

旋转爆震冲压发动机总体性能分析^{*}

葛高杨¹, 郭敬涛², 靳 乐², 马 虎¹, 夏镇娟¹, 邓 利¹, 周长省¹

(1. 南京理工大学 机械工程学院, 江苏 南京 210094;

2. 北京机电工程研究所, 北京 100074)

摘 要: 为了快速可靠地评估旋转爆震冲压发动机的总体性能, 针对冲压模态下的旋转爆震发动机建立了性能分析模型。模型以飞行条件和冲压发动机关键几何参数作为输入参数, 结合气体动力学和CJ爆震理论, 获得旋转爆震燃烧室的流场参数分布以及发动机喷管排气参数, 输出发动机推力以及燃料比冲, 建立了基于连续旋转爆震的冲压发动机性能评估方法。模型参与反应的燃料和氧化剂分别为煤油以及空气, 主要研究了燃料温度、喷管喉部面积、燃烧室环面面积、反应物当量比、飞行马赫数以及飞行高度对发动机燃料比冲、推力的影响趋势。研究表明, 控制其它变量不变, 发动机推力与燃料比冲随燃料温度上升而提高; 随喷管喉部面积、燃烧室环面面积减小而增大; 随飞行高度增加而降低; 燃料比冲随当量比、马赫数增大而减小, 而推力随当量比、马赫数增大而增大。在高度为25km, 马赫数为4, 当量比为0.6的工况下, 发动机燃料比冲可达到1740s。分析结果表明, 模型计算方法可靠, 可快速计算出旋转爆震冲压发动机的推力性能。

关键词: 旋转爆震发动机; 冲压发动机; 性能分析; 推力; 燃料比冲

中图分类号: V235.22

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2021) 12-2667-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200230

Performance Analysis of Rotating Detonation Ramjet Engine

GE Gao-yang¹, GUO Jing-tao², JIN Le², MA Hu¹, XIA Zhen-juan¹, DENG Li¹, ZHOU Chang-sheng¹

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. Beijing Electro-Mechanical Engineering Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to quickly and reliably predict the performance of a rotating detonation ramjet engine, a computational model of performance analysis was established. With the flight conditions and the key geometric parameters of the engine as inputs, distributions of the flow field parameters in rotating detonation combustion chamber and the exhaust parameters were obtained, combined with the gas dynamics and CJ detonation theory. The outputs are thrust and fuel specific impulse. The performance evaluation method of a continuous rotating detonation ramjet engine was established. The reactants are kerosene and air. The model mainly studies the relationship of fuel temperature, nozzle throat area, combustion chamber area, equivalence ratio, flight Mach number and flight height, with the fuel specific impulse and thrust of the engine. The results show that, controlling other variables unchanged, thrust and fuel specific impulse of the engine increase with the rise of the fuel temperature, and increase with the decrease of the nozzle throat area and combustion chamber area. In addition, thrust and fuel specif-

^{*} 收稿日期: 2020-04-15; 修订日期: 2020-07-14。

基金项目: 国家自然科学基金 (12072163; 5210060296; 11802134); 中国博士后科学基金 (2020M681616); 国防科技重点实验室基金 (HTKJ2020KL011004-1)。

作者简介: 葛高杨, 博士生, 研究领域为爆震推进。

通讯作者: 马 虎, 博士, 副教授, 研究领域为爆震推进。

引用格式: 葛高杨, 郭敬涛, 靳 乐, 等. 旋转爆震冲压发动机总体性能分析[J]. 推进技术, 2021, 42(12):2667-2674.
(GE Gao-yang, GUO Jing-tao, JIN Le, et al. Performance Analysis of Rotating Detonation Ramjet Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(12):2667-2674.)

ic impulse decrease with the increase of the flight height. The fuel specific impulse decreases with the increase of equivalence ratio and Mach number, and the thrust increases with the increase of equivalence ratio and Mach number. The fuel specific impulse of the engine can reach 1740s at the Mach number of 4, an equivalent ratio of 0.6 and a height of 25km. The model can quickly and reliably calculate the propulsion performance of the engine.

Key words: Rotating detonation engine; Ramjet engine; Performance analysis; Thrust; Fuel specific impulse

1 引 言

旋转爆震发动机(RDE)是一种利用一道或多道爆震波在环形燃烧室内连续旋转传播的发动机,燃料通过环形面的微型喷嘴喷注到燃烧室内,使用火花塞或其它起爆装置在某处进行起爆,形成燃烧波沿着环形燃烧室周向传播,逐渐发展成为爆震波在燃烧室内连续旋转传播。爆震波峰面处的压力较高,高于可燃反应物的喷注总压,因此新鲜燃料无法喷注进入燃烧室。随着爆震波的传播,当地局部压力降低到反应物喷注总压以下,新鲜可燃反应物再次开始注入到燃烧室内,为爆震波下一循环提供足够的燃料。旋转爆震发动机具有结构简单、推重比大、热循环效率高等优点,发展前景好,近年来已成为国内外的研究热门之一。

Voitsekhovskii等^[1-3]首次通过圆盘形试验装置成功起爆了乙炔氧气预混气,并得到了连续旋转爆震波。Adamson等^[4]和Shen等^[5]对RDE的可行性进行了论证,试验成功起爆并得到了爆震波。Bykovskii等^[6-7]做了大量的试验工作,对燃烧室出口环境压力、燃烧室构型、推进剂流量和推进剂喷注压降等影响因素做了系统的研究。

目前对旋转爆震的研究主要是火箭模态,对于冲压模态的旋转爆震研究较少,Wolanski^[8]提出了吸气式旋转爆震发动机的概念。旋转爆震冲压发动机是采用爆震燃烧室替代传统冲压发动机燃烧室的新型发动机,利用冲压发动机进气道供给氧化剂。由于旋转爆震冲压发动机兼具了RDE和冲压发动机的优势,具有比冲高、结构简单、推重比大、自增压等优势,得到了广泛关注。

国防科学技术大学的王超等^[9-12]首先实现了以氢气为燃料且来流总温为860K的吸气式旋转爆震发动机直连式实验,在不同的燃料喷注结构以及当量比条件下发现单波、同向多波、多波对撞以及轴向脉冲爆震模态;进一步考察了燃烧室与来流的相互作用,将其分为超声速入流、亚声速入流以及进气道受影响模态;并对吸气式RDE进行了性能分析。刘世

杰等^[13]采用氢气与乙烯为燃料,分别进行了直连式与自由射流式实验。在自由射流式实验中,以氢气为燃料且发动机捕获空气质量流率为1.67kg/s时获得了正推力,对应的比冲约为2510s。蒋露欣^[14]以吸气式连续旋转爆震为对象,重点分析了爆震波的起爆过程、流场结构及传播特性,对比研究了来流总温、燃烧室半径、反应区构型、来流加速段面积比和喷管面积比对发动机性能的影响。蔡建华等^[15]对旋转反压作用下的三维环形隔离段进行了数值仿真,研究了旋转爆震冲压发动机隔离段的抗反压特性,分析了隔离段流场结构、沿程压力、激波串前缘位置以及总压损失。

北京动力机械研究所的李冬等^[16]研究了爆震波运动过程中超声速进气段内流场结构的变化特点,分析了不同燃烧室背压对进气段内流动特性的影响以及爆震室内总压变化的影响。孙孔倩等^[17]建立了爆震燃烧产物向上下游膨胀的双边侧向膨胀理论模型,并运用该模型对吸气式连续旋转爆震发动机进行了总体性能评估,得到发动机的速度特性、高度特性及调节特性。

Braun等^[18-19]对吸气式连续旋转爆震发动机循环工作过程进行了理论分析,获得了不同飞行马赫数、进气道温升比下吸气式旋转爆震发动机的工作包线区间,进一步研究了飞行马赫数、进气道温升比对旋转爆震冲压发动机推力和比冲的影响规律。

Frolov等^[20]实现了以氢气为燃料,来流总温300K、马赫数为4~8条件下的旋转爆震,实验获得了旋转爆震和轴向脉冲爆震两种燃烧模式,在来流马赫数 ≥ 5 时,空气进气道不受燃烧室压力影响;实验表明,在该来流条件下,实验模型能够产生相等或正推力,测量的燃料比冲为3600s。进一步在来流总温为1500K且马赫数为5.7的脉冲风洞中进行了吸气式RDE实验^[21],发现燃烧室工作模态随当量比增加由旋转爆震燃烧转变为轴向脉冲爆震燃烧,约在当量比为1.25的条件下实现了最大的推力1550N,对应的比冲为3300s。

Smirnov等^[22]对旋转爆震在冲压发动机中的工作

过程进行了三维数值仿真,数值研究了三种不同 H_2 -Air 混合组分下的起爆过程以及爆震波的发展过程,研究发现了富燃混合气和贫燃混合气下旋转爆震波的不规则结构但仍能够自持传播,而化学计量比混合气下的爆震波则出现解耦现象。进一步研究了不同混合气组分对旋转爆震冲压发动机平均推力的影响。

按照氧化剂供给方式的不同,RDE有两种工作模式,分别是火箭式和冲压式。火箭式RDE需要自身携带氧化剂,增加了发动机的质量,不利于发动机长时间工作,冲压式RDE直接从来流空气中获取氧化剂,因此可以携带更多的燃料,提高工作时间和射程范围,相比火箭式RDE具有更大的工程意义。目前国内外大部分的研究都集中在火箭式RDE,对冲压式RDE进行研究的公开发表报道较少。Braun等^[18]提出了旋转爆震超燃冲压发动机的循环分析模型,通过爆震燃烧室的算术平均压力与隔离段入口的静压匹配作为收敛条件,计算的飞行马赫数为 $Ma1.5\sim5$,比冲能够达到3800s,该模型未考虑隔离段波系、掺混损失。王超^[12]考虑了爆震波与来流的相互作用,认为氢氧可燃混合气通过一系列复杂的波系减速至亚声速,爆震燃烧室平均压力采用Bykovskii实验数据的经验公式计算,并将其作为爆震燃烧室与来流压力的匹配准则,研究了燃烧室宽度和当量比对爆震燃烧室平均压力和发动机比冲的影响, $Ma3.5$ 时比冲达到3860s。

本文以超声速来流空气作为氧化剂,煤油为燃料,对旋转爆震冲压发动机内的波系位置、气动参数分布以及推进性能进行研究,通过匹配喷管喉道处质量流率与来流反应物的总质量流率迭代确定隔离段内正激波的位置,理论分析旋转爆震燃烧室压力、

温度、速度、总压以及总温等参数的分布,获得喷管出口的推力以及燃料比冲。进一步研究了飞行高度、飞行马赫数、燃料温度、喷管喉部面积、燃烧室面积以及反应物当量比对发动机推力与燃料比冲的影响。

2 方法

2.1 物理模型

基于旋转爆震的冲压发动机理论分析计算模型示意图如图1所示。为了简化分析模型,作出以下假设:

- (1)假设气体为理想气体。
- (2)只考虑截面积变化这一驱动势,忽略摩擦、传热、彻体力等其他驱动势。
- (3)煤油与空气充分混合均匀,进行完全燃烧,燃烧室内只产生一道爆震波,沿一个方向持续传播。
- (4)Kindracki等^[23]的实验结果、Zhou等^[24]的二维数值计算结果均表明,在连续旋转爆震燃烧室出口气流基本是沿轴向方向流动的,燃烧室长度为4倍可燃反应物层高度,所以假设在等直燃烧室出口处周向速度忽略不计。
- (5)根据数值模拟结果,连续旋转传播的爆震波向上游诱导一道斜激波并耦合在一起周向传播,来流反应物进入燃烧室前经过激波系多次压缩(无法确定)并降至亚声速流动,流场结构较为复杂,因此本文在隔离段内假设一道正激波对反应物进行压缩。

超声速来流空气经过进气道压缩,减速升温增压后进入扩张型隔离段,超声速气流经过隔离段内正激波的压缩后衰减为亚声速流动,在隔离段后半

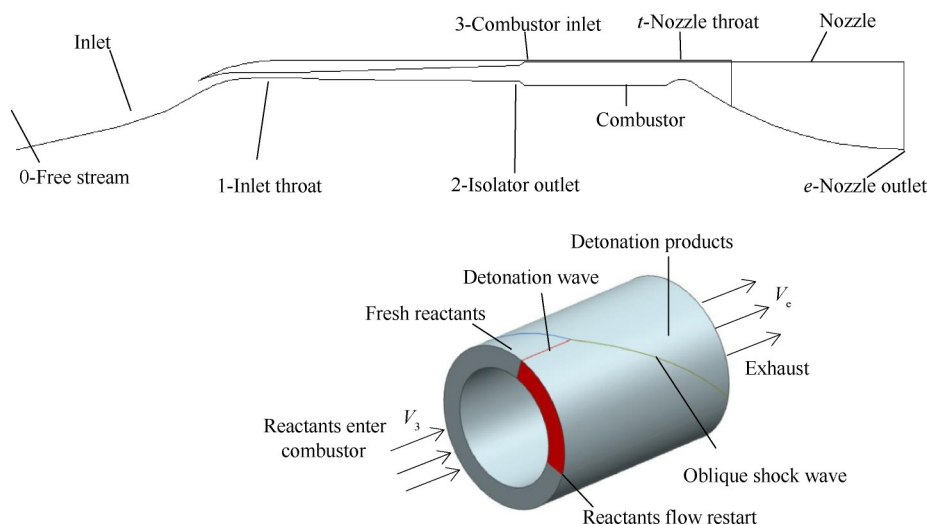


Fig. 1 Computational model

段减速增压与气态煤油进行充分均匀混合,最后进入环形爆震燃烧室。在燃烧室内产生一道爆震波周向稳定传播,高温高压爆震产物经膨胀、加速最终通过喷管排出。

模型忽略了煤油雾化、蒸发、掺混过程以及燃烧效率的影响,加上等熵、绝热、忽略摩擦等假设,以及对流场结构的简化,大约高于实际性能 15%~25%。

2.2 计算方法

2.2.1 进气道

进气道压缩效率可以用总压恢复系数、绝热压缩效率以及动能效率表示,各参数之间能够相互转换。理论分析模型计算方法中,使用绝热压缩效率 η_c 表示进气道压缩过程的损失,计算公式为

$$\eta_c = \frac{h_1 - h_x}{h_1 - h_0} \quad (1)$$

式中 h 表示静焓,下标0表示自由来流,下标1表示进气道出口,下标 x 为等熵膨胀过程中与0状态压力相等的等压线上的状态。

给定初始飞行马赫数 Ma_0 ,自由来流静压 p_0 ,静温 T_0 (由飞行高度 H 得出),冲压发动机外径 d ,进气道总收缩比 ε ,进气道捕获面积与迎风面积之比 A_{R0} 。进气道出口气动参数计算公式为

$$T_1 = \Psi \cdot T_0 \quad (2)$$

$$p_1 = p_0 \left[(\Psi - 1) \eta_c + 1 \right]^{\frac{\gamma_0}{\gamma_0 - 1}} \quad (3)$$

$$Ma_1 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_1 - 1} \left[\frac{1}{\Psi} \left(1 + \frac{\gamma_1 - 1}{2} Ma_0^2 \right) - 1 \right]} \quad (4)$$

式中 γ_0 表示空气比热比, Ψ 表征进气道的压缩温升比,定义 $\Psi = T_1/T_0$,假设温升比 Ψ 初值为 Ψ_1 ,计算得到进气道的出口气体参数以及质量流率,通过与来流空气质量流率守恒迭代确定温升比 Ψ 的确定值。

进气道喉部截面1的滞止压力、滞止温度计算公式为

$$p_{total,1} = p_1 \left(1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} Ma_1^2 \right)^{\frac{\gamma_0}{\gamma_0 - 1}} \quad (5)$$

$$T_{total,1} = T_1 \left(1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} Ma_1^2 \right) \quad (6)$$

2.2.2 隔离段

假设隔离段内流动均为一维定常等熵流动,正激波所在位置对应的截面面积为 A_{shock} ,通过等熵关系式求出正激波前的气体马赫数 Ma_{shock1} ,公式为

$$\frac{A_1}{A^*} = \frac{1}{Ma_1} \left[\frac{2}{\gamma_0 + 1} \left(1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} Ma_1^2 \right) \right]^{\frac{\gamma_0 + 1}{2(\gamma_0 - 1)}} \quad (7)$$

$$\frac{A_{shock}}{A^*} = \frac{1}{Ma_{shock1}} \left[\frac{2}{\gamma_0 + 1} \left(1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} Ma_{shock1}^2 \right) \right]^{\frac{\gamma_0 + 1}{2(\gamma_0 - 1)}} \quad (8)$$

式中 A_1 表征截面1的面积, A^* 表示临界截面积。

正激波前的压力、温度可根据下面公式确定,即

$$p_{shock1} = p_{total,1} \left(1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} Ma_{shock1}^2 \right)^{\frac{-\gamma_0}{\gamma_0 - 1}} \quad (9)$$

$$T_{shock1} = T_{total,1} \left(1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} Ma_{shock1}^2 \right)^{-1} \quad (10)$$

正激波后的气动参数由正激波关系式求得,即

$$Ma_{shock2}^2 = \frac{(\gamma_0 - 1) Ma_{shock1}^2 + 2}{2\gamma_0 Ma_{shock1}^2 + 1 - \gamma_0} \quad (11)$$

$$\frac{p_{shock2}}{p_{shock1}} = \frac{1 + \gamma_0 Ma_{shock1}^2}{1 + \gamma_0 Ma_{shock2}^2} \quad (12)$$

$$T_{shock2} = T_{total,1} \left(1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} Ma_{shock2}^2 \right)^{-1} \quad (13)$$

$$p_{total,shock2} = p_{shock2} \left(1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} Ma_{shock2}^2 \right)^{\frac{\gamma_0}{\gamma_0 - 1}} \quad (14)$$

已知结尾正激波后的气体状态参数,隔离段出口(截面2)的气体状态参数可根据一维定常等熵关系确定,在隔离段出口(截面2)和燃烧室入口(截面3)之间,亚声速空气和气态煤油完成了充分均匀混合,得到了混合气体状态参数压力 p_{mix} 、温度 T_{mix} 、滞止压力 $p_{total,mix}$ 以及滞止温度 $T_{total,mix}$ 。

2.2.3 爆震燃烧过程

流通比(B)即新鲜反应物喷注总压大于等于燃烧室内压力的环形区域面积与燃烧室横截面积的比值,假设流通比初值为 B_1 ,得到新鲜混合物的喷注面积,通过等熵关系式得到燃烧室入口处(截面3)可燃混合气体的气动参数,即爆震波前初始压力 p_3 以及温度 T_3 ,基于该初始条件,计算CJ(Chapman-Jouguet)状态爆震参数:压力 p_{CJ} ,温度 T_{CJ} ,爆震波焓值以及CJ速度 V_{CJ} 。

假设爆震产物以新旧爆震产物之间的接触间断面作为边界向燃烧室出口膨胀,接触间断面角度 β 可以用普朗特迈耶公式计算,用于定义爆震波后的爆震产物膨胀区域:

$$\beta(Ma_{CJ}) = \sqrt{\frac{\gamma_{CJ} + 1}{\gamma_{CJ} - 1}} \arctan \sqrt{\frac{\gamma_{CJ} - 1}{\gamma_{CJ} + 1} (Ma_{CJ}^2 - 1)} - \arctan \sqrt{Ma_{CJ}^2 - 1} \quad (15)$$

根据质量流率守恒定律,进入燃烧室的新鲜混

合物质量等于爆震波扫过的可燃混合气体的质量,可确定爆震波高度 L 为

$$\rho_3 V_3 A_3 B = \rho_3 V_{CJ} L W_3 \quad (16)$$

爆震燃烧室内压力、温度沿周向的分布 $p(r)$, $T(r)$ 分别由下式^[18]确定

$$p(r) = p_{CJ} \left(\frac{1}{\gamma_{CJ}} + \frac{\gamma_{CJ} - 1}{\gamma_{CJ}} \frac{C - r}{C} \right)^{\frac{2\gamma_{CJ}}{\gamma_{CJ} - 1}} \cdot \left[\frac{L}{L + r \sin \beta} \right]^{\gamma_{CJ}} \quad (17)$$

$$T(r) = T_{CJ} \left(\frac{p(r)}{p_{CJ}} \right)^{\frac{\gamma_{CJ} - 1}{\gamma_{CJ}}} \quad (18)$$

式中 C 表示燃烧室周长, r 表示以爆震波位置为起点沿爆震波相反传播方向的距离, 爆震燃烧室压力与温度分布皆为周向距离 r 的函数。

根据爆震燃烧室压力分布关系式得到燃烧室内压力等于喷注总压的点, 迭代出确定流通比 B 。已知爆震波环面的压力分布以及温度分布, 结合马赫数分布, 确定燃烧室周向平均滞止压力 $p_{total, av}$ 和滞止温度 $T_{total, av}$ 。通过质量流率公式求出喷管喉道 t 截面处的质量流率, 与来流空气与煤油的总质量流率进行比较, 迭代至确定正确的正激波位置 A_{shock} 。

$$\dot{m}_t = A_t p_{total, av} \sqrt{\frac{\gamma_{CJ}}{R_{CJ} T_{total, av}}} \left(1 + \frac{\gamma_{CJ} - 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_{CJ} + 1}{2(1 - \gamma_{CJ})}} \quad (19)$$

2.2.4 喷管出口参数

冲压发动机采用拉瓦尔喷管进行排气, 忽略摩擦、传热、彻体力等其他驱动势, 喷管内流动假设为一维定常等熵流动, 由喷管喉道截面 t 参数求出出口截面 e 的压力 p_e , 温度 T_e 以及马赫数 Ma_e 。根据式 (20), (21) 确定冲压发动机的推力 F 以及燃料比冲 I_{spf} 。计算流程图如图 2 所示。

$$F = p_e A_e \gamma_{CJ} Ma_e^2 - p_0 A_0 \gamma_0 Ma_0^2 + p_e A_e - p_0 A_e \quad (20)$$

$$I_{spf} = \frac{F}{g \dot{m}_{fuel}} \quad (21)$$

式中 g 为重力加速度。

3 结果与讨论

本文计算的旋转爆震冲压发动机外径为 300mm, 进气道捕获面积为迎风面积的 0.6 倍, 进气道总收缩比为 6, 燃料和氧化剂分别为煤油和空气。采用控制变量法研究旋转爆震冲压发动机推力与燃料比冲随燃料温度 T_{fuel} 、燃烧室截面面积与迎风面积之比 A_{RC} 、喷管喉道面积与迎风面积之比 A_{RT} 、当量比 φ 、

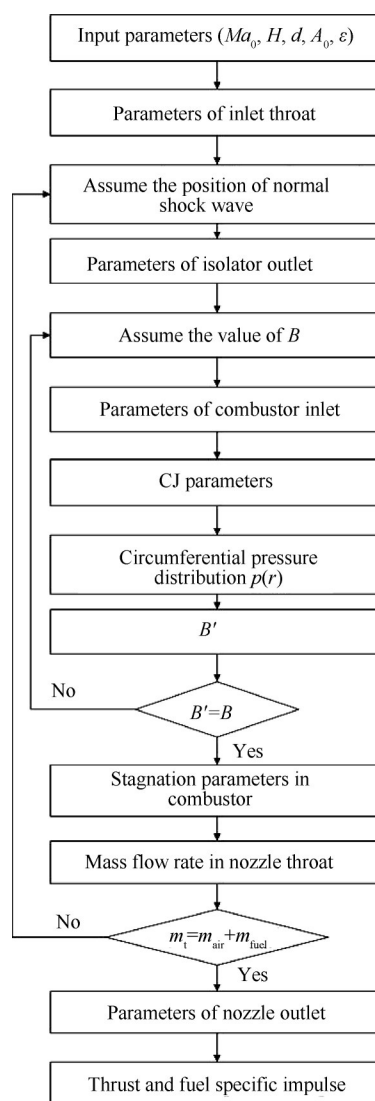


Fig. 2 Flow chart of calculation

飞行高度 H 以及飞行马赫数 Ma_0 的影响规律。

3.1 燃料温度 T_{fuel}

图 3 为 T_{fuel} 对旋转爆震冲压发动机推力与燃料比冲的影响规律。由图可见, 当 A_{RC} , A_{RT} , φ , H 以及 Ma_0 保持不变, 冲压发动机的推力与燃料比冲随着燃料温度的升高呈现线性增大的趋势。可能由于燃料温度的上升, 提高了可燃混合气体的温度, 混合气体声速随之增大, 与此同时 CJ 压力降低, 新鲜混合物喷注速度加快, 形成的可燃新鲜反应物层高度增加, 燃烧室内爆震产物的总温与总压变大, 导致推力与燃料比冲增大。由图可见, 煤油温度从 300K 升到 500K, 燃料比冲从 1739s 增加到 1757s, 燃料温度 T_{fuel} 对推力与燃料比冲的影响程度较小。

3.2 燃烧室横截面积与迎风面积之比 A_{RC}

控制 T_{fuel} , A_{RT} , φ , H 以及 Ma_0 不变, 研究 A_{RC} 对冲压发动机推力与燃料比冲的影响, 由图 4 所示, 推力与

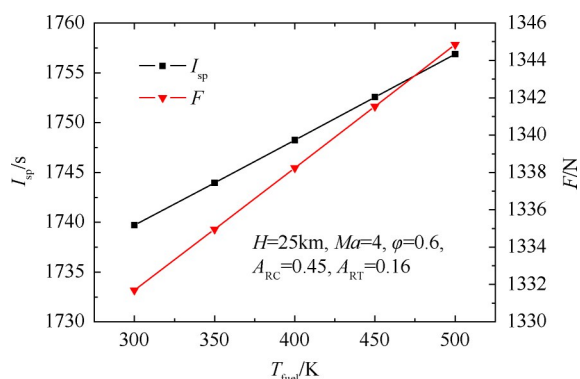


Fig. 3 Variation of thrust and fuel specific impulse with fuel temperature

燃料比冲的曲线吻合度较高。图中表明,减小 A_{RC} ,即减小燃烧室宽度 W ,有利于提高发动机的推力与燃料比冲,而且随着 A_{RC} 的增大,燃料比冲与推力衰减速度降低,但燃烧室宽度 W 不宜过小,结合大量的实验经验,需满足条件: $W > (0.7 \sim 1)\lambda$ (λ 为胞格尺寸)。随着燃烧室截面积的增大,波前新鲜反应物温度与压力增大,导致CJ压力与温度对应增大,但反应物的喷注速度略微降低,最终导致爆震产物的总压与总温降低,发动机的燃料比冲与推力也随之减小。

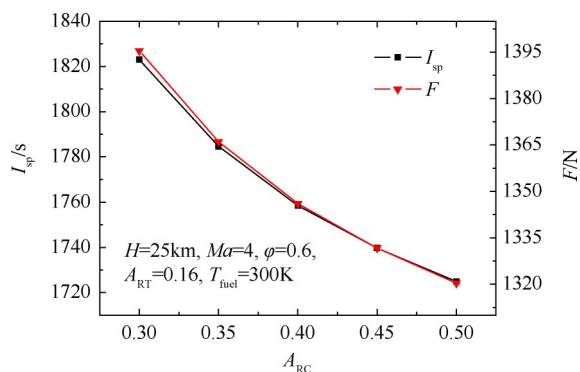


Fig. 4 Variation of thrust and fuel specific impulse with A_{RC}

3.3 喷管喉道面积与迎风面积的比值 A_{RT}

图5为冲压发动机推力与燃料比冲随 A_{RT} 的变化规律,由图可见,推力与燃料比冲的曲线吻合度较高。控制 A_{RC} , T_{fuel} , ϕ , H 以及 Ma_0 不变,冲压发动机推力与燃料比冲随 A_{RT} 增大而减小,当 $A_{RT} > 0.28$ 时,冲压发动机燃料比冲与推力基本保持不变。结果表明,随着喷管喉道面积变小,隔离段内正激波的位置向进气道喉部移动,正激波的位置越靠近进气道喉道,隔离段内总压损失越小,燃烧室入口前的喷注压力与温度随之增大,对应的CJ压力与温度增大,爆震燃烧产物的总压上升,导致冲压发动机的推力与燃料比冲逐渐增大。

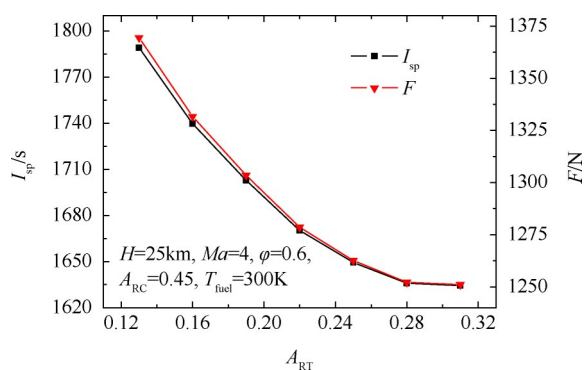


Fig. 5 Variation of thrust and fuel specific impulse with A_{RT}

此外,模型假设喷管喉道处于临界状态,喷管出口面积保持不变,随着 A_{RT} 的增大,喉道处的平均静压降低,喷管出口面积与喷管喉道面积之比减小,无法保证喷管内超声速气流膨胀到出口截面时静压 p_e 恰好等于环境压强 p_0 ,因此模型计算的推力与燃料比冲与实际值存在略小误差,但是不影响推力与燃料比冲随 A_{RT} 的总体变化趋势。

3.4 当量比 ϕ

控制 A_{RC} , T_{fuel} , A_{RT} , H 以及 Ma_0 不变,研究冲压发动机推力与燃料比冲随 ϕ 的变化规律,如图6所示,随着 ϕ 的增大,冲压发动机的燃料比冲减小,推力的变化趋势与燃料比冲相反。当量比为1时,煤油与空气发生完全反应,爆震燃烧效率最高。当量比 < 1 时,随着当量比的增大,发生反应的混合物越多,反应物的活性越高,爆震产物的总压与总温越高,同时喷管出口的质量流率增大,因此发动机的推力增大。与此同时,反应物的质量流率随当量比增大而增大,基于燃料的比冲等于推力与燃料质量流率和重力加速度的比值,当量比越小,燃料质量分数越小,燃料比冲越大。因此,随着反应物当量比 ϕ 的增大,冲压发动机的燃料比冲减小,推力增大。

3.5 飞行高度 H

当 A_{RC} , T_{fuel} , ϕ , A_{RT} 以及 Ma_0 保持不变,研究冲压发

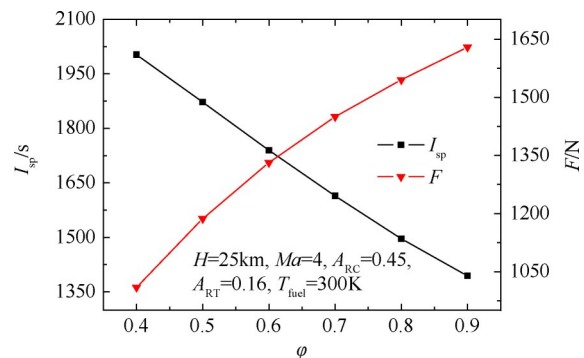


Fig. 6 Variation of thrust and fuel specific impulse with equivalent ratio

动机推力与燃料比冲随 H 的变化规律。由图7可知,随着 H 的增加,冲压发动机的推力与燃料比冲逐渐减小。飞行高度 $>11\text{km}$ 时,随着 H 的增加,来流空气的温度基本保持不变,但压力逐渐降低,经过进气道压缩,通过隔离段到达燃烧室入口处的反应物混合物温度基本不变,波前压力随着高度的增加而减小,CJ压力与温度随之降低,导致生成的爆震产物的总温与总压降低。且飞行高度增高,根据气体状态方程,密度降低,来流空气的质量流率减小,冲压发动机产生的推力与燃料比冲降低,因此冲压发动机的推力与燃料比冲随着飞行高度的增加而降低。

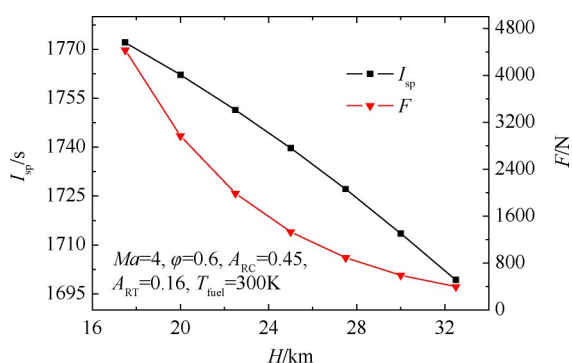


Fig. 7 Variation of thrust and fuel specific impulse with altitude of flight

3.6 飞行马赫数 Ma_0

控制 A_{RC} , T_{fuel} , φ , A_{RT} 以及 H 不变,研究冲压发动机推力和燃料比冲与 Ma_0 的关系。由图8可知,冲压发动机的燃料比冲随马赫数的增大而减小,推力的变化趋势与燃料比冲相反。原因为,随着飞行马赫数的增加,进气道的总压恢复系数降低,冲压发动机的总压损失变大,导致比冲降低,另一方面来流空气的质量流率增大,导致发动机的推力随之增大。

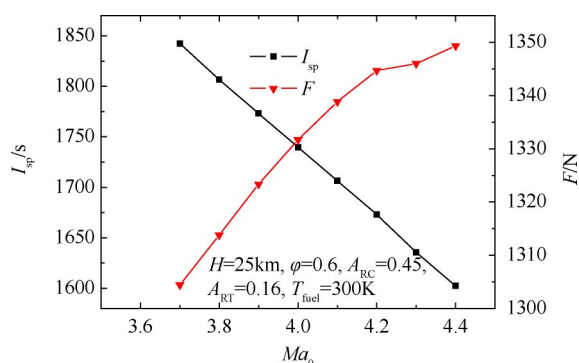


Fig. 8 Variation of thrust and fuel specific impulse with Mach number

4 结论

本文针对旋转爆震冲压发动机建立了推进性能

分析模型,通过理论分析得到以下结论:

(1) 旋转爆震冲压发动机的推力与燃料比冲随燃料温度升高而提高;随喷管喉部面积、燃烧室横截面积减小而增大;随飞行高度增加而降低。

(2) 旋转爆震冲压发动机的燃料比冲随当量比、马赫数增大而减小,而推力随当量比、马赫数增大而增大。

(3) 在飞行高度为25km,马赫数为4,当量比为0.6,燃烧室截面积与迎风面积之比为0.45,喷管喉道面积与迎风面积之比为0.16的工况下,以空气为氧化剂、煤油为燃料的旋转爆震冲压发动机的燃料比冲能达到1740s。

目前的研究存在不足之处,下一步研究斜激波系与燃烧室出口气流的周向速度分量对发动机性能的影响,提高理论分析模型的精度。

致谢:感谢国家自然科学基金、中国博士后科学基金、国防科技重点实验室基金的资助。

参考文献

- [1] Voitsekhovskii B V. Stationary Detonation[J]. *Doklady Akademii Nauk USSR*, 1959, 129(6): 1254-1256.
- [2] Voitsekhovskii B V. Stationary Spin Detonation[J]. *Soviet Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 1959, 129(6): 157-164.
- [3] Voitsekhovskii B V, Mitrofanov V V, Topchiyan M E. Structure of the Detonation Front in Gases (survey)[J]. *Combustion Explosion & Shock Waves*, 1969, 5(3): 267-273.
- [4] Adamson T C, Olsson G R. Performance Analysis of a Rotating Detonation Wave Rocket Engine[J]. *Astronautica Acta*, 1967, 13(4): 405-415.
- [5] Shen P I, Adamson T C. Theoretical Analysis of a Rotating Two-Phase Detonation in Liquid Rocket Motors[J]. *Astronautica Acta*, 1972, 17(4/5): 715-728.
- [6] Bykovskii F A, Klopotov I D, Mitrofanov V V. Spin Detonation of Gases in a Cylindrical Chamber[J]. *Akademi Nauk SSSR Doklady*, 1975, 224(5): 1038-1041.
- [7] Bykovskii F A, Mitrofanov V V. Detonation Combustion of a Gas Mixture in a Cylindrical Chamber[J]. *Combustion Explosion & Shock Waves*, 1980, 16(5): 570-578.
- [8] Wolanski P. Detonative Propulsion[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34(1): 125-158.
- [9] Wang Chao, Liu Wei-dong, Liu Shi-jie, et al. Experimental Verification of Air-Breathing Continuous Rotating Detonation Fueled by Hydrogen[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015, 40: 9530-9538.
- [10] 王超, 刘卫东, 刘世杰, 等. 高总温来流下的连续

- 旋转爆震验证试验[J]. 推进技术, 2016, 37(3): 578–584. (WANG Chao, LIU Wei-dong, LIU Shi-jie, et al. Validating Experiment of Continuous Rotating Detonation under High Total Temperature Air[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(3): 578–584.)
- [11] 王 超, 刘卫东, 刘世杰, 等. 吸气式连续旋转爆震与来流相互作用[J]. 航空学报, 2016, 37(5): 1411–1418.
- [12] 王 超. 吸气式连续旋转爆震波自持传播机制研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2016.
- [13] Liu Shi-jie, Liu Wei-dong, Wang Yi, et al. Free Jet Test of Continuous Rotating Detonation Ramjet Engine [R]. *AIAA* 2017–2282.
- [14] 蒋露欣. 吸气式连续旋转爆震发动机工作特性研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2013.
- [15] 蔡建华, 周 进, 刘世杰, 等. 三维环形隔离段抵抗旋转反压特性研究[C]. 长沙: 第五届爆震与新型推进学术会议, 2017.
- [16] 李 冬, 张义宁, 宫继双, 等. 旋转爆震发动机燃烧室对超声速进气段影响作用数值研究[C]. 长沙: 第五届爆震与新型推进学术会议, 2017.
- [17] 孙孔倩, 张义宁, 宫继双, 等. 吸气式旋转爆震发动机总体性能分析[C]. 长沙: 第五届爆震与新型推进学术会议, 2017.
- [18] Braun E M, Lu F K, Wilson D R, et al. Airbreathing Rotating Detonation Wave Engine Cycle Analysis[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 27: 201–208.
- [19] Braun E M, Lu F K, Wilson D R. Airbreathing Rotating Detonation Wave Engine Cycle Analysis [R]. *AIAA* 2010–7039.
- [20] Frolov S M, Zuegintsev V I, Ivanov V S, et al. Wind Tunnel Tests of a Hydrogen-Fueled Detonation Ramjet Model at Approach Air Stream Mach Numbers from 4 to 8 [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2017, 42(40): 25401–25413.
- [21] Frolov S M, Zuegintsev V I, Ivanov V S, et al. Hydrogen-Fueled Detonation Ramjet Model: Wind Tunnel Tests at Approach Air Stream Mach Number 5.7 and Stagnation Temperature 1500K [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2018, 43: 7515–7524.
- [22] Smirnov N N, Nikitin V F, Stamov L I, et al. Rotating Detonation in a Ramjet Engine Three-Dimensional Modeling[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 81: 213–224.
- [23] Kindracki J, Kobiera A, Wolanski P, et al. Experimental and Numerical Study of the Rotating Detonation Engine in Hydrogen-Air Mixtures [J]. *Progress in Propulsion Physics*, 2011, 2: 555–582.
- [24] Zhou Rui, Wang Jian-ping. Numerical Investigation of Flow Particle Paths and Thermodynamic Performance of Continuously Rotating Detonation Engines [J]. *Combustion and Flame*, 2012, 159(12): 3632–3645.

(编辑:朱立影)