

面向一体化计算的整体式液体冲压发动机建模及性能评估

韩永恒¹, 李高春², 强洪夫³, 李旭⁴, 王哲君³, 谢丽宽⁵

- (1. 中国人民解放军 海军装备部 驻北京地区军事代表局, 北京 100071;
2. 海军航空大学, 山东 烟台 264001;
3. 火箭军工程大学, 西安 710025;
4. 中国人民解放军 91115 部队, 浙江 舟山 316000;
5. 中国人民解放军 海军装备部, 北京 100841)

摘 要: 为发展冲压发动机性能工程预估方法,建立了面向一体化计算的整体式液体冲压发动机性能计算模型,并使其兼容基团贡献算法,提高了拓展性。利用模型分析了冲压发动机在攻角 $0^{\circ}\sim6^{\circ}$ 、高度 $0\sim18\text{ km}$ 、马赫数 $2.0\sim3.5$ 、余气系数 $1.0\sim2.9$ 范围工况多维度连续变化下,比冲、推力系数和燃油质量流量的速度-高度特性、高度-节流特性、节流-速度特性以及攻角特性。研究结果表明:性能计算模型可在一体化计算条件下、基团贡献算法允许范围内,不依赖试验数据对冲压发动机性能预估,计算结果与技术参考值相比相对误差均小于 14% 。推力系数和比冲具有基本一致的速度-高度特性和相似的高度-节流特性,受燃气组分影响,推力系数和比冲的节流-速度特性差异明显。燃油质量流量的变化规律不同于比冲和推力系数,在进入平流层后呈现折缓趋势,而呈现连续性,速度越大、高度越低、余气系数越小,燃油质量流量越高,反之则越小。引入攻角以后,攻角越大,比冲和推力系数越低,进气道起动机马赫数越高;攻角-起动机马赫数曲线小范围内近似线性,攻角超过 5.6° 非线性加剧。

关 键 词: 一体化计算; 整体式液体冲压发动机; 比冲; 推力系数; 燃油质量流量

中图分类号: V253.21 **文献标志码:** A

Integration algorithm oriented modeling and performance evaluation on integrated liquid fuel ramjet

HAN Yongheng¹, LI Gaochun², QIANG Hongfu³, LI Xu⁴,
WANG Zhejun³, XIE Likuan⁵

- (1. Military Representative Bureau of Naval Armament Department in Beijing Region,
the Chinese People's Liberation Amry, Beijing 100071, China;
2. Naval Aviation University, Yantai Shandong 264001, China;
3. Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;
4. The 91115th Unit,
the Chinese People's Liberation Amry, Zhoushan Zhejiang 316000, China;
5. Naval Armament Department,
the Chinese People's Liberation Amry, Beijing 100841, China)

收稿日期:2019-08-13

作者简介:韩永恒(1991—),男,硕士,主要从事导弹总体与新型推进技术研究。E-mail:hanyhmail@126.com

通信作者:李高春(1978—),男,副教授,博士,主要从事航空宇航推进理论与工程研究。E-mail:leespringhjhy@sina.com

引用格式:韩永恒,李高春,强洪夫,等.面向一体化计算的整体式液体冲压发动机建模及性能评估[J].航空动力学报,2020,35(3):597-610. HAN Yongheng, LI Gaochun, QIANG Hongfu, et al. Integration algorithm oriented modeling and performance evaluation on integrated liquid fuel ramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(3): 597-610.

Abstract: The engineering prediction method of ramjet performance was developed, and an integration algorithm oriented model of integrated liquid fuel ramjet was established, which was compatible with group contribution method. The velocity-altitude characteristic, altitude-throttle characteristic, throttle-velocity characteristic and angle of attack characteristic of the specific impulse, thrust coefficient and fuel mass flow rate of the ramjet at angles of attack $0^{\circ} \sim 6^{\circ}$, altitude $0 \sim 18 \text{ km}$, Mach number $2.0 \sim 3.5$ and excess air coefficient $1.0 \sim 2.9$ were analyzed. Results showed that, the model can predict the performance of ramjet engine without depending on the test data under the condition of integrated algorithm and within the allowable range of group contribution method. The relative error between the calculated results and the technical reference values was less than 14%. Thrust coefficient and specific impulse had basically the same velocity-altitude characteristics and similar altitude-throttle characteristics. The difference between throttle-velocity characteristics of thrust coefficient and specific impulse were obvious under the influence of gas composition. Different from the change of specific impulse and thrust coefficient showing a slowing trend after entering the stratosphere, fuel mass flow rate showed continuity. The higher the velocity, the lower the altitude and the smaller the excess air coefficient was, the higher the fuel mass flow rate was, and vice versa. Taking the angle of attack into account, the larger the angle of attack was, the lower the specific impulse, thrust coefficient and the higher the inlet start Mach number was. The angle of attack-start Mach number curve was approximately linear in a small range, and the non-linearity was intensified when the angle of attack exceeded 5.6° .

Key words: integration algorithm; integrated liquid fuel ramjet;
specific impulse; thrust coefficient; fuel mass flow rate

巡航导弹实现超声速飞行,首先必须具备适应超声速飞行条件的发动机。整体式液体冲压发动机在普通液体冲压发动机基础之上,摒除外部助推器,采用一体化技术,进一步优化了导弹的整体性能,具有推力可调性好、燃油比冲高、体积小、制造成本低和整体结构简单等优点,是当前和未来超声速巡航导弹的理想动力形式^[1-3]。

当前,国内外针对弹用液体冲压发动机性能的分析 and 评估,就其方法而言,主要有试验法和分析法两种。其中,试验法主要是通过导弹试射、发动机地面试验、各部件试验等手段直接或间接获取发动机性能参数^[4-6]。田野等通过地面试验,研究了当量比和注油分布对双模态冲压发动机燃烧性能的影响^[7]。Saravanan 等通过对不同背压和动压下的定常/非定常压力测量,分析了典型冲压发动机进气道在马赫数 $Ma = 1.7$ 的超声速条件下,激波和膨胀波系的特性^[8]。郭帅涛等通过激波风洞试验,研究论证了攻角和马赫数对进气道性能影响的可比拟性^[9]。

分析法是通过现有理论,利用已知数据和可测参数对发动机性能进行分析评估的方法。随着计算机技术的突飞猛进,CFD 数值模拟方法逐渐

成为分析评估液体冲压发动机性能的重要手段^[1,6]。袁书生等基于 CFD 方法对带 V 型火焰稳定器的冲压发动机燃烧室流场进行了数值模拟,得到了燃烧室流场的特征^[10]。Murty 等基于 CFD 方法,在不同飞行条件($Ma = 1.8 \sim 2.5$, 高度 $0.7 \sim 5 \text{ km}$)下,研究了不考虑化学反应情况下进气道、燃烧室和喷管的内外耦合流动情况^[11]。秦飞等建立了适合分析燃烧不稳定的多步化学反应动力学与大涡模拟耦合的数值分析方法,获得了试验发动机低频燃烧不稳定形成演化的流场细节^[12]。

液体冲压发动机无旋转部件,因而不需要考虑旋转部件耐热性问题,且内流道流场形式相对简单,针对这一特点,依据试验数据通过一维建模工程计算的方法分析评估冲压发动机性能,分析速度较快,足以得到可信结果^[13-14]。Petters 等论述了一种快速的冲压发动机性能计算方法,通过喷管推力系数法(nozzle thrust coefficient method)或空气比流推力法(air specific stream thrust method)来完成发动机性能的相关计算,研究得出推力系数和比冲随着飞行速度变化的规律^[15]。段晰怀等结合总体性能计算与 CFD 仿真,研究了

亚燃冲压发动机工作在小范围超声速区间的特点^[16]。

对冲压发动机性能分析,需要综合考虑来流条件、进气道、燃油属性、燃烧室、冲压发动机与导弹一体化等诸多要素^[17]。综合对比各种研究方法,采用试验法虽然获取数据准确,但是成本较高、样本较少,无法进行预估^[6,13],通常需要结合其他方法。CFD 数值模拟方法精度较高,但是当涉及来流条件改变、进气道燃烧室联动、燃油注入等一体化计算问题时,往往分析效率较低、通用性不强^[17]。而传统的工程计算方法,虽然弥补了 CFD 方法的缺点,但是计算所需物化参数不易获取,采用简化模型通常忽略因素较多,分析精度和拓展性有待提高^[13,17]。

针对上述研究现状,本文面向导弹总体/发动机一体化计算需求,发展了发动机整体性能工程计算模型,克服了 CFD 数值模拟方法在面对来流条件改变、燃油注入等一体化计算问题时分析效率低、通用性差的劣势,同时相对于传统的工程计算,具有考虑因素全面、拓展性强等优势。利用计算模型分析了冲压发动机比冲、推力系数、燃油质量流量等性能参数在工况多维度连续变化下的特点,研究结果为整体式液体冲压发动机预研、导弹弹道优化及冲压发动机控制方案制定等提供了理论支撑。

1 整体式液体冲压发动机性能计算模型

面向导弹总体/发动机一体化计算,对整体式液体冲压发动机(下文简称为冲压发动机)性能进行评估,要综合考量计算精度与计算效率的问题。同时,考虑预研预估需求,在缺乏试验数据的情况下要尽量降低对试验数据的依赖性。通常液体冲压发动机无旋转部件,内部结构对称,内流场形式较为简单。针对这种构型特点,本文主要使用控制体法进行建模,补充完善了突扩结构、蒸发焓等传统工程估算不易获取且经常忽略的因素,在流量系数、激波、进气道附加阻力等计算模型中引入攻角项,构成适应高度、速度、余气系数、攻角等工况多维变化的一体化计算,同时兼容 Benson 法、Marrero-Gani 法、Rihani-Doraiswamy 法三种基团贡献算法便于获取燃气物化参数。

冲压发动机结构如图 1 所示,设 0 为无穷远处未受影响气流, a 为进气道顶部截面, b 为进气道喉部截面, c 为突扩结构 1 出口截面, d 为突扩

结构 2 出口截面, e 为燃烧室预燃掺混段出口, f 为燃烧室出口, g 为喷管喉部, h 为喷管出口。各截面相对面积比为 $A_a = 0.53, A_b = 0.34, A_c = 0.47, A_d = 1.0, A_e = 1.0, A_f = 1.0, A_g = 0.62, A_h = 1.0$ 。

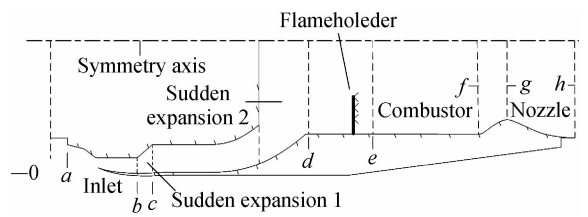


图 1 冲压发动机结构简图
Fig. 1 Structure of ramjet

冲压发动机性能计算流程如图 2 所示。其中,冲压发动机几何参数、大气特性参数均可根据实际情况设置,对于燃油、空气物化属性参数可采用试验值,对于缺乏试验数据或者需对待研究冲压发动机性能预估的情况,本文将问题转化,亦给出可靠解决方案,拓展了模型的使用范围。

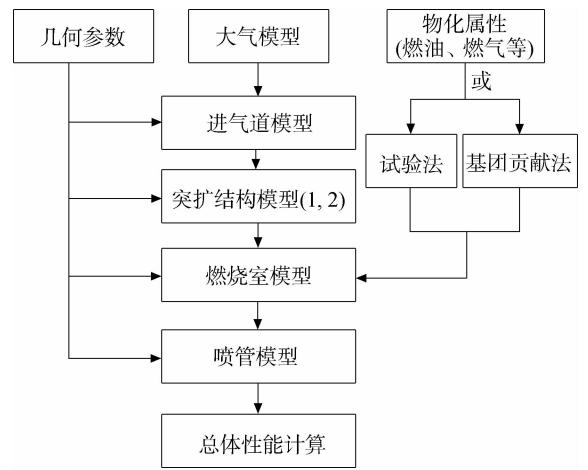


图 2 冲压发动机性能总体计算流程
Fig. 2 Overall computation flowchart of ramjet

依据实际情况,权衡分析精度与分析效率,设置计算模型初始假设如下:

- 1) 由于进气道、燃烧室均为轴对称布置,气流横向特征稳定,故假定气流为定常流,特征截面上的气流参数取平均值。
- 2) 由于进气道、喷管内气流速度极快,换热极少,故假定除燃烧过程外,其他过程总温均为不变。
- 3) 由于燃油掺混段挥发较少,且尚未燃烧,只考虑其流阻损失。
- 4) 燃烧室内以燃烧反应加热为主要过程,故

该段不考虑冲压发动机内外热量交换。

5) 由于大气中氧气、氮气体积分数占比超过 99%,故假定来流空气仅有氧气与氮气。

6) 由于物质燃烧焓、生成焓的实质是化学键断裂、生成引发的能量变化,受温度影响极小,假定化合物燃烧焓、生成焓恒等于标准值。

7) 进气道没有附面层隔道,暂不考虑前弹身预压缩影响。

1.1 进气道

大气特性采用 USSA-1976 标准大气参数。来自大气的气流进入冲压发动机,首先经过的部件就是超声速进气道。文献[18]对二元进气道性能进行了试验研究。文献[19]则分别对轴对称进气道、二元进气道等进行了试验研究与性能对比。综合比较可见轴对称进气道与二元进气道在小范围内具有比拟性。文献[17]指出一定范围内可利用楔面压缩模型较为简单的参数关系近似计算轴对称模型。

文献[20]建立了同型弹前弹身-进气道算例,该文献通过 CFD 方法,应用 ANSYS Fluent 获得了进气道性能参数,计算方程使用 RNG (re-normalization group) $k-\epsilon$ 湍流模型、非平衡壁面函数,网格划分使用 ANSYS ICEM,分块划分为六面体结构化网格,对于壁面区域进行网格加密,网格单元总数大约为 150 万。选取若干工况,将工程计算结果与数值仿真结果进行对比。进气道起动马赫数相差 7.9%; 0° 攻角,冲

压发动机工作马赫数区间,流量系数最大相差 7.8%,总压恢复系数最大相差 8.2%。巡航马赫数、进气道正常起动情况下(6° 攻角以内),不同攻角条件,流量系数最大相差 6.9%,总压恢复系数最大相差 9.3%。

综合对比,由于超声速导弹通常工作于小攻角范围,为了避免求解复杂的三维激波流动以适应一体化计算,因此对进气道进行建模的方法是根据实际构型,将其简化为一个双楔压缩模型,虽然采用的二维模型不能还原三维流动的全部细节,但是可以以最小的分析复杂度,对关键截面的出口速度、压强、温度等关键参数做出可靠估计^[14]。

气流进入进气道,经过两道斜激波和一道正激波减速为亚声速。图 3 所示为进气道设计状态,文献[13]给出了流量系数 φ 的一般公式,但是并未考虑带攻角的状况,考虑一体化计算必须引入攻角,数学上等效于一级压缩面偏转角 δ_1 增加攻角 δ_{aoa} 。最终可导出式(1)的形式。

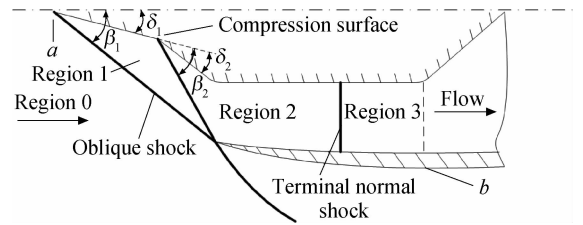


图 3 进气道结构简图

Fig. 3 Diagram of inlet

$$\varphi = \begin{cases} \frac{\cot(\delta_1 + \delta_{aoa}) - \cot(\beta_{1d} + \delta_{aoa})}{\cot(\delta_1 + \delta_{aoa}) - \cot\beta_1} \cdot \frac{\cot\delta_2 - \cot\beta_{2d}}{\cot\delta_2 - \cot\beta_2} & (Ma < Ma_d) \\ 1 & (Ma \geq Ma_d) \end{cases} \quad (1)$$

式中 β_1 、 β_{1d} 分别为分别为一级激波角、一级设计激波角; δ_2 、 β_2 、 β_{2d} 分别为二级压缩面偏折角、二级激波角、二级设计激波角; Ma_d 为设计马赫数。这样对进气道分析的关键环节就转化为了确定激波角与已知攻角和压缩面偏折角的关系,随之确定设计马赫数 Ma_d 。以一级压缩面为例,在文献[14]导出的激波角关系式中,同样需要引入攻角 δ_{aoa} ,最终形式如式(2)。这样,通过式(2)的迭代求解即可确定激波角。

$$\tan(\delta_1 + \delta_{aoa}) = \frac{\cot\beta_1 \cdot (Ma_0^2 \sin^2\beta_1 - 1)}{1 + Ma_0^2[(\gamma + 1)/2 - \sin^2\beta_1]} \quad (2)$$

式中 γ 为比热比,对于空气取 1.4; Ma_0 为来流马赫数(0 区)。当激波角过大时,附体激波将会

转变成脱体激波,对于极限激波角,可根据文献[17]中给出的求解公式进行限定。同理,可依次求解第二级压缩面偏转角关系。一旦确定了激波角,只需将气流速度分解成对于斜激波的切向分量和法向分量,就可依据几何关系将斜激波的计算等效为正激波的计算形式,耦合一体化计算只需在文献[13-14]给出的推导公式中,依照前文方式引入攻角即可。这样,对于前两道斜激波与第三道正激波的计算,可全部通过正激波计算公式获得。对于正激波,以图 3 中 3 区等效结尾正激波为例,波前波后气流参数关系可通过可压缩流条件下伯努利方程求得,即式(3)^[21]。

$$\begin{cases} \frac{v_3}{v_2} = \frac{\rho_2}{\rho_3} = \frac{2 + (\gamma - 1)Ma_2^2}{(\gamma + 1)Ma_2^2} \\ \frac{p_3}{p_2} = \frac{1 - \gamma + 2\gamma Ma_2^2}{\gamma + 1} \\ \frac{T_3}{T_2} = \frac{p_3}{p_2} \cdot \frac{\rho_2}{\rho_3} \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \frac{y_1}{y_3} = \varphi \\ \frac{y_2}{y_3} = \frac{y_1}{y_3} \cdot \frac{\cot(\delta_1 + \delta_{aoa}) - \cot\beta_1}{\cot(\delta_1 + \delta_{aoa} + \beta_2) - \cot(\delta_1 + \delta_{aoa})} + \frac{\cot(\beta_{1d} + \delta_{aoa}) - \cot(\beta_{2d} + \delta_{aoa} + \delta_1)}{\cot(\delta_1 + \delta_{aoa}) - \cot(\beta_{2d} + \delta_{aoa} + \delta_1)} \\ C_d = \frac{2}{\gamma Ma_0^2} \left[\frac{y_2 - y_1}{y_3} (p_1 - p_0) + \frac{y_3 - y_2}{y_3} (p_2 - p_0) \right] \end{cases} \quad (4)$$

式中 y_1 、 y_2 分别为溢流状态下过唇口的流线同第 1、2 道斜激波交点相对进气道尖顶的高度; y_3 为唇口相对高度; p_0 、 p_1 、 p_2 分别为来流、第一道激波后(1 区)静压。

1.2 突扩结构

冲压发动机的设计中,基于各种设计目的,在某些地方会出现截面急剧扩大的通道。气流经过这些地方,不能立即沿内壁流动,因而会产生紊流,主流与紊流之间的不均匀将产生一定的总压损失。突扩结构位于进气道喉部与燃烧室之间,特征截面 c 与突扩结构 2 之间为近似等截面通道,如图 4 所示。文中 1.1 节通过激波求解得到的波后气流参数作为突扩结构 1 的入口截面参数。

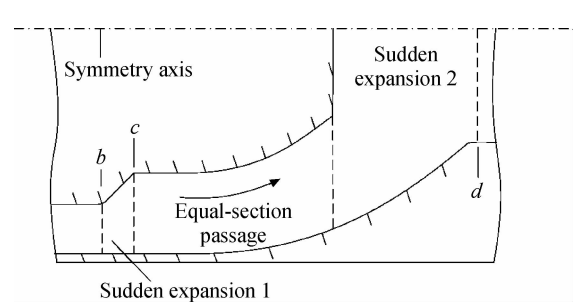


图 4 突扩结构简图
Fig. 4 Diagram of sudden expansion

传统的工程估算中,通常会忽略突扩的影响,但是面向一体化计算时如果将突扩结构的影响忽略,势必造成分析精度的大幅下降,因此本文考察并引入了突扩结构带来的总压损失。基于动量守恒与质量守恒定律可以导出其突扩结构段总压的恢复系数^[23],式(5)为突扩结构 1 的总压恢复系数 σ_{bc} ,同理,可求突扩结构 2 的总压恢复系数 σ_{cd} 。

式中 Ma_2 为正激波上游(2 区)气流马赫数; v_2 、 ρ_2 、 p_2 、 T_2 分别为正激波上游气流速度、密度、静压、静温; v_3 、 ρ_3 、 p_3 、 T_3 分别为正激波下游(3 区)气流速度、密度、静压、静温。对于进气道溢流造成的附加阻力系数 C_d ,文献[22]给出了推导结果。本文引入攻角,将其改为式(4)的形式。

$$\sigma_{bc} = \frac{p_{1c}}{p_{1b}} \approx 1 - \frac{\gamma}{\gamma + 1} \lambda_b^2 \left(1 - \frac{S_b}{S_c} \right)^2 \quad (5)$$

式中 p_1 为总压; σ_{bc} 为 bc 段总压恢复系数; λ_b 为突扩结构 1 入口速度系数; S_b 、 S_c 分别为突扩结构入口、出口截面积。求出总压恢复系数 σ_{bc} 、 σ_{cd} ,则特征截面 c 、 d 全部气流参数可通过空气动力学方程解出^[21]。

1.3 燃烧室

图 5 为燃烧室结构示意图, d 、 e 截面之间结构即为火焰稳定器,油气在火焰稳定器之后一段距离完成掺混,进入燃烧反应区。突扩结构 2 出口截面 d 的总温、总压、空气质量流量等参数作为燃烧室掺混段输入条件。

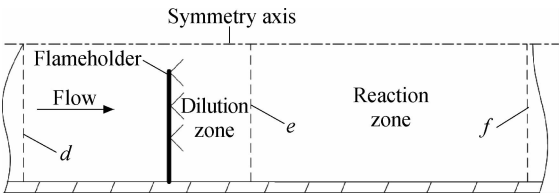


图 5 燃烧室结构简图
Fig. 5 Diagram of combustor

根据初始假设 3),则掺混段分析所要解决的关键问题是总压损失。该段总压恢复系数 σ_{de} 可通过式(6)求解^[13]。

$$\sigma_{de} = 1 - \zeta \frac{\gamma}{\gamma + 1} \lambda_d^2 \left(1 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda_d^2 \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (6)$$

式中 λ_d 为燃烧室入口速度系数; ζ 为表征火焰稳定器等部件造成影响的总压损失系数,在缺少试验数据的情况下,文献[13]中给出了经验公式。

对于燃烧段,根据初始假设 4),近似认为燃烧室反应为绝热等压燃烧,这样,所有分析将紧紧围绕求解绝热燃烧温度这一核心问题展开。对于燃油和空气反应,倘若燃烧方式为贫油富氧燃烧

并且压强较大,该过程可当做完全燃烧;富油贫氧燃烧时,燃气解离程度加大,然而这种燃烧方式极其浪费燃油,能量损失较大,是大部分冲压发动机设计时着力避免的情况。因此,本文计算采用的基本思路是,基于完全燃烧,并引入燃烧效率 η 表征化学解离等因素导致的燃烧不完全性。这样就可以依据实际燃油的化学分子式,通过设定余气系数,确定不同工况下反应物、生成物各组分化学计量关系,从而确定燃烧反应入口状态。

根据热力学第一定律^[24],在初始假设 6) 条件下,有燃烧反应进出口能量守恒方程:

$$\dot{m}_o h_o = \dot{m}_a h_a + \dot{m}_f (h_f - h_{fv}) + \eta \dot{m}_f H_f \quad (7)$$

式中 $\dot{m}_a$ 、 $\dot{m}_f$ 、 $\dot{m}_o$ 分别为入口空气、燃油以及出口总燃气的质量流量; h_a 、 h_o 分别为入口空气、出口总燃气比焓; h_f 、 h_{fv} 分别为入口燃油比焓、比蒸发潜焓; H_f 为燃油热值; η 为表征燃烧不完全性的燃烧效率,根据文献[13],取为定值 0.9。式(7)的实质意义是,绝热等压条件下,燃油燃烧释放的化学能转化为了蒸发焓及显焓的变化,引起反应产物、残余空气(贫油燃烧)或残余油料(贫氧燃烧)温度的上升。获得 h_o ,再根据燃气热物性即可迭代求解绝热燃烧温度。

文献[13,17]给出了传统热力计算的一般过程,其基本出发点为快速预测冲压发动机性能,因而在涉及蒸发焓等因素时均采取了不同程度的简化或忽略处理。在涉及燃油、燃气热物性等参数时,通常利用已知燃油物化数据直接处理,使该方法存在一定局限性,物化数据不易获取,对于缺少试验数据的燃油和燃气成分,往往无法研究,影响工程预估。着眼于提高冲压发动机工程计算模型的精度并拓展其使用范围,方便预测燃油和冲压发动机的性能,本文在燃烧室性能计算中兼容了基团贡献算法。

其中,对于燃油热值,通过待求燃油的分子结构,首先估算生成焓,然后依据反应前后各组分能量守恒关系即可求出。文献[24]提供了常见空气元素的生成焓的试验值及估算拟合方法。对于燃油生成焓 H_m 的估算,Benson法可以实现,其基本原理如式(8)^[25]:

$$H_m = \sum_i M_i h_i + \sum_j M_j g_j \quad (8)$$

式中 H_m 为生成焓, M_i 是第 i 种基团的数目, h_i 为第 i 种基团对生成焓的贡献, g_j 是第 j 种结构因素对生成焓的校正; M_j 是第 j 种结构因素的数目。

对于燃油这类物质蒸发焓,Marrero-Gani

法^[25]可以得到较为精确的结果。式(9)中 Q_i 为第 i 类基团的数目, G_i 为相应的贡献值。

$$h_{fv} = \sum_i (Q_i G_i) \quad (9)$$

对于燃油显焓的变化,可采用 Rihani-Doraiswamy 法^[26]首先估算气态燃油比热容,然后进行求解。本文将 Rihani-Doraiswamy 法引入后,将求解过程整理为式(10)的形式。

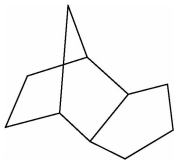
$$\begin{cases} C_{p,m} = \left(\sum_i N_i a_i + \sum_i N_i b_i T_{com} + \right. \\ \quad \left. \sum_i N_i c_i T_{com}^2 + \sum_i N_i d_i T_{com}^3 \right) \\ \Delta \bar{h}_{mf} = \int_{T_r}^{T_e} C_{p,m} \cdot dT_{com} \end{cases} \quad (10)$$

式中 T_{com} 为燃烧室总温; $C_{p,m}$ 为燃油摩尔定压热容; N_i 是第 i 种基团的数目; a_i 、 b_i 、 c_i 、 d_i 是加和基团参数; $\Delta \bar{h}_{mf}$ 为摩尔显焓变化值; T_r 为参考温度,可在燃油气态范围内选取; T_e 为燃烧反应段入口温度。对于其他成分的显焓,文献[24]给出了具体拟合参数及拟合公式,不再赘述。

基于上述工作,依据待研究燃料的分子式、分子结构信息即可对燃烧室性能进行计算,获得燃烧室出口气体流动参数,从而进行下一步喷管的计算。根据文献[27]提供的研究结论,本文研究的冲压发动机燃油性能与美国 JP-10 性能极为接近,因此本文以 JP-10 燃油为例,其分子式及分子结构如表 1 所示。

表 1 JP-10 燃油分子结构

Table 1 JP-10 fuel molecular structure

牌号	JP-10
分子式	C ₁₀ H ₁₆
分子结构	

喷管的功能是将燃气的焓转化为动能向后喷射,再利用动量守恒导致的反作用力产生推进效果。喷管实际构型为典型拉瓦尔喷管。一般的计算方法是将其划分为收缩段与扩张段,而后采用控制体法,依次分析入口、喉部、出口特征截面的气流参数,文献[17]给出了详细分析过程。

通过上述模型,则进气道、突扩结构、燃烧室、喷管各特征截面气体流动参数均可求出。依据式

(11)即可得到有效推力 F_{ef} 、推力系数 C_F 及比冲 I_s 等发动机性能参数。式(11)中 $\dot{m}_h$ 为出口燃气质量流量; v_a 、 v_h 分别为入口空气、出口燃气气流速度; S_a 、 S_h 分别为入口、出口截面面积; S_r 为最大横截面积; q_0 为来流动压。

$$\left\{\begin{aligned} F_{\text{ef}} &= \left(\dot{m}_h v_h - p_0 S_h - \dot{m}_a v_0 \cos \delta_{\text{aoa}} + \right. \\ &\quad \left. p_0 S_b - \frac{1}{2} \rho_0 v_0^2 S_b C_d \cos \delta_{\text{aoa}} \right) \\ C_F &= \frac{F_{\text{ef}}}{q_0 S_r} \\ I_s &= \frac{F_{\text{ef}}}{\dot{m}_f} \end{aligned}\right. \quad (11)$$

2 结果分析

通过前述性能计算模型,即可获得一体化计算条件下速度、高度、余气系数、攻角等工况改变时冲压发动机的工作性能。

2.1 模型验证

2.1.1 相对误差情况

考虑同分异构体情况下,利用模型计算燃油物化属性参数值与试验值或文献参考值^[25]的最大相对误差情况,如表 2 所示。

高空典型工况下,进气道压强、空气质量流量及燃油质量流量仿真结果与技术资料概略参考值^[20]的相对误差,如表 3 所示。

表 2 燃油属性相对误差

Table 2 Relative error of fuel properties	
参数	最大相对误差/%
生成焓/(kJ/mol)	8.8
蒸发焓/(kJ/mol)	2.2
低位热值/(kJ/mol)	1.0

表 3 部分技术参数相对误差

Table 3 Relative error of some technical parameters		
典型工况	技术参考值	相对误差/%
低空	进气道出口压强	12.9
	空气质量流量	13.8
	燃油质量流量	7.7
高空	进气道出口压强	
	空气质量流量	
	燃油质量流量	2.7

2.1.2 典型工况下冲压发动机各截面参数

1) 温度变化

典型工况下各截面温度变化分布情况如图 6 所示。冲压发动机内部流动气体升温的主要原因主要有两个:一是进气道等部件具有减速升温的作用,如图 6 中 ab 段,由于该过程气流速度依然较大,故总温(T_t)明显高于静温(T)。二是燃油注入发生化学反应,化学能转化为热能,如图 6 中 ef 段所示。 $c \sim f$ 段,即突扩结构 1 出口到燃烧室出口之间,总温与静温差距较小,这是因为气流经过斜激波、正激波、突扩结构 1,速度持续下降。此外,图像还显示燃烧室出口温度变化范围大体在 2000~2300K 之间。由于高空大气温度较低,因此高空工况下通常喷管出口温度也较低。

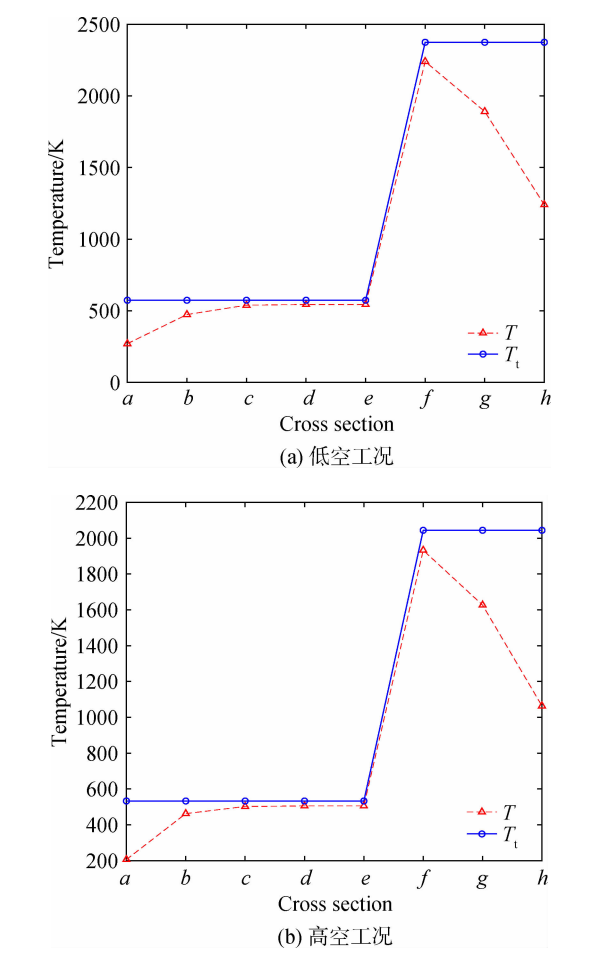


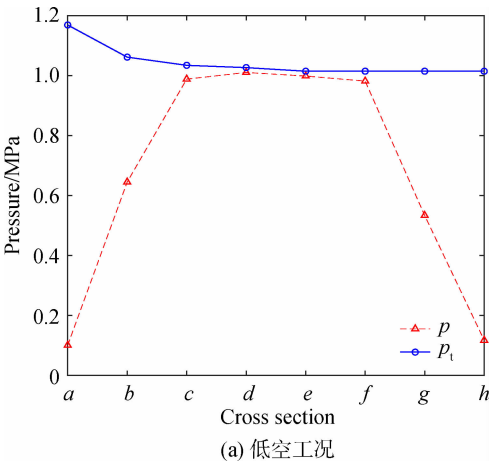
图 6 流道内温度分布情况

Fig. 6 Temperature variation in the flow passage

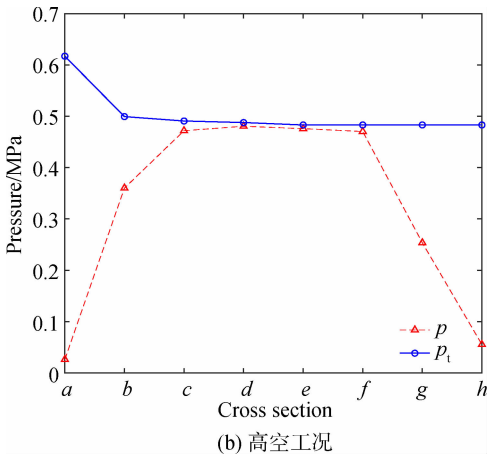
2) 压强变化

典型工况下各截面压强变化分布情况如图 7 所示。可以明显观察到,气流速度的改变与静压(p)的变化具有相关性,气流速度减小时静压增

大,如图 7 中 $a\sim c$ 段,这是因为进气道对气流具有减速增压作用。而喷管的作用恰与进气道相反,它是将压力能释放为气流动能的装置,如图 7 中 $f\sim h$ 段所示,气流在该段速度增加、静压降低。图 7 还显示,总压一直成降低趋势,这是气流在流道内流动持续发生总压损失的结果。此外,由于气流速度降低, $c\sim f$ 段总压与静压相差不大。



(a) 低空工况



(b) 高空工况

图 7 流道内压强分布情况

Fig. 7 Pressure variation in the flow passage

3) 速度变化

典型工况下各截面速度变化分布情况如图 8 所示。气流速度按照流向在冲压发动机流道内通常为先减速后加速。减速是因为进气道、突扩结构、掺混段等结构的阻挡作用,而加速是因为燃烧反应能量注入以及喷管将热能转换为气体动能。

综合上述分析,仿真获得的冲压发动机各主要参数最大相对误差均小于 14%,且冲压发动机各截面性能参数变化情况符合冲压发动机相关理

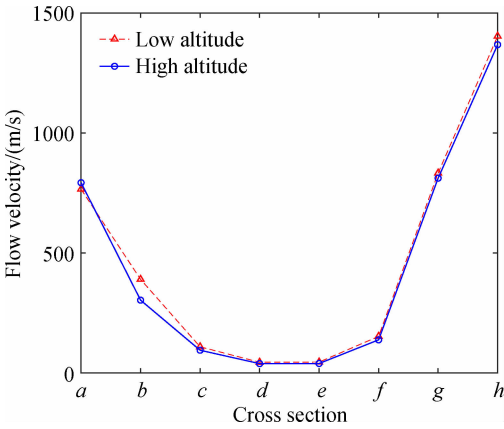


图 8 流道内速度分布情况

Fig. 8 Velocity variation in the flow passage

论,计算模型可以有效评估冲压发动机性能。

2.2 冲压发动机性能分析

冲压发动机静态工作性能的传统分析方法是使单一工况改变,仿真一维的高度特性、速度特性、节流特性,进而进行研究。但是一体化计算条件下,工况的改变往往是二维甚至三维的,为了进一步直观展示冲压发动机在不同工况下的工作性能,本文设置 $Ma=2.0\sim3.5$,高度 $H=0\sim18$ km,余气系数 $\alpha=1\sim2.9$,攻角为 $0^\circ\sim6^\circ$,分别得到 0° 攻角下冲压发动机的速度-高度特性、高度-节流特性、节流-速度特性及攻角特性,如图 9~图 12 所示。

2.2.1 速度-高度特性

图 9(a)显示了推力系数的速度-高度特性, $\alpha=1.2,1.5,1.8$ 三个等余气系数控制面, $\alpha=1.2$ 时推力系数最大,推力系数的变化规律基本一致。每一个等高度面(即竖向截面),最大推力系数出现在 $Ma=2.3$ 左右,相同高度时,马赫数大于或小于 2.3 都会造成推力系数的下降,这是因为马赫数较小时冲压发动机趋向亚临界工况,马赫数越小进气道溢流造成的附加阻力越严重;反之,马赫数较大时,冲压发动机趋向超临界工况,附加阻力虽然下降,但是来流总温的提高,导致加热比降低,总压恢复系数降低,燃气出口速度亦随之降低,引起推力下降,马赫数越大这种情况越严重。图 9(a)还显示,在余气系数不变的情况下,推力系数总是随高度先增加,在大于 11 km 高度之后大致不变,这是符合大气特性的,对于 11 km 以下的对流层,高度增加伴随着空气温度的降低,这会

基本保持不变,在燃烧效率近似不变的前提下,推力系数近似不变。

图 9(b) 显示了比冲的速度-高度特性, $\alpha = 1.2, 1.8$ 两个等余气系数控制面, $\alpha = 1.2$ 时比冲最大,比冲和推力系数的速度-高度特性具有一致性,最大值出现的位置与推力系数最大位置也大体一致,这是由于比冲和推力系数的正相关性造成的。综上所述,在实际使用中,若要使导弹工作在推力系数、比冲均较大的理想状态,就应注意尽量使导弹保持 $Ma=2.3$ 左右的飞行的速度,在对流层内飞行尽量提高飞行高度。

图 9(c) 表示的是燃油质量流量的速度-高度特性, $\alpha = 1.2, 1.5, 1.8$ 三个等余气系数控制面, $\alpha = 1.2$ 时燃油质量流量最高。燃油质量流量的变化,并未展现出对流层与平流层的明显分界,这是因为燃油质量流量受温度影响较小而主要受到大气密度的影响。图 9(c) 还可看出,余气系数不变时,高度越低、马赫数越高燃油质量流量越大,

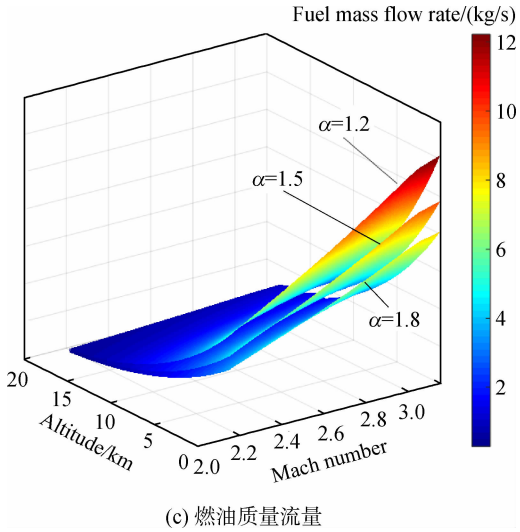


图 9 速度-高度特性

Fig. 9 Velocity-altitude characteristic

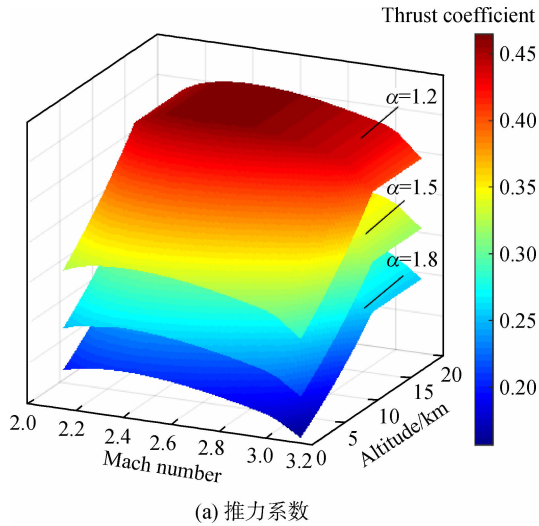
反之则越小。这是等余气系数控制的必然结果,高度越低,空气密度越高,速度越快,空气质量流量越大,若采用等余气系数控制,与空气配比的油耗必然随之增大,在实际使用中,冲压发动机油耗的剧增,必然导致导弹射程的急剧下降。

2.2.2 高度-节流特性

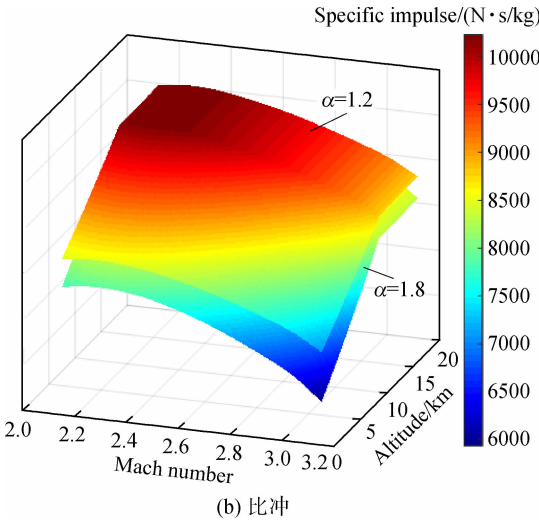
图 10(a) 展示了冲压发动机推力系数的高度-节流特性, $Ma = 2.3, 3.0$ 两个等马赫数控制面的推力系数变化规律基本一致, $Ma = 2.3$ 时推力系数较高。

图 10(b) 的比冲特性反映了与推力系数相似的变化趋势, $Ma = 2.3, 2.7, 3.2$ 的三个等马赫数控制面中, $Ma = 2.3$ 时比冲最大,与前文分析结论一致。比冲和推力系数变化规律的不同点在于,随着余气系数的增大,推力系数持续减小,而比冲则出现了先增大后减小的趋势。比冲在数学关系上与推力系数正相关而与燃油质量流量负相关,燃油质量流量的变化趋势如图 10(c) 所示,其变化趋势不同于比冲和推力系数,呈现连续变化,余气系数越大,燃油质量流量自然越低,对比冲有增大的作用,但是这种作用随着余气系数的增大而减小,推力系数的降低逐渐成为主导比冲的变化的首要因素,比冲因此呈现随着余气系数增大而先增大后减小的趋势。

图 10(c) 还显示, $Ma = 2.3, 2.7$ 两个等马赫数控制面的变化规律基本相同,即高度越高、余气系数越大,燃油质量流量越低,反之,则燃油质量流量变高,与前文分析一致。



(a) 推力系数



(b) 比冲

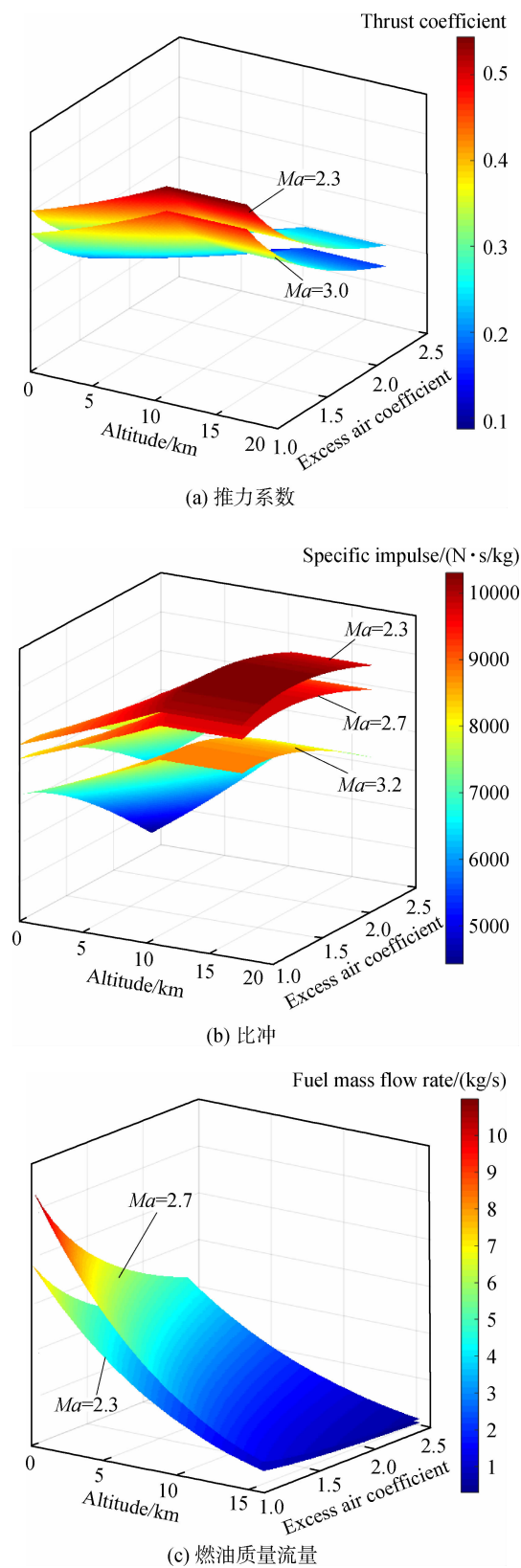


图 10 高度-节流特性

Fig. 10 Altitude-throttle characteristic

2.2.3 节流-速度特性

图 11(a)展示了燃烧反应后燃气各组分摩尔分数随余气系数的变化规律。图 11(a)表明，

随着余气系数的增大,氧气、氮气的摩尔分数逐步提高而二氧化碳、水蒸气摩尔分数逐步降低,其变化率是逐步降低的,这是因为余气系数的提高,实质上导致了油气混合物中空气摩尔分数逐步提高,燃油摩尔分数随之降低,燃油燃烧造成的影响越来越小,燃气的组分越来越接近空气。

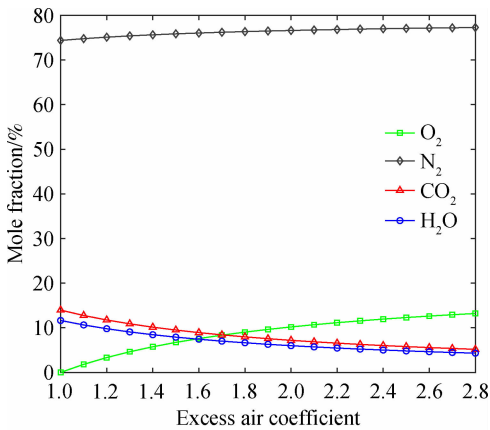
图 11(b)显示了推力系数随余气系数的增加而降低的趋势,这是由于在导弹飞行过程中,若速度和高度不变,余气系数增大,意味着供油率的下降和油气混合物中空气占比的相对提升,从而使得加热比降低,导致推力性能的下降。图 11(b)中显示推力系数随余气系数降低的变化率是逐渐放缓的,这与图 11(a)中所反映各组分占比变化趋势放缓具有一致性,实质上正是因此,导致了加热比随余气系数变化率的下降。这说明,余气系数提高到一定程度以后,对发动机推力系数的改变是十分有限的,但过低的燃油注入却极有可能造成熄火,实际使用中应避免余气系数过大。

图 11(c)显示,高度 $L=0,5,10$ km 三个等高度控制面的变化规律大体相同,10 km 高度比冲最高,随着余气系数的增大,比冲先增大后减小,与前文分析一致。

图 11(d)显示,余气系数越大、马赫数越小,燃油质量流量越低,反之则燃油质量流量提高,与前文分析一致。

2.2.4 攻角特性

图 12(a)为推力系数的攻角-高度特性,可以看出,总体上对于不同高度,随着攻角的增加,推力系数成明显的下降趋势,这是由于若控制其他因素不变,增大攻角相当于抬高了进气道压缩面偏转角,增加了激波损失和溢流损失,



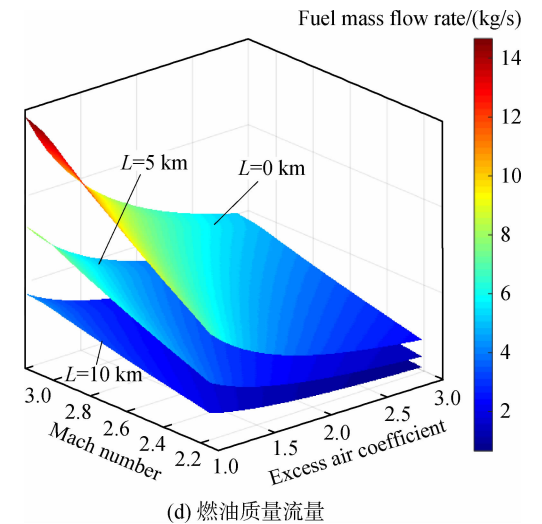
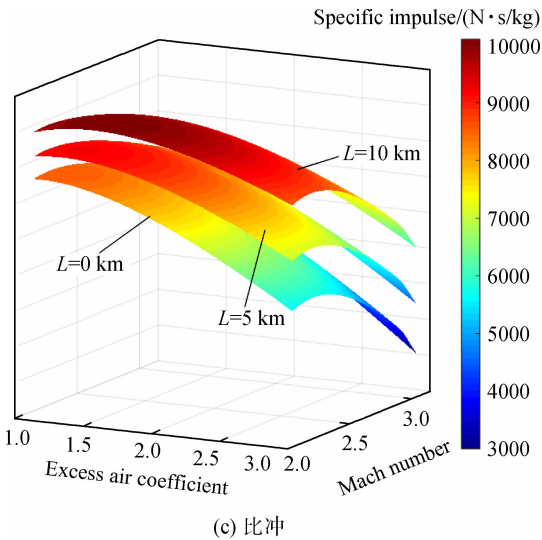
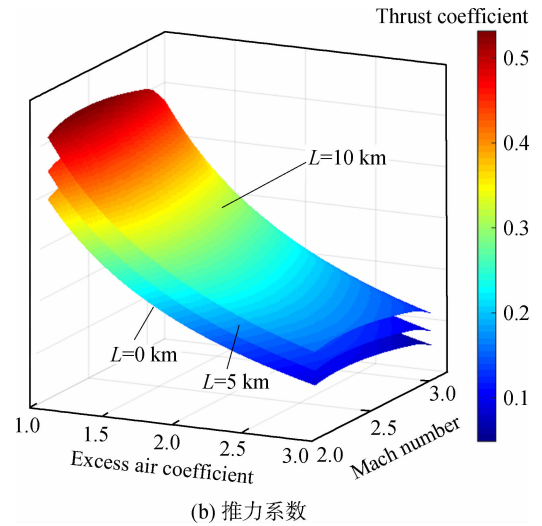


图 11 节流-速度特性

Fig. 11 Throttle-velocity characteristic

出现断层,这是由于随着攻角的增大,进气道起动所需马赫数不断提高,一旦马赫数低于起动马赫数,进气道第二道斜激波首先消失,造成溢流的急剧增大,引起进气道性能的突降。在实际飞行中,这时进气道正激波将被推出唇口以外,应当在一体化计算中应判定此时进气道未起动、冲压发动机失效。

图 12(b)为推力系数攻角-速度特性 3D 图像,推力系数出现了明显的断层,断层以右部分为正常值,断层以左说明此时进气道未起动。

图 12(c)为推力系数攻角-速度特性云图,可明显看出,随着攻角的增大,进气道起动马赫数不断增加,且增加的趋势在 $0^\circ\sim 5.6^\circ$ 攻角以内近似为线性,这说明攻角与来流马赫数在小范围内具有比拟性,对风洞试验极具启发意义。由于采用了等间隔计算,在 5.6° 攻角以后出现明显的锯齿状痕迹,表明非线性加剧,从冲压发动机性能计算模型不难看出,攻角的影响在数学形式上主要以三角函数的形式施加,三角函数在小范围内具有线性趋势,而超过一定角度,必然产生非线性结果。以上结论与文献[9]通过试验得到的结论基本吻合。这一方面说明模型较高程度地仿真了冲压发动机性能;另一方面也说明导弹在飞行中的攻角改变,不应偏离设计状态过多,若要加大攻角的战术机动,应注意限制速度不能过低。图 12(c)还显示,在 10 km 高度,余气系数为 1.2 工况下,较大推力系数,出现在 0° 攻角, $Ma=2.5$ 左右,偏离该点越远,推力系数越低,该趋势符合前文分析。

图 12(d)为比冲的攻角-速度特性,其规律表现了与推力系数相似的特征,即离设计点越远比冲越小,前文已有分析。

图 12(e)是燃油质量流量的攻角-高度特性,总体上可以看出攻角越大、高度越高则燃油质量流量越低的趋势。

图 12(f)是燃油质量流量的攻角-速度特性,图中标注了冲压发动机的起动分界线,该线以下,冲压发动机不能起动,该线以上部分可以看出:等高度、等余气系数条件下,攻角越小、速度越高,燃油质量流量越大,反之则越小,这是因为攻角的增大,导致冲压发动机进气量的减少,与之配比的油耗自然减小。等余气系数条件下,可以适当提高攻角,降低飞行速度,来减小燃油质量流量,但应注意速度不能低于进气道起动马赫数,前文已有分析。

比冲特性由于同样的原因具有和推力系数相似的下降趋势,在此不作展示。图 12(a)还显示, $Ma=2.3$ 的控制面,推力系数在攻角 2.5° 左右

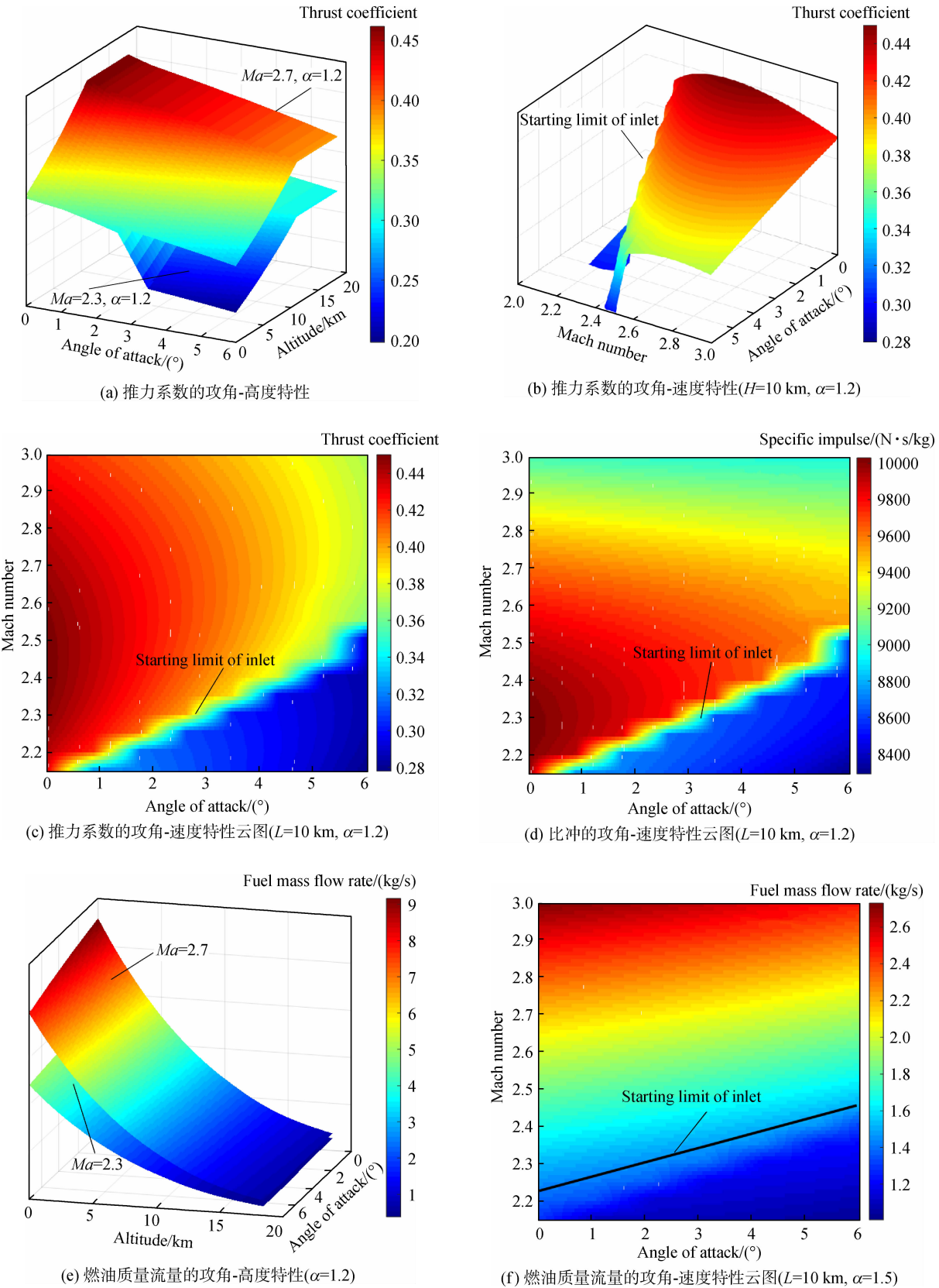


图 12 攻角特性

Fig. 12 Angle of attack characteristic

3 结 论

整体式液体冲压发动机与导弹总体匹配密

切,本文建立了面向导弹总体/发动机一体化计算的液体冲压发动机性能计算模型,利用模型,对冲压发动机在不同高度、速度、余气系数、攻角下工

作性能进行了评估,得到了以下结论:

1) 本文发展的整体式液体冲压发动机性能计算模型,可以在基团法范围内不依赖试验数据,实现高度、速度、余气系数、攻角等一体化计算参数多维连续改变情况下,冲压发动机性能的工程计算,对冲压发动机性能有较高度度的仿真,为后续导弹弹道优化、冲压发动机调节规律设计等一体化计算奠定了基础。

2) 推力系数和比冲具有基本一致的速度-高度特性。在对流层范围内,马赫数越接近设计点 $Ma=2.3$ 、高度越高,则推力系数和比冲越大,进入约 11 km 高度的平流层后趋于平缓。

3) 推力系数和比冲的高度-节流特性相似。比冲受燃油质量流量影响随余气系数增大存在先小幅升高后降低的趋势。

4) 推力系数和比冲的节流-速度特性差异较明显。受燃气组分影响,推力系数随余气系数增大逐渐降低,且变化率逐渐放缓。

5) 燃油质量流量的变化规律不同于比冲和推力系数,对流层和平流层内的变化具有连续性,速度越大、高度越低、余气系数越小,燃油质量流量越高,反之则越小。

6) 引入攻角以后,总体上推力系数和比冲随攻角的增大成下降趋势;攻角越大,进气道起动马赫数越高;攻角-起动马赫数曲线小范围内近似线性,攻角超过 5.6° 非线性加剧;等余气系数条件下,攻角越小燃油质量流量越大,反之则越小。

参考文献:

[1] 郑日恒. 冲压发动机技术的发展动向与评论[J]. 飞航导弹,2004(1):44-48.

[2] WALTRUP P J, WHITE M E, ZARLINGO E, et al. History of U. S. navy ramjet, scramjet, and mixed-cycle propulsion development[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002,18(1):14-27.

[3] RONALD S F. A century of ramjet propulsion technology evolution[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(1):27-58.

[4] 吴颖川,贺元元,贺伟,等. 吸气式高超声速飞行器机体推进一体化技术研究进展[J]. 航空学报,2015,36(1):245-260.

WU Yingchuan, HE Yuanyuan, HE Wei, et al. Progress in airframe-propulsion integration technology of air-breathing hypersonic vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015,36(1):245-260. (in Chinese)

[5] 赵保平,张韬. 超声速飞行器环境工程中的力学问题[J]. 中国科学(物理学·力学·天文学),2019,49(2):44-53.

ZHAO Baoping, ZHANG Tao. Mechanical problems in su-

personic vehicle environmental engineering[J]. Scientia Sinica Physica, Mechanica and Astronomica, 2019, 49(2): 44-53 (in Chinese)

[6] 胡建新,张为华,夏智勋,等. 冲压推进技术[M]. 长沙:国防科技大学出版社,2013.

[7] 田野,肖保国,张顺平,等. 双模态冲压发动机燃烧性能初步研究[J]. 航空动力学报,2016,31(12):2921-2927.

TIAN Ye, XIAO Baoguo, ZHANG Shunping, et al. Preliminary study on combustion performance of dual-model scramjet engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(12):2921-2927. (in Chinese)

[8] SARAVANAN R, DESIKAN S L N, MURUGANANDAM T M. Effect of back pressure and freestream dynamic pressure on a typical ramjet engine duct under realistic supersonic inlet condition[J]. The Aeronautical Journal, 2018,122(1247):83-103.

[9] 郭帅涛,李祝飞,高文智,等. 攻角与马赫数对进气道起动影响的可比拟性[J]. 推进技术,2017,38(5):983-991.

GUO Shuaitao, LI Zhufei, GAO Wenzhi, et al. Analogy between effects of attack angle and Mach number on inlet starting[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(5):983-991. (in Chinese)

[10] 袁书生,王玉峰,李高春,等. 冲压发动机燃烧室三维流场数值模拟[J]. 航空动力学报,2005,20(5):841-846.

YUAN Shusheng, WANG Yufeng, LI Gaochun, et al. Numerical simulation of three-dimensional flows in a ramjet combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 841-846. (in Chinese)

[11] MURTY M S R C, DEBASIS C. Coupled external and internal flow simulation of a liquid fuelled ramjet vehicle[J]. Aerospace Science and Technology, 2014,36:1-4.

[12] 秦飞,何国强,刘佩进. 突扩燃烧室低频燃烧不稳定形成机理分析[J]. 推进技术,2010,31(5):523-528.

QIN Fei, HE Guoqiang, LIU Peijin. Investigation on mechanism of low frequency combustion instabilities in a dump combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(5):523-528. (in Chinese)

[13] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置(上)[M]. 北京:宇航出版社,1992.

[14] CHIANG H R. A computer based model for the performance analysis of a scramjet propulsion system[D]. Cambridge, US:Massachusetts Institute of Technology, 1989.

[15] PETTERS D P, LEINGANG J L. Rapid computer simulation of ramjet performance[R]. AIAA 93-2049, 1993.

[16] 段晰怀,郑日恒,李立翰. 基于亚燃的高超声速冲压发动机内流道研究[J]. 航空学报,2015,36(1):232-244.

DUAN Xihuai, ZHENG Riheng, LI Lihan. Internal flow-path for hypersonic ramjet based on subsonic combustion [J]. Acta Aeronautica et Astronautica sinica, 2015,36(1): 232-244. (in Chinese)

[17] 徐旭. 冲压发动机原理及技术[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2014.

[18] 刘凯礼,张堃元. 二元高超声速进气道动态攻角特性风洞

实验[J]. 推进技术, 2012, 33(1): 14-19.

LIU Kaili, ZHANG Kunyuan. Experiment of 2-D hyper-sonic inlet on dynamic characteristic with angle-of-attack [J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(1): 14-19. (in Chinese)

[19] 谢文忠, 郭荣伟. 4 种布局形式下超声速飞行器进气道气动特性实验对比[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(1): 13-17.

XIE Wenzhong, GUO Rongwei. Mixed-compression super-sonic inlets based on four air-breathing aircraft configura-tions[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 43(1): 13-17. (in Chinese)

[20] 刘钺韬. 某型冲压发动机进气道流场数值模拟[D]. 山东烟台: 海军航空工程学院, 2014.

LIU Tantai. Numerical research of flow field of a certain type ramjet intake[D]. Yantai Shandong: Naval Aeronauti-cal Engineering Insititute, 2014. (in Chinese)

[21] 原渭兰, 吕卫民, 贾忠湖. 气体动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2013.

[22] 乐川, 徐大军, 蔡国飙. 超声速溢流条件下二元超声速进气道附加阻力计算[J]. 航空动力学报, 2010, 25(11): 2431-2436.

YUE Chuan, XU Dajun, CAI Guobiao. Calculation of addi-tional drag coefficient of supersonic inlet under supersonic spillage condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(11): 2431-2436. (in Chinese)

[23] 杨月诚, 宁超. 火箭发动机理论基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2016.

[24] TURNS S R. An introduction to combustion; concepts and applications[M]. Boston, US: McGraw-Hill Book Compa-ny, 2011.

[25] OSMONT A, GÖKALP I, CATOIRE L. Evaluating missile fuels[J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 2006, 31(5): 343-354.

[26] CHOPEY N P, HICKS T G. Handbook of chemical engi-neering calculations[M]. New York: McGraw-Hill Book Company, Inc., 2012.

[27] 刘小勇, 张香文, 方文军, 等. 吸气式发动机燃料研究进展及展望[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2191-2195.

LIU Xiaoyong, ZHANG Xiangwen, FANG Wenjun, et al. Fuel demand and future prospect for air-breathing aero-space engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 2191-2195. (in Chinese)

(编辑: 叶 青、陈 越)