,所以气流每经过一道激波,湍流参数都有一个阶跃,然后逐步耗散

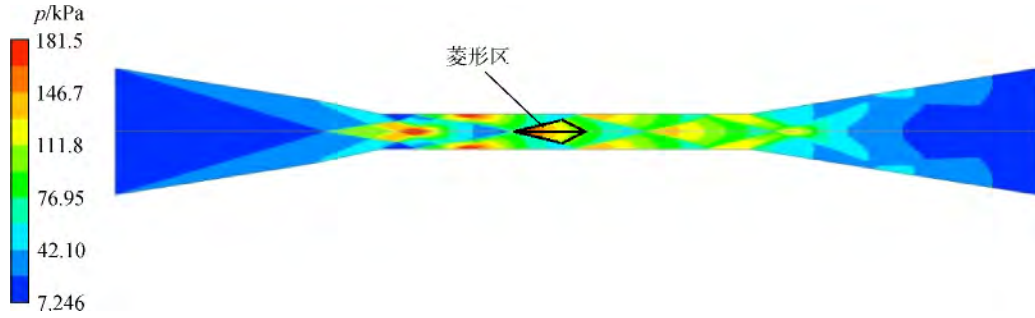


图 3 使用 SST $k-\omega$ 湍流流动模型计算的绝对压力分布云图
 Fig. 3 Absolute pressure contour with SST $k-\omega$ turbulence flow model

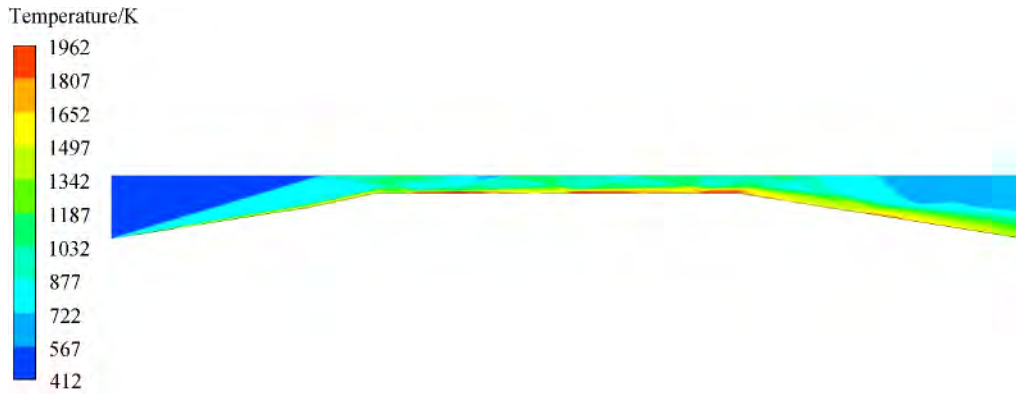


图 4 使用 SST $k-\omega$ 湍流流动模型计算的温度分布云图
 Fig. 4 Temperature contour with SST $k-\omega$ turbulence flow model

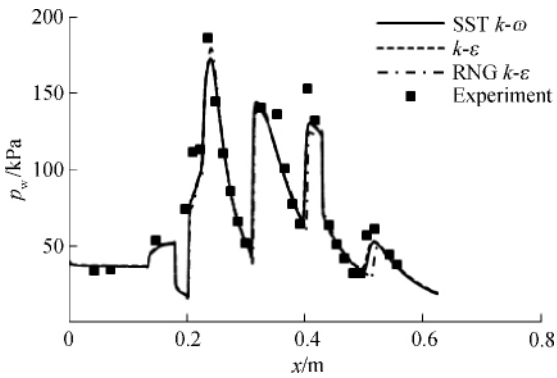


图 5 不同湍流流动模型计算壁面压力与试验值的比较
 Fig. 5 Wall pressure comparison between calculation value with different turbulence flow models and experiment data

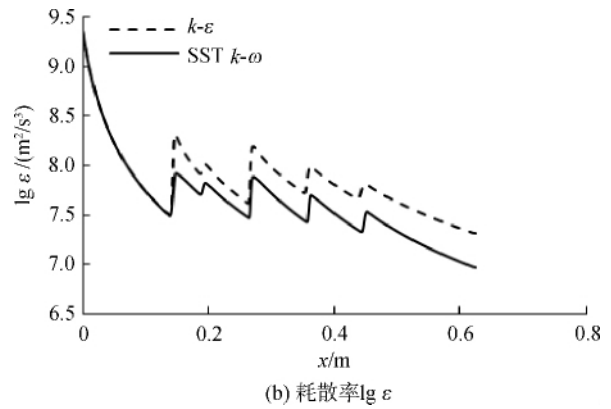
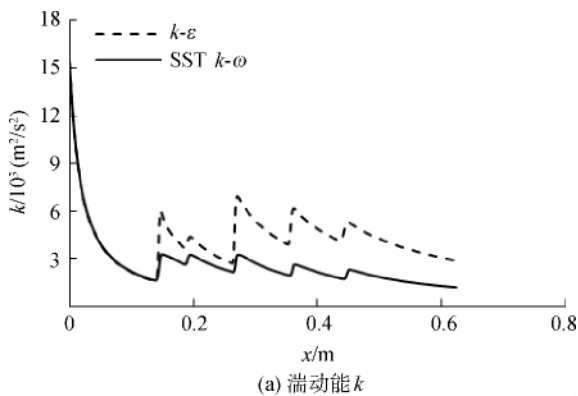


图 6 两种湍流流动模型计算的中心线湍流参数对比
 Fig. 6 Centerline turbulence parameter profile of calculation with two turbulence flow models



直到进入下一个激波. 很明显 $k-\epsilon$ 模型计算的激波生成湍流效果要比 SST $k-\omega$ 模型强很多; 然而湍流理论^[11]表明 SST $k-\omega$ 模型计算激波生成湍流效果精度较高, 所以这儿 $k-\epsilon$ 模型过高地预测了湍流生成, 随后的燃烧计算也进一步证实了这一观点. 冷流的壁面压力分布主要由激波决定, 受湍流影响较小, 所以采用不同的湍流流动模型, 计算的湍流参数差别大, 但压力分布差别很小.

2.2 燃烧流场结果与分析

得到稳定的冷态流场之后, 喷入燃料, 计算发动机内发生燃烧时的流场参数分布. 假设发动机入口气体由质量分数为 23.3% 的氧气和 76.7% 的氮气构成. 燃料喷口为纯氢气. 喷流和来流动压比定义为 $J = (\rho_{\text{jet}} u_{\text{jet}}^2) / (\rho_{\text{in}} u_{\text{in}}^2)$, 其中下角标 jet 和 in 分别代表喷流和来流. 该压比是衡量超燃发动机喷口燃料对流场穿透能力的参数; 动压比越大, 穿透能力越强^[4]. 本文计算中 $J = 1.38$. 本节中使用的湍流流动模型为 SST $k-\omega$ 模型; 化学反应模型为涡耗散 EDM 模型; 该模型假设湍流流场中只有极小部分体积内, 燃料和氧化剂实现分子层面的混合与燃烧, 燃烧区域内的化学反应无限快; 燃料或氧化剂的消耗速率受限于外界通过湍流脉动向燃烧区域的供给能力, 反比于湍流时间尺度(湍动能/耗散率). 根据这些假设, Magnussen 等^[12] 给出如下湍流燃料燃烧速率公式:

$$C_{\text{fuel}} + S \cdot C_{\text{oxygen}} = (1 + S)C_{\text{product}} \quad (1)$$

$$R_{\text{fuel}} = \rho_{\text{mix}} \epsilon / k \cdot \min[A\omega_{\text{fuel}}, A\omega_{\text{oxygen}} / S, B\omega_{\text{product}} / (1 + S)] \quad (2)$$

其中 C 为气体组分, 下标 fuel 代表燃料, oxygen 代表氧化剂, product 代表反应产物; S 代表当量比下氧化剂和燃料的质量比; ρ_{mix} 代表混合物平均密度, ϵ 代表湍流耗散率, k 代表湍动能, ω 代表质量分数; 常数 $A = 4$, $B = 0.5$, 其中常数 B 用于预混火焰, 对于扩散火焰只使用常数 A . 文献^[13] 的计算表明, EDM 模型的假设对很多燃烧工况适用, 只不过采用 $A = 4$ 常数计算的温度场不精确, 尤其是弱湍流燃烧的情况下误差很大, 可以寻找一个最优 A 值来提高计算精度.

图 7 为有燃烧流场中壁面压力计算值与试验值的比较 (EDM, $A = 2$). 可以看出, 计算值与试验值相比, 在入口和出口段计算值与试验值吻合良好. 由于在燃料喷口附近没有布置测压孔, 试验结果没有观测到在燃料喷口位置出现的压力上升(喷口前的弓形激波). 燃烧的激波结构与冷流的激波结构相差很大, 在燃烧室进口处的第一道压缩波与冷流状态条件下相似, 但是燃烧室中段的压缩波由于化学反应放热导致压力和温度都高于冷流状态; 从试验结果的压力分布可以看出, 压力最高点集中在燃烧室中段, 高温、高压气流通过燃烧室壁面最后一道膨胀波之后, 压力降低明显, 再通过出口膨胀波, 在扩张段中减压增速, 喷出燃烧室. 试验壁面压力分布与计算结果对比, 差异主要

体现在燃烧发生后激波的位置不同, 导致燃烧区域和压力分布受到影响; 计算的燃烧室壁面最后两个激波相对于试验结果明显更偏向出口方向; 造成这个误差的原因应归于采用的湍流流动模型对燃料和空气的掺混模拟误差以及湍流燃烧模型的模拟误差.

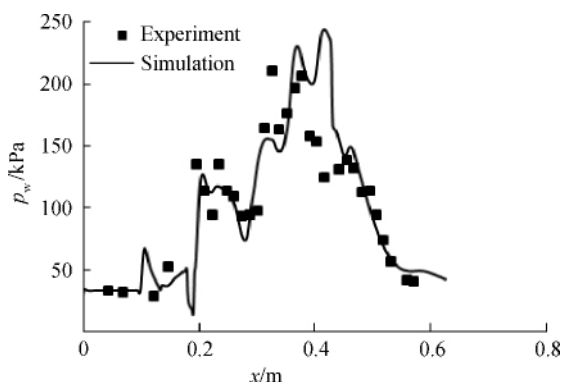


图 7 燃烧流场中壁面压力计算值与试验值的比较
Fig. 7 Comparison of wall pressure of experiment data and simulation data in combustion flow field

图 8 为对称面温度分布云图; 图 9 为氢气质量分数分布云图, 浅色带以内的区域为氢气质量分数大于 10% 的区域. 在喷口后方到燃烧室前半段, 由于燃料与空气混合不充分, 化学反应率很小, 氢气质量分数与不加化学反应的分布相似; 在燃烧室后半段混合和反应变强后, 氢气质量分数逐渐减少.

从图 8 和图 9 中都可以看出燃烧从燃烧室中段才开始, 燃烧室前段几乎没有得到利用, 燃料化学反应时间不足, 燃烧不完全而造成推力不足. 为改善燃烧, 必须加强燃料和空气的混合效果, 后面将尝试用不同喷射角度来计算分析燃烧结果, 研究不同喷射角度对燃烧的影响.

图 10 为冷流和燃烧条件下燃烧室内激波角度对比, 可以看出由于燃烧放热, 燃烧室中段的激波角度由 16.6° 变成了 22.2° . 由图 7 的压力分布也可以看出, 燃烧室后段的压力震荡峰值之间距离逐渐减小, 说明激波角度增加, 激波诱导燃烧在逐渐向爆震燃烧发展. 图 7 试验值与计算值的比较中, 由于激波位置的不同, 导致压力最高点产生的位置不一样, 而激波的位置是由激波角度所决定的. 根据激波诱导燃烧理论^[9,14], 燃烧会增大激波的角度.



图 8 对称面温度分布云图

Fig. 8 Contour of temperature on symmetry plane

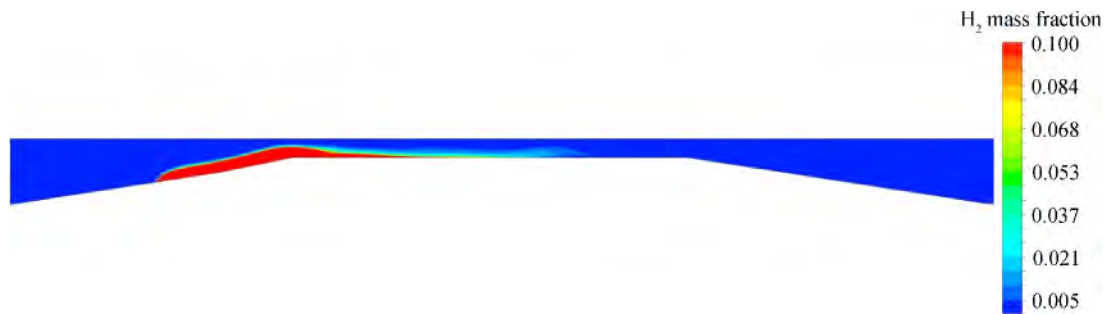


图 9 对称面氢气质量分数分布云图

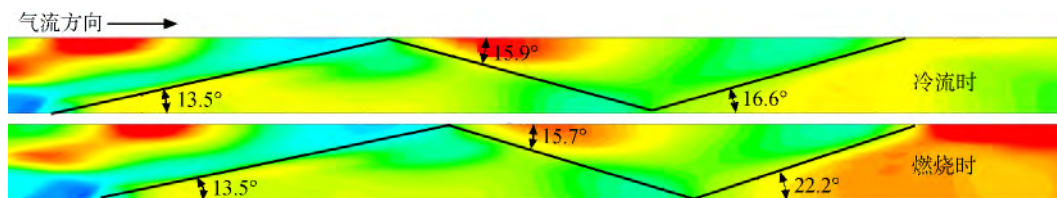
Fig. 9 Contour of H_2 mass fraction on symmetry plane

图 10 冷流和燃烧条件下燃烧室内激波角度对比

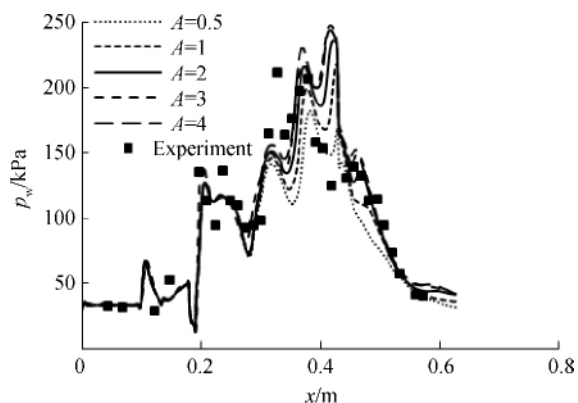
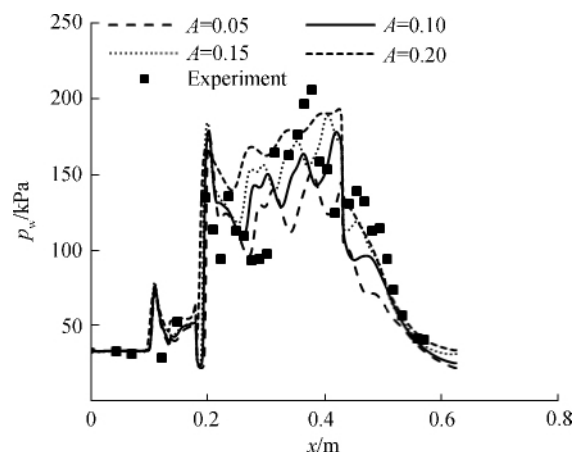
Fig. 10 Shock wave angle comparison of cold flow and combustion flow in combustor

2.3 湍流燃烧模型对计算结果的影响

湍流燃烧的精确模拟在于两个方面:①精确计算燃料和空气的湍流掺混,具体表现为流场内湍流平均组分质量分数计算精确;湍流掺混的计算精度取决于湍流流动模型(比如 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)的 SST $k-\omega$ 或 $k-\epsilon$ 模型等),不同湍流流动模型计算的混合效果差别较大.②当地化学反应速率的精确计算,取决于湍流燃烧模型,比如 EDM,EDC(eddy dissipation concept),小火焰模型等;湍流扩散燃烧与层流扩散燃烧一样,首先必须有燃料和氧化剂在分子层面进行混合才可能进行燃烧;使用合适的湍流流动模型能够精确计算网格内的平均组分质量分数,但是这个平均组分质量分数不过是网格内各组分质量分数的时均值,并不是说网格内这些组

分实现了分子层面的混合而达到这个质量分数,所以一般不能直接采用基元化学反应进行湍流扩散燃烧的计算.湍流燃烧模型建立了网格内燃料/氧化剂实现分子层面混合/燃烧的微观结构与网格宏观参数(平均温度、平均组分质量分数、湍动能、耗散率等)的桥梁.比如 EDM 模型认为真正实现分子混合/燃烧的区域只占网格体积的一小部分,且这部分区域化学反应速率快,燃料或氧化剂的消耗受限于外界通过湍流脉动向燃烧区域的供给能力.由于湍流燃烧的复杂性,目前尚无一种湍流燃烧模型适用于所有设备及工况,实际使用时需要测试和选择适用于具体设备及工况的湍流燃烧模型.

图 11 为使用 SST $k-\omega$, $k-\epsilon$ 两种湍流流动模型和 EDM 湍流燃烧模型(使用不同 A 值)计算得

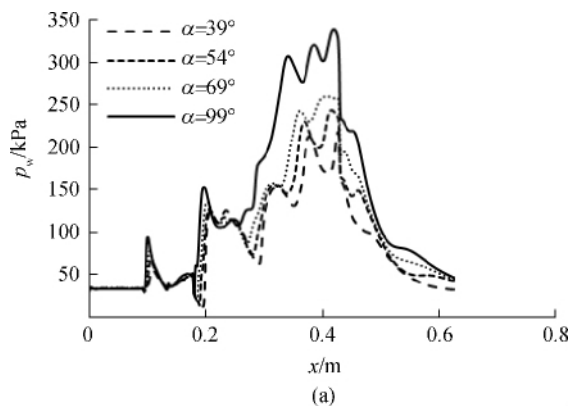
(a) SST $k-\omega$ 湍流流动模型计算结果(b) $k-\epsilon$ 湍流流动模型计算结果图 11 不同 A 值对壁面压力计算结果的影响Fig. 11 Effect of model constant A of wall pressure on computational result

到的壁面压力分布图. 从图中可以看出, 使用 SST $k-\omega$ 模型计算得到的结果与试验结果吻合得更好, 使用 $k-\epsilon$ 模型时, 在 A 值取很宽范围都对燃烧室内部流场计算不准确(所以图中 A 值取的范围与 SST $k-\omega$ 模型相比差别较大). 超燃发动机内的湍流生成主要来源于激波和边界层, 而 SST $k-\omega$ 模型的显著优点就是对于这两种湍流生成机理模拟准确, 所以采用 SST $k-\omega$ 模型计算的燃料/空气湍流掺混过程准确, 无论 EDM 湍流燃烧模型的常数 A 为多少, 其计算结果均与试验结果定性上一致, 当常数 $A=2$ 时, 计算结果与试验结果定量上也一致, 计算结果较准确. 而 $k-\epsilon$ 模型计算结果则相反, 计算的燃料/空气的掺混过快, 化学反应速率也过快, 在燃料喷口后不远的距离, 燃料/空气强烈混合燃烧, 形成最高压力峰值, 计算结果与试验结果定性上都不一致. 当 A 值较小时, 改变 A 值(改变化学反应速率), 对压力值改变较大, 而当 $A > 2$ 时, A 值的改变对压力值影响变小, 这与层流扩散火焰化学反应速率趋于无穷大

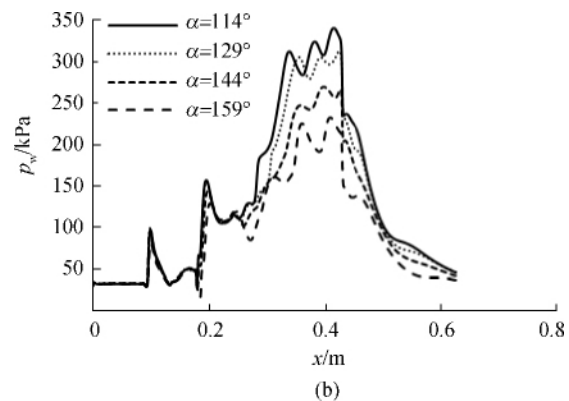
的火焰响应一致; 总体趋势是 A 越大, 化学反应速率越大, 温度越高, 压力峰值越大, A 值变化对化学反应发生的位置影响不明显, 化学反应发生位置主要由湍流流动模型决定. 文献[15]报导了 NASA Langley 采用 SST $k-\omega$ 湍流流动模型和基元化学反应计算相同算例的结果, 其 CFD 计算结果与试验结果定性上都不一致; 表明了 EDM 模型对本算例相对于基元化学反应的优越性和适用性.

2.4 燃料喷射角度对燃烧流场的影响

图 12 为不同燃料喷射角度时的壁面压力分布, 喷射角度 α 变化范围为 $39^\circ \sim 159^\circ$ (燃料喷口与 x 轴的夹角). 从图中可以看出, 当喷射角度变化时, 壁面压力分布有比较明显的改变, 喷射角度为 39° 和 99° 的压力峰值比为 1.62. 对于不同喷射角度的壁面压力分布, 压力越高, 说明掺混效果越好、穿透深度越深和燃烧越完全. 对于 $39^\circ \sim 159^\circ$ 的 8 个不同燃料喷射角度来说, 喷射角度由顺喷变为逆喷, 燃烧效率先增高后降低, 燃料逆喷时, 掺混效果要低于顺喷和垂直喷射的效果[16].



(a)



(b)

图 12 不同燃料喷射角度的壁面压力分布

Fig. 12 Wall pressure distribution at different fuel injection angles

图 13 为喷射角度为 39° , 99° 和 159° 时的温度

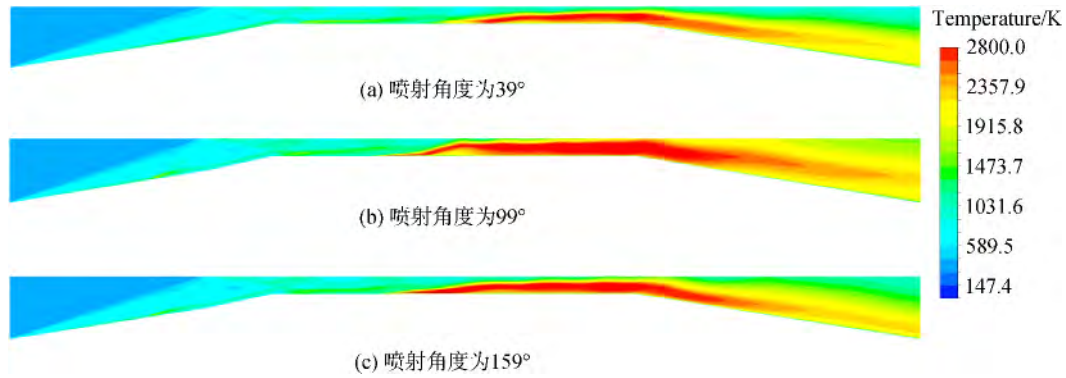


图 13 喷射角度为 39°, 99° 和 159° 的温度分布云图

Fig. 13 Contour of temperature with fuel injection angle of 39°, 99° and 159°

分布云图, 尽管 3 个角度的喷射燃料都没有穿透到燃烧室的中心区域, 但从图中可以较为明显地看出, 燃料喷射角度为 99° 时燃烧开始的位置比 39° 和 159° 靠前, 燃烧更加靠近中心区域, 高温区几乎覆盖整个燃烧室后半段; 在进气道内, 喷口弓形波与入口斜激波在燃烧室入口附近交汇, 相互作用, 喷射角度为 99° 时交汇点相比更靠前. 不同喷射角度的单喷口对应净推力见表 2, 这里的净推力, 是按照单个喷口对应计算域的进出口动量差来计算的. 在燃烧状态下, 试验发动机可以获得正推力, 随着喷射角度从 39° 变大, 净推力也逐渐增加; 在垂直喷射和小角度逆向喷射时, 推力达到最大值. 因此选择适当的喷射角度, 可以提高掺混和燃烧效率, 减少燃烧室长度.

表 2 不同喷射角度 α 的单喷口对应净推力Table 2 Net thrust corresponding to single fuel injector at different injection angle α

$\alpha / (^{\circ})$	净推力 / N
39	4. 13
54	11. 65
69	17. 09
99	26. 36
114	26. 39
129	21. 17
144	15. 38
159	6. 59

3 结 论

本文使用 CFD 工具对超燃发动机燃烧进行了数值模拟, 从模拟结果和试验数据的对比以及对模拟结果的分析得到下面的结论:

1) 冷流壁面压力分布对采用的湍流流动模型不敏感; 但是不同湍流流动模型计算的燃烧室内湍流参数分布差别较大, 相应的湍流掺混及燃烧计算结果差别很大; SST $k-\omega$ 湍流流动模型对超燃冲压发动机流场模拟比较准确.

2) EDM 湍流燃烧模型对于超燃发动机的模拟具有一定适用性, 使用优化的模型常数 A 可以得到较为准确的压力峰值, 但对激波位置没有影响.

3) 改变燃料喷射角度对燃烧性能有较大影响, 垂直喷射和小角度逆向喷射条件下燃烧区域最大, 几乎覆盖整个燃烧室后半段, 同时获得最大净推力, 燃烧位置相对靠前, 燃烧室长度利用更充分.

参考文献:

- [1] 科林·西格尔. 超燃冲压发动机: 过程和特性[M]. 张新国, 译. 北京: 航空工业出版社, 2009.
- [2] Curran E T, Heiser W H, Pratt D T. Fluid phenomena in scramjet combustion systems[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1996, 28: 323-360.
- [3] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington: AIAA Education Series, 1994.
- [4] Odam J. Scramjet experiments using radical farming[D]. Brisbane, Australia: The University of Queensland, 2004.
- [5] Mudford N, Mulreany P. CFD calculation for intake-injection shock-induced combustion scramjet flight experiments [R]. AIAA-2003-7034, 2003.
- [6] Fureby C, Chapuis M. CFD analysis of the Hyshot II scramjet combustor[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(2): 2399-2405.
- [7] Rubins P M, Rhodes R P Jr. Shock-induced combustion with oblique shocks, comparison of experiment and kinetic calculations[J]. AIAA Journal, 1963, 1(12): 2778-2784.
- [8] Mudford N R, Mulreany P J, McGuire J R, et al. CFD calculations for intake-injection shock-induced-combustion

- scramjet flight experiments[R]. AIAA-2003-7034, 2003.
- [9] Odam J, Paull A. Radical farming in scramjets[J]. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, 2007, 96: 276-283.
- [10] Brindle A, Boyce R R, Neely A J. CFD analysis of an ethylene-fueled intake-injection shock-induced-combustion scramjet configuration[R]. AIAA-2005-3239, 2005.
- [11] Wilcox D. Turbulence modeling for CFD[M]. 3rd ed. La Canada Flintridge, CA: DCW Industries, 2006.
- [12] Magnussen B, Hjertager B. On mathematical modeling of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion[J]. Symposium (International) on Combustion, 1977, 16(1): 719-729.
- [13] 王培勇, 汪延鹏, 冯韬, 等. 涡团耗散模型 A 值对模拟精度的影响[R]. 重庆: 工程热物理学会燃烧学年会, 2013.
- [14] 林志勇. 高静温超声速预混气爆震与发展过程机理研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008.
- LIN Zhiyong. Research on detonation initiation and development mechanisms in elevated temperature supersonic premixed mixture[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)
- [15] Star J, Edwards J, Smart M, et al. Numerical simulation of scramjet combustion in a shock tunnel[R]. AIAA-2005-0428, 2005.
- [16] Gardner A. Upstream porthole injection in a 2-D scramjet model[J]. Shock Waves, 2002, 11(5): 369-375.