

超燃冲压发动机全流道反应流场仿真分析

刘 昊, 李光照, 杜 泉, 高 伟
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 采用计算流体力学方法开展了超燃冲压发动机流场二维及三维数值仿真, 获得了发动机流场结构及流动细节。探讨了二维简化计算的适用性及不足。通过对发动机各部件受力的分析, 得到了发动机初步性能, 并就支板及凹腔的减阻设计提供了一些参考。

关键词: 超燃冲压发动机; 反应流场; 数值仿真

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 06-0001-05

Numerical simulation of reaction flow field in full flowpath of scramjet

LIU Hao, LI Guang-xi, DU Quan, GAO Wei
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The 2D and 3D numerical simulations of a scramjet were conducted respectively with computational fluid dynamics (CFD) method. The flow field structure and flow detail of a scramjet were obtained. The applicability and shortage of the 2D simplified calculation were discussed. The preliminary performance of the engine was achieved by means of force analysis on every part of the engine. Some additional references about drag reduction design for the strut and cavity are provided in this paper.

Keywords: scramjet; reaction flow field; numerical simulation

0 引言

计算流体力学 (CFD) 由于具有快速性、经济性及可提供详细流场特性参数等优点, 日渐成为超燃冲压发动机研制的有力手段。目前, CFD 技术在高超声速进气道^[1-2]、超声速燃烧室^[3-5]、尾

喷管^[6-7]等部、组件的工作机理、气动设计、性能预估、参数优化等方面获得了广泛应用, 但对于超燃冲压发动机全流道反应流场数值仿真的公开发表文献尚不多见, 大多采用一维分析方法^[8-10]来预测发动机性能。

本文以获取超燃冲压发动机内部流动、燃烧特性及发动机性能为关注点, 开展了以支板供油

收稿日期: 2013-06-17; 修回日期: 2013-09-09

基金项目: 总装备部预研项目 (2007AA705306)

作者简介: 刘昊 (1984—), 男, 博士, 研究领域为组合推进燃烧技术

结合凹腔火焰稳定实现燃烧组织的超燃冲压发动机全流道二维及三维片式数值仿真,对计算结果进行了分析与探讨,并就支板及凹腔气动设计提供一些参考。

1 数值方法

1.1 计算模型、来流及喷注条件

超燃冲压发动机由三楔二元进气道、两级扩张燃烧室及单斜面膨胀喷管组成,其中燃烧室采用支板供油结合凹腔火焰稳定方案实现燃烧组织,计算来流 $Ma=6.0$,静压 2 188.1 Pa,静温 222.5 K,进气道捕获流量 5 kg/s;燃料为总温 900 K 气态煤油音速喷注,喷前总压 1.6 MPa,燃烧室当量比 $EQ=1.0$ 。图 1 为超燃冲压发动机计算模型示意图。

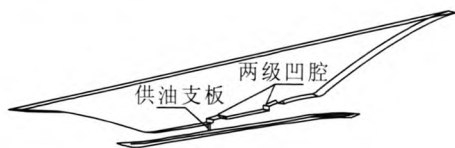


图 1 计算模型示意图

Fig. 1 Sketch of computational model

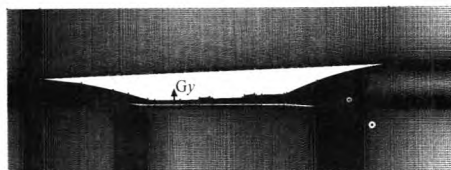
1.2 边界条件及网格划分

计算域入口、出口及上、下边界设定为压力远场,给定来流马赫数、静压、静温及组分质量分数;发动机表面设定为无滑移、绝热壁;三维计算左右边界设定为对称条件;二维计算不考虑支板,在一级凹腔上游沿高度方向均匀分布 4 个喷孔替代支板喷注器,三维计算燃料从支板两侧的喷孔喷注,二维及三维计算燃料喷注均设定为压力入口边界,给定总压、静压、总温及组分质量分数。计算采用结构网格,在壁面及流动参数变化较为剧烈处进行加密,二维计算网格单元数为 72 万;为控制计算网格,参考文献 [11] 做法,三维为 1/4 发动机宽度的片式计算,计算仅考虑一个支板,网格单元数为 311 万。计算网格划分结果见图 2。

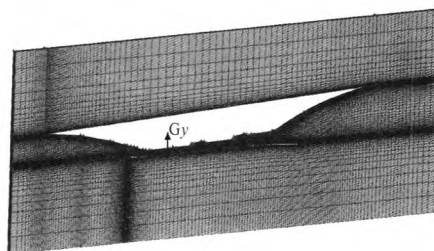
1.3 计算方法

采用有限体积法隐式求解雷诺平均 Naver-

Stokes 方程及组分输运方程,无粘通量计算采用二阶 AUSM 格式,粘性通量计算采用二阶中心格式,湍流模型选取 Realizable 模型,化学反应采用有限速率方法,动力学模型选取煤油单步反应模型。



(a) 二维



(b) 三维

图 2 计算网格

Fig. 2 Distribution of computational grid

2 计算结果及分析

2.1 冷流通气流动场

完成了一体化超燃冲压发动机不喷燃料时冷流通气流动场计算,获得发动机冷吹时流场结构及冷态阻力。图 3 和图 4 分别给出了二维及三维计算冷流通气全流场及燃烧室局部放大流场数值纹影。二维计算网格分辨率高于三维计算,因此捕获到更为清晰的流场结构。二维及三维计算得到的流场波系结构基本一致,仅一级凹腔处流动形态有较大差异。二维计算时凹腔前缘剪切层在凹腔底部重新附着,形成较强的再附激波,而三维计算时凹腔前缘剪切层跨过整个凹腔。产生这种差异的原因是由于二维计算未考虑支板的影响。

图 5 给出了发动机内流道上壁面压力分布,图中坐标均进行无量纲处理,二维与三维计算壁面压力分布基本一致,但一级凹腔处二维计算压力变化更为剧烈。如前分析,这是由于二维计算

未考虑支板导致凹腔内形成了较为强的再附激波所造成的。

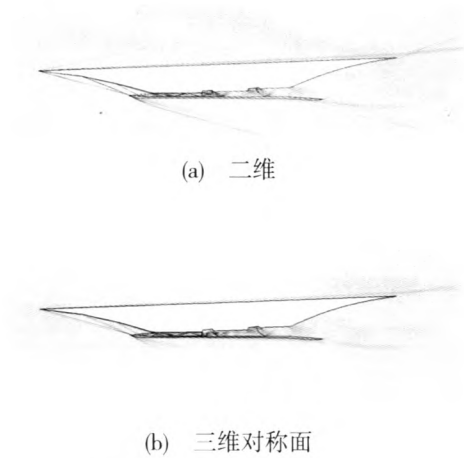


图 3 发动机数值纹影
Fig. 3 Numerical schlieren of engine

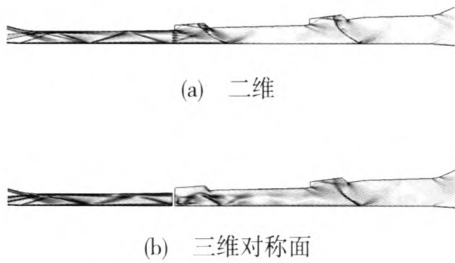


图 4 燃烧室数值纹影
Fig. 4 Numerical schlieren of combustor

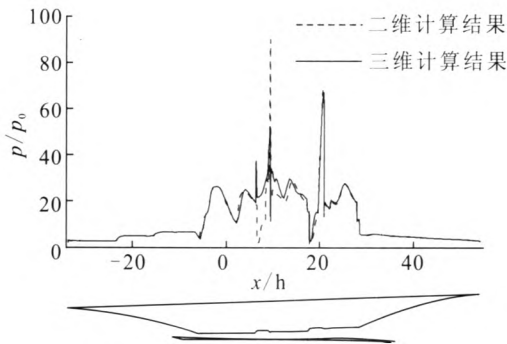


图 5 发动机上壁面压力分布
Fig. 5 Distribution of pressure on top wall of engine

表 1 给出了冷流通气流场发动机各部件推力二维与三维计算结果, 推力定义为各部件轴向压力积分及轴向摩擦力之合力。一方面, 三维计算考虑了支板, 因此比二维计算多出了一个阻力部件; 另一方面, 由于支板的存在, 改变了一级凹

腔内流动形态, 使得凹腔前缘剪切层跨过了整个凹腔, 避免了凹腔底部再附激波的形成, 使得一级凹腔阻力得以显著减小。整体来看, 二维及三维计算得到的发动机推力接近, 两者误差约 2.1%。

表 1 冷流通气流场各部件推力
Tab. 1 Thrust of each part in cold flow field

部件	推力/N	
	二维计算	三维计算
进气道上壁	-207.0	-201.6
进气道下壁	22.0	21.0
燃烧室上壁	65.6	74.0
燃烧室下壁	-48.1	-45.6
尾喷管上壁	227.9	233.3
尾喷管下壁	42.5	43.9
支板	-	-139.3
一级凹腔	-146.5	-41.2
二级凹腔	-144.3	-136.4
发动机全流道	-187.9	-191.9

2.2 反应流场

图 6 和图 7 分别给出了二维、三维对称面及三维流向截面发动机反应流场 CO_2 及煤油质量百分数云图。二维及三维计算燃烧室组分分布趋势基本一致, 燃料喷出后随即在一级凹腔处发生燃烧, 燃烧产物充满整个流道, 未燃烧的燃料贴燃烧室上壁面一侧集中分布。不同的是, 三维计算由于支板的存在强化了燃料与来流空气的掺混及火焰稳定, 一级凹腔处燃料燃烧较二维计算充分。这点亦可从图 8 燃烧室马赫数云图得以印证, 三维计算时一级凹腔处气流马赫数显著低于二维情况, 且亚声速区域更大, 说明三维计算时一级凹腔处燃料释热更为剧烈。同时, 受强释热的影响, 三维计算一级凹腔上游气流分离区域明显大于二维计算。

图 9 给出了三维冷流通气流场、二维及三维化学反应流场发动机内流道上壁面压力分布。在进气道及尾喷管处, 二维与三维计算得到的壁压分布一致; 在燃烧室内, 二维与三维计算得到的

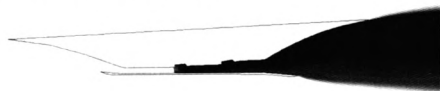
压力峰值位置相同,均位于约一级凹腔前缘位置,但三维计算得到的压力峰值明显高于二维情况,与前面分析一致。这是由于三维计算考虑了支板的影响,使得燃料与空气获得了更好的混合及燃烧。同时,可以看出,三维计算燃烧引起的压力升高扰动位置较二维计算而言更靠近上游。

CO₂: 0 0.04 0.08 0.12 0.16 0.2



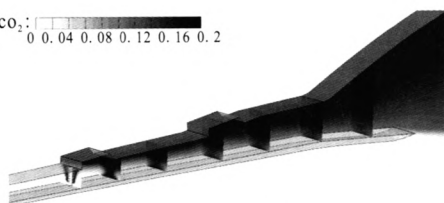
(a) 二维

CO₂: 0 0.04 0.08 0.12 0.16 0.2



(b) 三维对称面

CO₂: 0 0.04 0.08 0.12 0.16 0.2



(c) 三维流向截面

图 6 CO₂ 质量分数云图

Fig. 6 Mass fraction contour of CO₂

Kerosene: 0 0.02 0.04 0.06 0.08 0.1



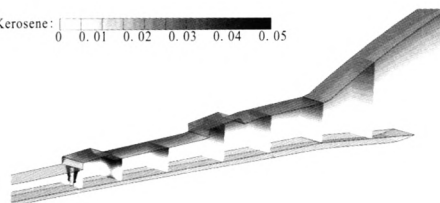
(a) 二维

Kerosene: 0 0.02 0.04 0.06 0.08 0.1



(b) 三维对称面

Kerosene: 0 0.01 0.02 0.03 0.04 0.05



(c) 三维流向截面

图 7 煤油质量分数云图

Fig. 7 Mass fraction contour of kerosene

Mach: 0 0.4 0.8 1.2 1.6 2



(a) 二维

Mach: 0 0.4 0.8 1.2 1.6 2



(b) 三维对称面

图 8 燃烧室马赫数云图

Fig. 8 Mach number contour in combustor

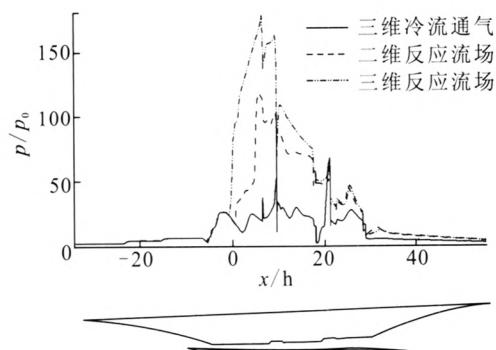


图 9 发动机上壁面压力分布

Fig. 9 Distribution of pressure on top wall of engine

表 2 给出了化学反应流场发动机各部件推力二维与三维计算结果。进气道与尾喷管推力二维和三维计算结果比较一致;在燃烧室内,三维计算燃料燃烧的更为充分,压力水平高于二维计算,因此三维计算获得了更高的推力;在反应流场两级凹腔均由冷流通气时的阻力部件变为推力部件。同时,从表 2 中可以看出,支板阻力不容忽视,约占到发动机推力的 13%。

表 3 给出了化学反应流场二维及三维计算得到的燃烧室出口燃烧效率、发动机内推力及比冲,其中燃烧效率基于燃料消耗计算^[12],内推力为发动机内流道轴向压力积分与轴向摩擦力积分

之合力。三维计算由于支板的存在,一方面强化了燃料与来流空气的掺混及火焰稳定,获得了更高的燃烧效率;另一方面,支板作为一个阻力部件,会降低发动机性能。综合两方面影响,三维计算的得到了更高的比冲,可以看出采用支板对发动机性能而言利大于弊。

表 2 反应流场各部件推力

Tab. 2 Thrust of each part in reaction flow field

部件	推力/N	
	二维计算	三维计算
进气道上壁	-207.0	-201.9
进气道下壁	21.4	20.3
燃烧室上壁	236.1	328.4
燃烧室下壁	-70.5	-67.5
尾喷管上壁	434.7	442.3
尾喷管下壁	69.2	76.9
支板	-	-110.3
一级凹腔	141.6	206.6
二级凹腔	130.2	127.2
发动机全流道	755.6	822.0

表 3 发动机性能参数

Tab. 3 Performance parameters of engine

计算维度	燃烧室出口 燃烧效率	内推力/N	比冲/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)
二维	0.801	755.6	8 874
三维	0.869	822.0	9 292

3 结论

1) 二维与三维计算预测的流场结构基本一致,发动机性能(燃烧效率、内推力、比冲)与三维结果差别在 8%以内;

2) 二维计算预测的凹腔上游附面层分离尺寸偏小,在预报燃烧室与进气道匹配工作特性时,二维计算对于进气道启动性能的预报有可能过于乐观;

3) 采用支板供油,可获得良好的燃油空间分布及更大火焰稳定区域,有利于燃料集中释热,从而提高燃烧效率、缩短燃料充分燃烧所需距离;

4) 支板阻力不容忽视,在支板设计中可采用后掠、薄支板设计等降低其阻力;

5) 凹腔受力与其内部流态关系密切,为降低凹腔阻力,必须避免在其内部形成再附激波,若设计得当,凹腔可从阻力部件变为推力部件。

参考文献:

- [1] 王雨培, 于澎, 宋文艳. 二元混压式高超声速进气道流场数值模拟[J]. 现代防御技术, 2006, 34(6): 44-48.
- [2] 陈兵, 徐旭, 蔡国彪. 用空间推进算法模拟高超声速进气道流场[J]. 宇航学报, 2006, 27(6): 1319-1323.
- [3] 孙英英, 姜宗林. 超声速燃烧室中流动与燃烧的相互作用 [C]//第一届高超声速科技学术会议论文集. 云南丽江, 2008: 122-126.
- [4] LIU Hao, SONG Wen-yan, YANG Shun-hua. Large eddy simulation of hydrogen-fueled supersonic combustion with strut injection [J]. Applied Mechanics and Materials, 2011, 66/68: 1769-1773.
- [5] 范周琴, 刘卫东, 孙明波, 等. 超燃冲压发动机多凹腔燃烧室混合与燃烧性能定量分析[J]. 推进技术, 2012, 33(2): 185-192.
- [6] 卢鑫, 岳连捷, 肖雅彬, 等. 超燃冲压发动机三维变截面尾喷管设计[C]//第二届高超声速科学技术会议论文集. 江苏无锡, 2010: 0035-1-0035-5.
- [7] 曾明, 杭建, 林贞彬, 等. 不同热化学非平衡模型对高超声速喷管流场影响的数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(3): 346-349.
- [8] 陈强, 陈立红, 顾洪斌, 等. 释热分布对超燃冲压发动机性能的影响及优化[J]. 推进技术, 2009, 30(2): 135-138.
- [9] 王兰, 邢建文, 郑忠华, 等. 超燃冲压发动机内流性能的一维评估[J]. 推进技术, 2008, 29(6): 641-645.
- [10] 李俊红, 程晓丽, 沈清. 超燃冲压发动机性能预测工程方法[J]. 推进技术, 2009, 30(2): 129-134.
- [11] 王兰. 超燃冲压发动机整机非结构网格并行数值模拟研究[D]. 绵阳: 中国空气研究与发展中心, 2007.
- [12] 潘余, 王振国, 刘卫东. 超燃冲压发动机燃烧效率测量方法简介[J]. 实验流体力学, 2007, 21(2): 68-73.

(编辑: 张永秀)