

源项法模拟高超声速飞行器内外一体化流场^{*}

范晓樯, 贾 地, 潘 沙, 李 桦

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 为了简化燃烧室流场模拟, 提高内外流场数值仿真效率, 为高超声速飞行器一体化构型提供设计依据和参考, 发展了一种在流动控制方程组中加入源项的数值模拟方法。通过调节源项作用位置及大小, 该方法可实现对超燃冲压发动机燃烧室内的添质添能流动的模拟。与直联式试车台实验数据对比表明, 该方法能够较好地模拟冲压发动机内压力分布, 能够满足飞行器气动/推进一体化构型方案设计及总体方案设计阶段的需求。

关键词: 高超声速飞行器; 超燃冲压发动机^{*}; 一体化; 数值仿真; 源项法^{*}

中图分类号: V235.211 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2005) 05-0385-04

Simplified numerical simulation method for integrated flow field of hypersonic vehicle

FAN Xiao-qiang JIA Di PAN Sha LI Hua

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract A source term method is developed to simulate the flow field of scram jet combustion chamber. By configuring the value and adding position of the source term, the flow field of the combustor can be calculated. Numerical result using the source term method is compared to the experiment data acquired on direct connected scram jet test facility. The comparison indicates that the source term method can predict pressure distribution of the combustor and can meet the need of the vehicle configuration and integral design.

Key words Hypersonic vehicle; Scram jet^{*}; Integration; Numerical simulation; Source term method^{*}

1 引 言

由于具有明显的气动/推进一体化特征, 高超声速飞行器构型设计过程中必须同时考虑推进系统对飞行器气动特性的影响, 为了得到较为准确的气动特性数据, 必须对飞行器内外流场做一体化数值模拟^[1]。流场的一体化数值模拟是指求解包括燃烧室流场在内的全部内外流场, 以分析飞行器机体与推进系统相互影响规律, 评估并改善飞行器气动构型与推进系统设计方案。

对于以煤油等液体燃料作为燃烧剂的超燃冲压发动机而言, 燃烧室内存在着雾化、湍流、化学反应、激波边界层干扰等复杂的流动现象^[2], 国内外开展了深入研究^[3~5], 但目前尚无准确可靠的物理、化学模型, 一直是数值模拟的难点。当对高超声速飞行器

内外流场进行数值模拟时, 不但要考虑机体外部绕流的复杂流动, 还要考虑燃烧室内部的复杂燃烧过程, 计算量巨大。飞行器一体化设计中内外流场计算的关键并非精细地模拟燃烧过程, 而是精确地求解整个飞行器的气动参数, 因此有必要研究适合高超声速飞行器一体化设计的内外流场数值模拟方法, 实现对飞行器全流场快速有效地一体化数值模拟, 为高超声速飞行器一体化设计提供参考依据。

本文发展的源项法 (在流动控制方程中添加源项模拟燃烧室内添质添能流动的方法) 正是这样一种简单的数值方法。

2 方法描述

二维直角坐标系下守恒形式的层流流动控制方程组为

^{*} 收稿日期: 2004-12-05 修订日期: 2005-04-07。

作者简介: 范晓樯 (1977-), 男, 博士生, 研究领域为空气动力学。E-mail: xiaoqiangfan@hotmail.com

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + S \quad (1)$$

式中 U 为守恒变量, F, G, F_v, G_v 分别为 x, y 方向的无粘通量和粘性通量。 S 则为源项, $S = (S_m, S_{F_x}, S_{F_y}, S_E)^T$ 。从物理意义上讲, S_m 代表外界对控制体添加的质量流量, S_{F_x} 和 S_{F_y} 分别为外界对控制体添加的冲量, S_E 则为外界对控制体添加的能量。可以看出, 源项反映了外界对流场添质、添动量和添能量的情况, 因此可以通过加入对源项 S 的控制来模拟燃烧室内的燃烧过程。图 1 为这一过程的示意图。

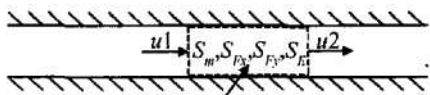


Fig 1 Sketch of flow in scram jet combustion chamber

在超燃冲压发动机中, 燃料由喷嘴进入燃烧室, 在超声速主流中雾化、蒸发 (对于液体燃料而言) 并与主流掺混后发生燃烧, 对主流添加热量。燃烧室构型设计的要求之一是燃料能够较好地雾化、掺混和迅速燃烧。国内外很多研究人员就超燃冲压发动机燃烧室构型设计、燃料的雾化燃烧过程开展了丰富的工作^[4-6, 7], 因此借鉴他们的研究成果, 可以得到燃烧室内添质添能规律, 诸如燃料雾化蒸发距离、燃料燃烧释热规律以及燃料注入位置对燃烧效率的影响等。将这些规律转化为对源项的控制规律 (源项作用强度、源项作用位置以及源项作用随温度和压力变化情况等), 就可以较为准确的实现燃烧室内燃料燃烧过程的模拟。对源项的控制方法可以用下式表示

$$S = S(x, y, p, T, t, n, \dots) \quad (2)$$

式中 x, y 表示空间变化影响分量, 可以用于模拟燃料注入位置的变化; p, T 表示压力温度变化影响分量, 可以用于模拟燃烧受到压力、温度的影响情况; t 表示时间变化影响分量, 可以模拟燃烧室内的点火过程、燃烧不稳定等非定常过程; n 表示燃烧效率影响分量。

较一维计算而言, 源项法能够更多地反应燃烧室流场, 从实验研究中得到的规律越多, 源项的控制规律也就越丰富。在飞行器一体化流场计算中, 对燃烧室的模拟可以忽略具体细节, 对源项的控制规律要求不高, 采用这种简化方法对于模拟燃烧室流动对进气道流动的影响、燃烧室出口参数对后体推力的影响是合理的, 因此一体化设计中需要研究的各部件 (前

体、进气道、隔离段、燃烧室、尾喷管、后体) 相互影响规律等问题可以通过这种简化的数值模拟方法得到较好的解决。

较化学反应流计算而言, 源项法只需求解 N-S 方程, 不需要求解复杂的组分方程, 大大减小了计算量, 提高了计算效率。

3 算法验证及应用

结合前述方法, 对控制方程采用有限体积方法离散, 应用通用的二阶 TVD 差分格式和显式四步二阶 Runge-Kutta 非定常时间格式求解流场, 完成了超燃冲压发动机燃烧室流场验证算例以及一体化构型内外流场计算算例。

3.1 验证算例

用于检验本文方法有效性的实验数据来源于国防科大完成的一次典型的直联式冲压发动机试验。该发动机内型面构型如图 2 所示, 图中箭头表示本次实验时煤油注入位置。根据本次试验的凹腔布置和喷油位置, 该发动机通道被划分为如图所示的 11 个子区域 (a~k)。通过对该实验台完成的大量不同当量比、不同喷注位置以及不同凹腔组合的实验数据分析, 得到子区域内质量和能量添加规律如下

$$M_{s,x} = 0.5 \times M_{j,x} + 0.5 \times M_{j,(x-1)} \quad (3)$$

$$E_{s,x} = M_{s,x} \quad (4)$$

式中 $M_{j,x}$ 表示子区域煤油的注入质量百分比, $M_{s,x}$ 和 $E_{s,x}$ 分别为质量和能量源项添加量百分比。下标 x 表示子区域代号, $x-1$ 则表示子区域 x 上游的一个子区域。

需要说明的是, 式中源项的添加比例依赖于具体的实验设备和实验条件, 因此本方法在很大程度上依赖于试验数据。数值计算中, 入口条件按照试验加热器出口参数给定, 发动机物面采用绝热壁条件, 出口环境压力为 0.1 MPa。



Fig 2 Configuration of the direct connected combustion chamber

试验分别测得了点火前以及按照一定当量比注入煤油且稳定燃烧时发动机扩张面上的压力分布, 由于发动机内的燃烧效率无法直接测量, 通过一维分析也很难得到准确的结果, 因此本文计算了试验当量比条件下, 燃烧效率分别为 40%、50% 和 60% 三种工

况。图 3 给出了发动机膨胀面压力分布的试验与计算结果。对比实验与计算得到的压力分布, 可以看到燃烧效率为 50% 时计算结果与实验结果符合得较好, 由此说明式 (3) 给出的源项分配方案是合理的。图 4 给出了三种燃烧效率条件下燃烧室内的压力等值线对比, 从图中可以看到燃烧效率提高导致隔离段压升位置前移。结合图 3 中压力分布的计算结果, 可以看到燃烧效率对燃烧室压力分布影响较大, 因此燃烧效率对发动机推力性能存在较大影响。

本算例的数值模拟及与试验数据的对比结果说明, 采用本文发展的源项方法能够在大量实验数据的基础上, 通过调整燃烧效率和源项添加位置模拟出较为准确的燃烧室压力分布。

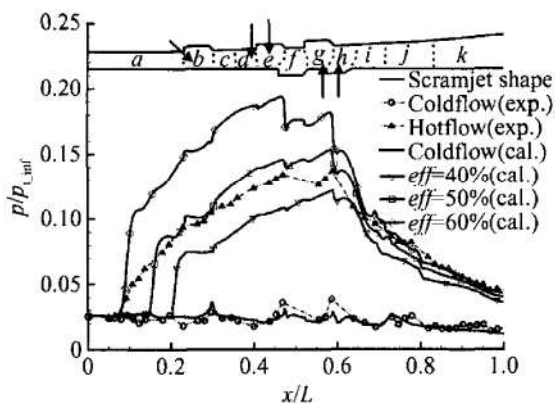


Fig 3 Comparison of pressure distribution



Fig 4 Pressure contour in combustion chamber

3.2 一体化算例

由于忽略了燃烧室流场化学反应的细节, 源项法不能真实地反映燃烧室内雾化、掺混等复杂流动现象。然而, 验证算例结果表明, 在预知燃烧效率及燃料雾化、蒸发以及掺混等性能的前提下, 源项法能够给出较为准确的压力分布。因此, 在超燃发动机性能尚不能准确评估, 液体燃料雾化、燃烧尚不能准确高效仿真的情况下, 作为一种效率较高的数值方法, 源项法是飞行器一体化构型设计中值得采纳的数值模拟手段。

图 5 为初步设计的用于计算研究的一体化飞行

器构形。其设计巡航马赫数为 6, 采用两级预压缩前体及混压式二维进气道, 燃烧室采用非对称双边膨胀模式, 扩张角分别为 3.5° 和 4° 。考虑飞行器背部流场与推进系统之间几乎没有相互作用, 计算区域只选取了飞行器腹部及推进系统内部。依据超燃发动机燃烧室设计经验, 本文采用了三级燃烧室方案。

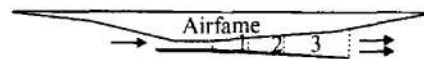


Fig 5 Configuration of the integrated hypersonic vehicle and its 3-stage combustion chamber

飞行器进气道的设计捕获流量为 6.7 kg/s 实际捕获流量为 6.3 kg/s 。根据氢、煤油与空气燃烧的比例, 可以计算出当量比为 1 时需要氢 0.18 kg/s 或者煤油 0.42 kg/s 。按照以上数据, 设定了质量和能量源项大小。

表 1 给出了模拟工况的源项条件。表中给出的燃烧效率为 100% 意味着发动机燃烧室中注入的燃料与进气道吸入的空气发生完全燃烧。选择飞行器背部投影面积为参考面积 (由于是二维问题, 展向长度取值为 1 m), 可以从流场计算结果得到飞行器的轴向力系数和法向力系数 (表 1 中分别用 C_a 和 C_n 表示)。可以看到, 燃烧室中无源项加入时 (Case1), 飞行器的轴向力系数为 -0.0078 (推力方向为正), 法向力系数较小仅为 0.020 (向上为正)。当在二级燃烧室内加入氢气且完全燃烧时 (Case2), 进气道隔离段燃烧室能够正常工作, 轴向力和法向力系数分别增加到 0.057 和 0.064 。在二级燃烧室中加入煤油且燃烧效率由 100% (Case3) 降低为 50% (Case4) 时, 轴向力系数发生明显变化, 法向力系数也相应减小。由此看到发动机燃烧不但对轴向力产生较大影响, 还较大程度地影响了飞行器的升力特性。当一级燃烧室的燃烧效率逐渐增加, 二级燃烧室燃烧效率逐渐减小但总燃烧比率不变时 (Case5 Case6 Case7), 发动机的推力是逐渐增加的, 但增量并不十分明显, 当一级燃烧室的反应比率达到 80% 时, 燃烧室的高压影响到隔离段和进气道流动, 最后进气道发生溢流, 导致进气道失败 (Case7)。对比 Case6 和 Case8 的计算结果, 可以看到部分燃料在第三级燃烧室才发生燃烧时的推力性能有所降低。

Table 1 Conditions simulated in this paper

Case	Fuel type	Mass ratio of fuel consumed in combustion chamber			Combustion efficiency	C_a	C_n
		Stage 1	Stage 2	Stage 3			
1	Cold flow	0%	0%	0%	—	0.0078	0.020
2	Hydrogen	0%	100%	0%	100%	0.057	0.064
3	Kerosene	0%	100%	0%	100%	0.051	0.061
4	Kerosene	0%	100%	0%	50%	0.023	0.050
5	Kerosene	20%	80%	0%	100%	0.052	0.061
6	Kerosene	60%	40%	0%	100%	0.054	0.063
7	Kerosene	80%	20%	0%	100%	failed	
8	Kerosene	40%	40%	20%	100%	0.048	0.071

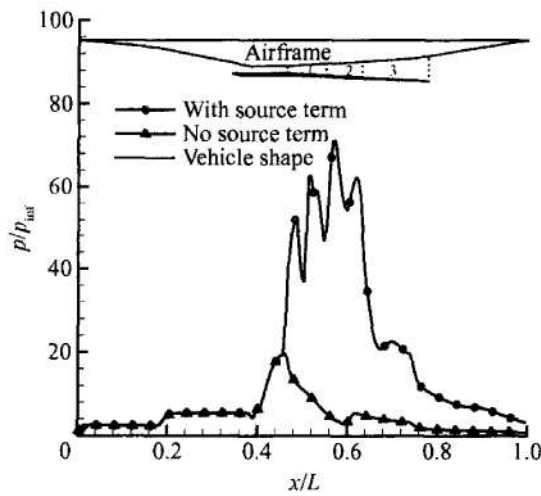


Fig 7 Pressure and temperature distribution along flow direction

4 结 论

采用源项法模拟燃烧室流动并用于一体化流场数值计算被证明是一种有效、合理的数值模拟方法。数值实例表明, 尽管源项法不能精细地模拟燃烧室内复杂的化学反应过程和流动细节, 但由大量实验数据总结得到的源项控制规律能够很好地用于数值计算并得到较为准确的结果, 能够为飞行器一体化构型设计提供较为可靠的气动参数。研究更加真实的燃烧室源项模型以及更加量化的源项添加规律是本文方法的难点, 也是需要进一步开展的工作。

参考文献:

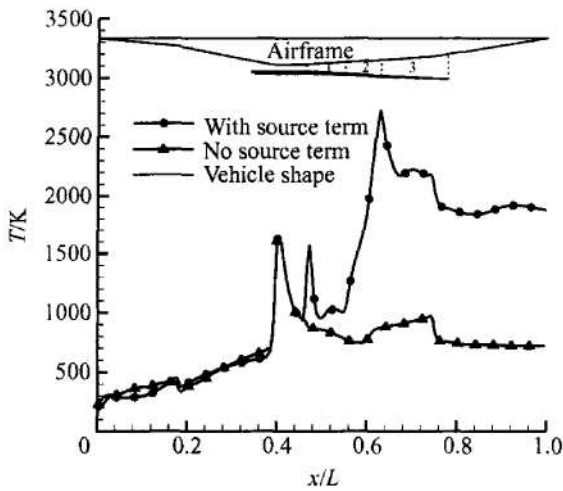
[1] 罗世斌. 高超声速飞行器机体/发动机一体化及总体多学科设计优化方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2004

[2] Kasal P. Supersonic combustion investigation of aerothermodynamics key problems[R]. AIAA 2002-5119

图 6 给出了 Case1 和 Case2 燃烧室内压力等值线。可以看出在燃烧室内部加入能量源项后, 由于燃烧室内压力升高, 改变了整个燃烧室的流场结构。图 7 给出的是 Case1 和 Case2 飞行器下表面沿程压力分布与温度分布之比较, 当有源项加入时, 由于第二级燃烧室内的“燃烧”, 第一级燃烧室甚至隔离段的压力和温度也受到影响而升高, 说明第二级燃烧室的“燃烧”通过激波串的方式前传影响了上游流场。



Fig 6 Contours of pressure in combustion chamber



[3] 徐旭, 蔡国飙. 氢/碳氢燃料超声速燃烧的数值模拟[J]. 推进技术, 2002, 23(5). (XU Xu CAI Guo-biao Numerical simulation on combustion of hydrogen/hydrocarbon in supersonic airstream[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(5).)

[4] 岳连捷, 俞刚. 超声速气流中横向煤油射流的数值模拟[J]. 推进技术, 2004, 25(1). (YUE Lian-jie YU Gang Numerical simulation of kerosene spray in supersonic cross flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(1).)

[5] 孙英英, 司徒明, 傅维镛. 煤油-空气预混气流超声速燃烧数值研究[J]. 推进技术, 2004, 25(2). (SUN Ying-ying SIU Ming FU Wei-yun Numerical study on supersonic combustion of kerosene-air premixed flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(2).)

[6] Drummond J P, Diskin G S. Fuel-air mixing and combustion in scram jets[R]. AIAA 2002-3878

[7] 余勇. 超燃冲压发动机燃烧室工作过程理论和试验研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2004

(编辑: 崔永刚)