

典型贫氧推进剂固体火箭冲压 发动机性能

李新田, 赵晓宁, 蔡强, 陈世立, 陈新民
(中国航天科技集团有限公司 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘 要: 建立了基于热力计算的固体火箭冲压发动机性能计算模型, 针对三类典型贫氧推进剂开展了固体火箭冲压发动机性能分析及变化规律研究。研究结果表明: 相同高度和来流马赫数下, 随着余气系数的增加, 进气道裕度增加, 推力系数减小, 比冲先增加后减小。相同高度和余气系数下, 随着来流马赫数的增加, 进气道裕度增加, 推力系数减小, 比冲减小。相同来流马赫数和余气系数下, 进气道裕度、推力系数、比冲随高度的变化不明显。空气总温对特征速度及发动机性能有较明显影响, 是性能分析时不可忽略的因素。与碳氢贫氧推进剂、铝镁贫氧推进剂相比, 含硼贫氧推进剂当量空燃比适中, 比冲较高, 推进剂密度大, 在工程应用上更具优势。

关 键 词: 固体火箭冲压发动机; 热力计算; 贫氧推进剂; 余气系数; 比冲; 进气道裕度

中图分类号: V436 **文献标志码:** A

Performance of ducted rocket with typical fuel rich propellant

LI Xintian, ZHAO Xiaoning, CAI Qiang, CHEN Shili, CHEN Xinmin
(China Academy of Launch Vehicle Technology,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: Performance prediction model of ducted rocket was developed based on thermodynamic calculation. Research on performance characteristics of ducted rocket with three kinds of fuel rich propellants was conducted. The study shows that under the same height and Mach number, as excess air coefficient increases, inlet stability margin increases and thrust coefficient decreases, while specific impulse increases first and then decreases. Under the same height and excess air coefficient, as incoming Mach number increases, the inlet stability margin increases, while thrust coefficient and specific impulse decrease. Under the same incoming Mach number and excess air coefficient, the changes of inlet stability margin, thrust coefficient, and specific impulse caused by height variation are not obvious. The variations of characteristic velocity and ducted rocket performances are obvious with the increasing of air total temperature, which should not be neglected in performance analysis. Compared with hydrocarbon fuel rich propellant and aluminum magnesium fuel rich propellant, boron based fuel rich propellant has moderate equivalent air-fuel ratio, higher specific impulse, and higher density, which revealings advantages in engineering application.

Key words: ducted rocket; thermodynamic calculation; fuel rich propellant; excess air coefficient; specific impulse; inlet stability margin

收稿日期: 2019-09-15
作者简介: 李新田(1986—), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事航天动力技术研究。

引用格式: 李新田, 赵晓宁, 蔡强, 等. 典型贫氧推进剂固体火箭冲压发动机性能[J]. 航空动力学报, 2020, 35(6): 1257-1265. LI Xintian, ZHAO Xiaoning, CAI Qiang, et al. Performance of ducted rocket with typical fuel rich propellant[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(6): 1257-1265.

$$q(\lambda_5)=\left(\frac{\gamma_5+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma_5-1}}\lambda_5\left(1-\frac{\gamma_5-1}{\gamma_5+1}\lambda_5^2\right)^{\frac{1}{\gamma_5-1}}$$

(9)

式中 γ_5 为喷管出口气流比热比。

喷管出口气流马赫数 Ma_5

$$Ma_5=\frac{\lambda_5\sqrt{\frac{2}{\gamma_5+1}}}{\sqrt{1-\frac{\gamma_5-1}{\gamma_5+1}\lambda_5^2}}$$

(10)

发动机名义推力 F_m

$$F_m=(\dot{m}_5v_5+p_5A_5)-\dot{m}_av_0-A_5p_0=p_4^*\sigma_{4-5}\pi(\lambda_5)A_5(\gamma_5Ma_5^2+1)-\dot{m}_ac_0Ma_0-A_5p_0$$

(11)

式中 $\dot{m}_5$ 为喷管出口流量, p_5 为喷管出口静压, v_0

为来流速度, 压强气动函数 $\pi(\lambda_5)=\frac{p_5}{p_5^*}$, p_5 和 p_5^*

分别为 5 截面静压与总压。

发动机推力系数 C_F

$$C_F=\frac{F_m}{q_0A_m}=\frac{2F_m}{\rho_0v_0^2A_m}$$

(12)

式中 q_0 为未扰动来流动压头, A_m 为参考面积。

发动机比冲 I_s

$$I_s=\frac{F_m}{\dot{m}_g}$$

(13)

进气道裕度 ΔK

$$\Delta K=1-\frac{\sigma_2}{\sigma_{2,cr}}=1-\frac{p_2^*}{p_{2,cr}^*}=1-\frac{p_4^*}{\sigma_{2-4}p_{2,cr}^*}$$

(14)

式中 p_2^* 、 p_4^* 分别为工作状态下 2、4 截面总压, $p_{2,cr}^*$ 为进气道临界状态下 2 截面总压, σ_{2-4} 为工作状态下 4、2 截面总压比。

2 计算结果分析

2.1 计算条件

目前研究较多的固冲发动机贫氧推进剂主要包括纯 HTPB 碳氢贫氧推进剂、添加铝镁金属的贫氧推进剂及含硼贫氧推进剂。针对这三类典型的贫氧推进剂, 参考相关文献[20-28], 选用相应配方开展发动机性能分析, 具体如表 1 所示。其中 ID1 为碳氢贫氧推进剂, ID2 为铝镁贫氧推进剂, ID3 为含硼贫氧推进剂。为便于对比, 三种推进剂配方的氧化剂比例一致, 质量分数均为 35%; 铝镁贫氧推进剂与含硼贫氧推进剂的金属质量分数均为 35%, HTPB 质量分数均为 30%。根据各组分密度及比例计算可知, 碳氢贫氧推进

剂的密度最低, 含硼贫氧推进剂的密度最高。

表 1 贫氧推进剂配方

Table 1 Fuel rich propellant compositions

编号	类型	配方组成	密度/(g/cm ³)
ID1	碳氢贫氧推进剂	35% AP+65% HTPB	1.138
ID2	铝镁贫氧推进剂	35% AP+20% Al+15% Mg+30% HTPB	1.509
ID3	含硼贫氧推进剂	35% AP+35% B+30% HTPB	1.534

2.2 推进剂热力计算分析

针对三种典型推进剂配方, 开展热力计算, 分析空燃比 N 、空气总温 T_a^* 、补燃总压 p_4^* 对燃烧产物热力参数的影响。图 2~图 4 所示为推进剂 ID1 计算结果。由图可知, 随着空燃比的增加, 燃烧产物总温及特征速度均先增加后减小, 完全燃烧时的当量空燃比约为 7~8。随着空气总温的增加, 燃烧产物总温及特征速度均显著增加。在当量空燃比附近, 空气总温由 700 K 增加至 900 K, 相对增加比例 28.6%, 特征速度约增加 26 m/s, 相对增加比例约为 2%。冲压发动机的补燃室总压通常远低于火箭发动机, 由图 4 可知, 当压强在 0.1~0.5 MPa 范围内时, 补燃室总压对推进剂 ID1 特征速度的影响比例在 0.7% 以下, 与空燃比和空气总温影响相比, 其影响相对较小。

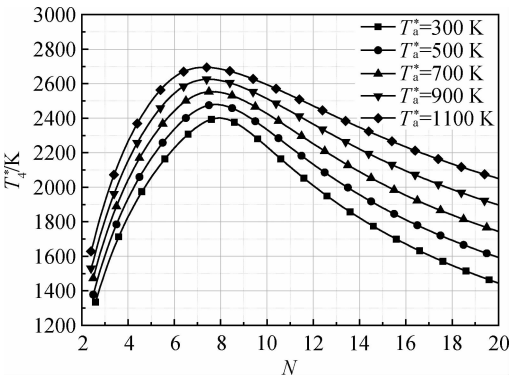


图 2 燃烧产物总温随空燃比变化(ID1, $p_4^*=0.3$ MPa)

Fig. 2 Combustion product total temperature versus air-fuel ratio (ID1, $p_4^*=0.3$ MPa)

图 5 和图 6 所示分别为推进剂 ID2 与 ID3 在不同空气总温下特征速度随空燃比的变化曲线。随着推进剂中金属成分的加入, 对冲压发动机当量空燃比产生明显影响, ID2 当量空燃比为 2~3,

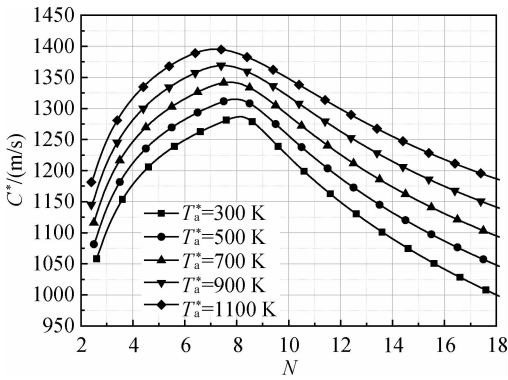


图 3 不同空气总温下特征速度随空燃比变化
(ID1, $p_i^* = 0.3 \text{ MPa}$)

Fig. 3 Characteristic velocity versus air-fuel ratio
at different air total temperatures
(ID1, $p_i^* = 0.3 \text{ MPa}$)

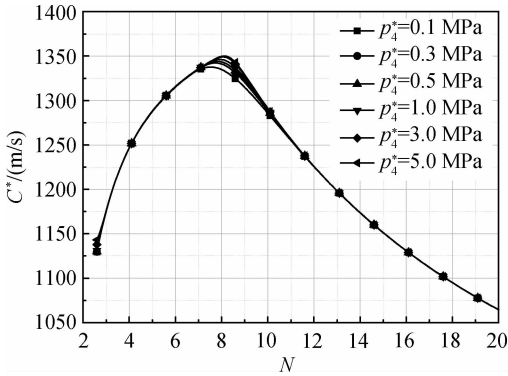


图 4 不同补燃室总压下特征速度随空燃比变化
(ID1, $T_a^* = 700 \text{ K}$)

Fig. 4 Characteristic velocity versus air-fuel ratio
at different afterburning chamber total pressures
(ID1, $T_a^* = 700 \text{ K}$)

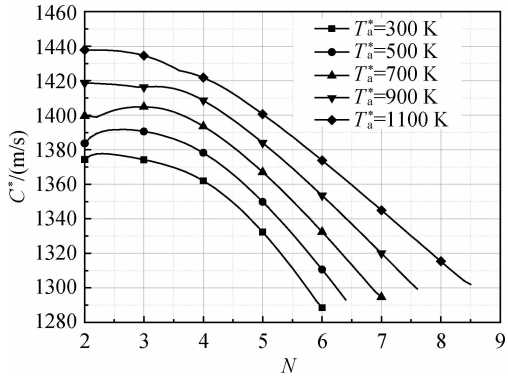


图 5 特征速度随空燃比变化(ID2, $p_i^* = 0.3 \text{ MPa}$)
Fig. 5 Characteristic velocity versus air-fuel ratio
(ID2, $p_i^* = 0.3 \text{ MPa}$)

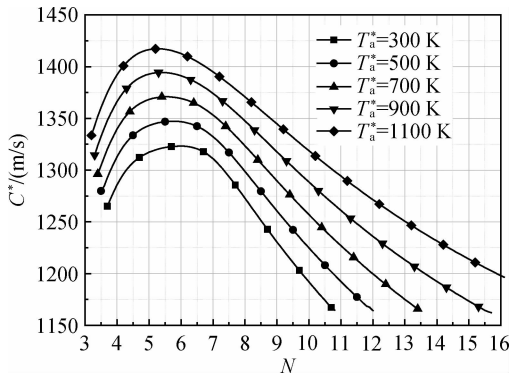


图 6 特征速度随空燃比变化(ID3, $p_i^* = 0.3 \text{ MPa}$)
Fig. 6 Characteristic velocity versus air-fuel ratio
(ID3, $p_i^* = 0.3 \text{ MPa}$)

ID3 当量空燃比为 5~6。同时,相同空气总温条件下,不同配方的最大特征速度也有一定差异。空气总温为 700 K 时, ID1 最大特征速度为 1342.3 m/s, 当量空燃比为 7.7; ID2 最大特征速度为 1404.9 m/s, 当量空燃比为 3.0; ID3 最大特征速度为 1370.9 m/s, 当量空燃比为 5.5。可见 ID2 最大特征速度最大, ID1 最大特征速度最小, ID3 居中。一方面金属添加物使推进剂的热值增加, 从而使燃烧产物温度及特征速度增加; 同时, 当量空燃比较大时, 空气中惰性氮气的占比也相应增加, 会在一定程度上降低燃烧产物的温度。

由分析对比可知, 固冲发动机不同推进剂的燃烧产物热力学参数差异较大。对于液冲发动机, 燃料组分基本固定, 进行冲压发动机性能分析时通常采用燃烧热值结合不同空燃比下燃烧效率的方法; 而固冲发动机的贫氧推进剂有多种组合, 当量空燃比及特征速度随空燃比的变化规律差异较大, 更适宜采用基于热力计算的性能分析方法。

2.3 发动机性能分析

研究冲压发动机的速度特性和高度特性时, 常用的分析方法是 将燃气流量固定, 以来流马赫数、高度作为横坐标, 分析性能参数随其变化。由于速度、高度变化会引起空气流量变化, 间接引起空燃比变化, 而由热力计算可知空燃比对燃烧产物有很大影响, 这种分析方法难以剥离此间接变化的影响。而对于燃气流量可调的发动机, 空燃比可以主动调节。因此, 本文分析以余气系数作为横坐标, 以更好地反映来流马赫数和高度自身对性能的影响。以含硼贫氧推进剂 ID3 为例, 分析冲压发动机性能随来流马赫数、高度、余气系数的变化情况。余气系数以当量空燃比为 5.5 计算。

2.3.1 速度特性分析

图 7~图 10 为高度 $H=20\text{ km}$,不同来流马赫数条件下补燃室总压 p_4^* 、进气道裕度 ΔK 、推力系数 C_F 、比冲 I_s 随余气系数 α 的变化情况。

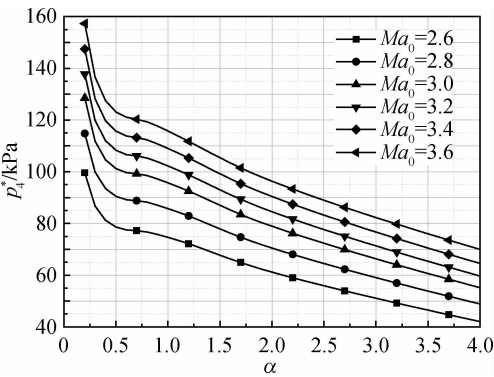


图 7 不同来流马赫数下补燃室总压随余气系数变化 (ID3, $H=20\text{ km}$)

Fig. 7 Afterburning chamber total pressure versus excess air coefficient at different incoming Mach numbers (ID3, $H=20\text{ km}$)

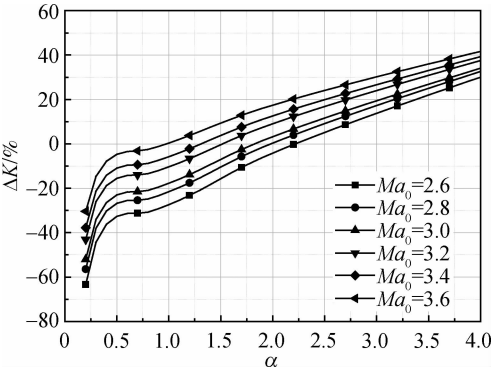


图 8 不同来流马赫数下进气道裕度随余气系数变化 (ID3, $H=20\text{ km}$)

Fig. 8 Inlet stability margin versus excess air coefficient at different incoming Mach numbers (ID3, $H=20\text{ km}$)

由图 7~图 9 可知,给定来流马赫数,若发动机燃气流量减小,即余气系数增加,则引起补燃室总压降低,进气道裕度增加,推力减小,推力系数降低。相同的余气系数条件下,随着来流马赫数的增加,来流空气流量增加,燃气流量同比例增加,引起补燃室总压增加;随着来流马赫数增加,进气道的抗反压能力提升,由于其提升幅度大于补燃室总压提升幅度,进气道裕度增加;随着来流马赫数增加,来流动压增加,但由于其增加幅度大于推力增加幅度,推力系数减小。

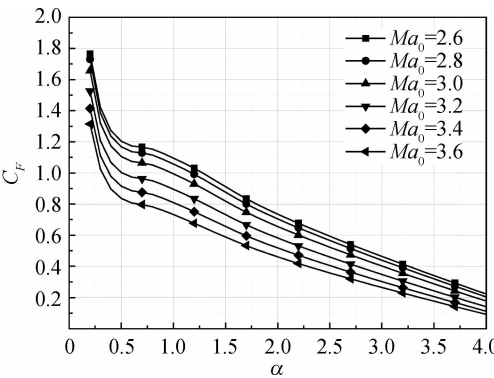


图 9 不同来流马赫数下推力系数随余气系数变化 (ID3, $H=20\text{ km}$)

Fig. 9 Thrust coefficient versus excess air coefficient at different incoming Mach numbers (ID3, $H=20\text{ km}$)

由图 10 可知,给定来流马赫数下,随着余气系数的增加,比冲先增加后减小。发动机设计时,为更好地发挥发动机性能,通常希望比冲最大,本文中将最大比冲对应的余气系数定义为最佳余气系数。后文对不同推进剂冲压发动机性能的对比也基于各自的最佳余气系数点对比。对于火箭发动机而言,最大比冲对应的空燃比与最大特征速度对应的空燃比较为接近,即最佳余气系数在 1 附近;但对于冲压发动机,根据图 10,给定条件下最大比冲对应的最佳余气系数约为 2.1~2.3,远大于 1,对应的空燃约比为 11.6~12.7。主要原因是冲压发动机推力为喷管出口富裕冲量与进气道入口富裕冲量之差,空气流量大于当量空燃比对应的空气流量后,虽然特征速度降低,但总流量增加,综合作用下仍可对富裕冲量差产生增益。同时,随着来流马赫数的增加,比冲有所降低。主要原因是冲压

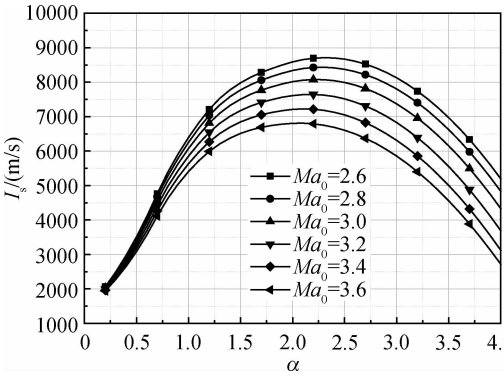


图 10 不同来流马赫数下比冲随余气系数变化 (ID3, $H=20\text{ km}$)

Fig. 10 Specific impulse versus excess air coefficient at different incoming Mach numbers (ID3, $H=20\text{ km}$)

喷管出口马赫数由喷管扩张比决定,喷管出口富裕冲量的增加主要依赖于补燃室总压或总流量的增加;而来流马赫数增加,空气流量及速度两项因素增加均会使进气道入口富裕冲压增加,增加幅度大于喷管出口富裕冲量增加值,从而引起比冲降低。

2.3.2 高度特性分析

图 11~图 14 为 $Ma_0=3.4$,不同高度条件下补燃室总压、进气道裕度、推力系数、比冲随余气系数的变化情况。

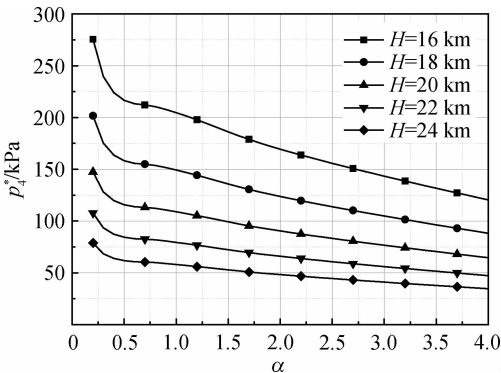


图 11 不同高度下补燃室总压随余气系数变化
(ID3, $Ma_0=3.4$)

Fig. 11 Afterburning chamber total pressure versus excess air coefficient at different heights (ID3, $Ma_0=3.4$)

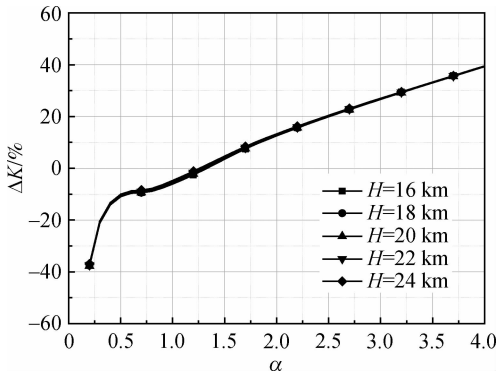


图 12 不同高度下进气道裕度随余气系数变化
(ID3, $Ma_0=3.4$)

Fig. 12 Inlet stability margin versus excess air coefficient at different heights (ID3, $Ma_0=3.4$)

由图 11~图 14 可知,给定飞行高度,若发动机燃气流量减小,即余气系数增加,则引起补燃室总压降低,进气道裕度增加,推力减小,推力系数降低,比冲先增加后减小。相同的余气系数条件下,飞行高度增加,大气密度降低,空气流量减小,

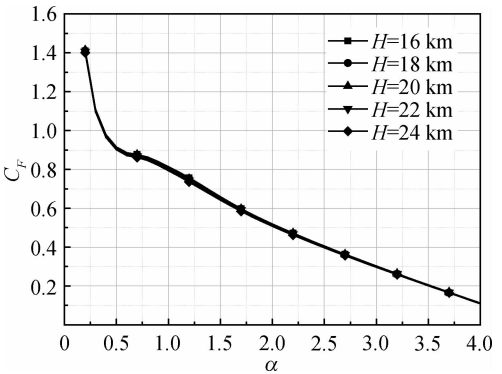


图 13 不同高度下推力系数随余气系数变化
(ID3, $Ma_0=3.4$)

Fig. 13 Thrust coefficient versus excess air coefficient at different heights (ID3, $Ma_0=3.4$)

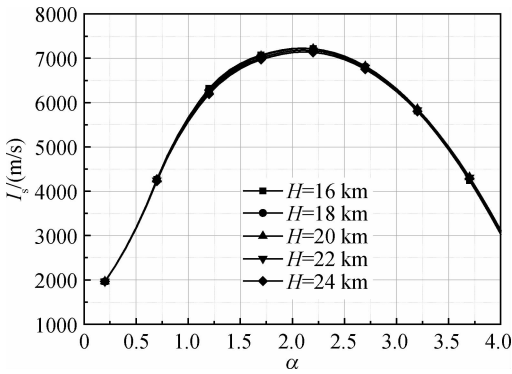


图 14 不同高度下比冲随余气系数变化
(ID3, $Ma_0=3.4$)

Fig. 14 Specific impulse versus excess air coefficient at different heights (ID3, $Ma_0=3.4$)

燃气流量同比例减小,补燃室总压降低;但值得注意的是,相同余气系数下,进气道裕度、推力系数、比冲则均随高度的变化不明显,下面对其原因进行分析。

首先分析进气道裕度。高度增加,大气密度降低,空气流量降低,相同空燃比下燃气流量同比例降低,根据热力计算可知特征速度随室压的变化不明显,因此补燃室总压随大气密度的变化近似成正比关系;同温层附近大气温度变化不大,大气压强与密度近似成正比关系,进气道所能承受的最大反压也与大气密度近似成正比关系。因此高度变化时,补燃室总压的降低与进气道抗反压能力的降低程度基本一致,进气道裕度变化不明显。

接而分析发动机性能。根据发动机推力公式,相同空燃比下,喷管出口的富裕冲量与补燃室总压近似成正比关系,即与空气流量或大气密度

也近似正比关系,而空气来流的富裕冲量也与大气密度成正比关系,因此推力与大气密度近似成正比关系。而来流动压、燃气流量也均与大气密度成正比关系,从而最终计算的推力系数、比冲均随高度的变化不明显。

2.4 空气总温对性能影响

来流马赫数变化会引起空气总温变化,并对热力计算结果产生影响,下面分析其对冲压发动机性能的影响。选取推进剂 ID3,分别取空气总温为 300~900 K 变化进行热力计算,并分析发动机在 $H=20\text{ km}$ 、 $Ma_0=3.4$ 条件下的性能。其中 $H=20\text{ km}$ 、 $Ma_0=3.4$ 的实际空气来流总温为 717.5 K,与 700 K 接近。计算结果如图 15 所示。分析可知,相同余气系数下,随着空气总温的增加,由于特征速度增加,补燃室总压增加,进气道裕度降低,推力系数增加,比冲增加。余气系数为 2.1 时,当空气总温由 700 K 增加至 900 K,即增加比例为 28.6% 时,比冲由 7 171 m/s 增加至 7 775 m/s,增加比例为 8.4%,影响较为显著。同时随着余气系数的增加,空气占比增加,热力计算反应物的总焓增加,从图 15 也可看出对发动机性能的影响也越显著。因此,在建立冲压发动机性能分析模型时,空气总温对性能的影响不容忽视。

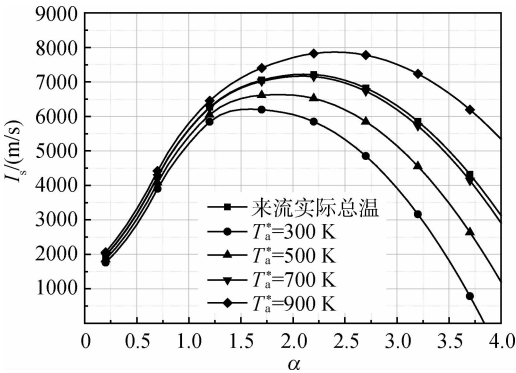


图 15 不同空气总温下比冲随余气系数变化 (ID3, $H=20\text{ km}$, $Ma_0=3.4$)

Fig. 15 Specific impulse versus excess air coefficient at different air total temperatures (ID3, $H=20\text{ km}$, $Ma_0=3.4$)

2.5 推进剂配方性能对比

对碳氢贫氧推进剂 ID1,取飞行高度为 20 km,分析发动机比冲性能随来流马赫数、余气系数的变化。余气系数以当量空燃比为 7.7 计算。由图 16 可知,最大比冲对应的余气系数为 1.5~2.3,空燃比为 11.6~17.7。对比推进剂 ID1 与

推进剂 ID3 性能可知,虽然推进剂 ID1 当量空燃比下的最大特征速度比推进剂 ID3 要略低,但由于其当量空燃比高,燃气流量在总流量中占比小,最大比冲反而更高。但是,由于推进剂 ID1 的密度很低,同等推进剂质量所占体积较大,从工程应用来讲,不利于发动机的小型化设计。以 $H=20\text{ km}$ 、 $Ma_0=3.4$ 为例,推进剂 ID3 相比推进剂 ID1 最大比冲低 6.5%,但密度高 34.8%,综合而言,推进剂 ID3 比推进剂 ID1 密度比冲高 26%。

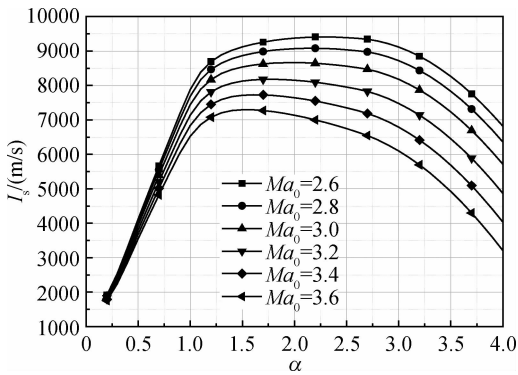


图 16 不同来流马赫数下比冲随余气系数变化 (ID1, $H=20\text{ km}$)

Fig. 16 Specific impulse versus excess air coefficient at different incoming Mach numbers (ID1, $H=20\text{ km}$)

对于铝镁贫氧推进剂 ID2,取飞行高度 $H=20\text{ km}$,分析发动机比冲性能随来流马赫数、余气系数的变化。余气系数以当量空燃比为 3 计算。由图 17 可知,最大比冲对应的余气系数为 3.3~3.6,空燃比为 9.9~10.8。三种推进剂中,铝镁贫氧推进剂 ID2 完全燃烧的理论空气质量最低,

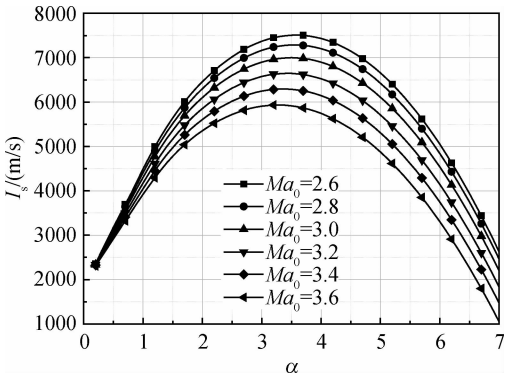


图 17 不同来流马赫数下比冲随余气系数变化 (ID2, $H=20\text{ km}$)

Fig. 17 Specific impulse versus excess air coefficient at different incoming Mach numbers (ID2, $H=20\text{ km}$)

虽然其最大特征速度在三种推进剂中最高,但由于当量空燃比小,燃气占比较大,同时最大比冲对应的最佳余气系数相对较大,偏离当量空燃比较远,特征速度降低幅度较大,综合作用使得其最大比冲在三种推进剂中最低。在推进剂配方中,通过降低金属含量,可使当量空燃比增加,使比冲性能得到提升,但金属含量的降低会使推进剂密度降低,对工程应用不利。

经综合对比分析,含硼贫氧推进剂 ID3 当量空燃比介于碳氢贫氧推进剂 ID1 与铝镁贫氧推进剂 ID2 之间,比冲性能较高,同时推进剂密度最大,密度比冲最高,具有较好的工程应用优势。

3 结 论

本文建立了基于热力计算的固冲发动机性能计算模型,针对碳氢贫氧推进剂、铝镁贫氧推进剂、含硼贫氧推进剂三种典型的推进剂配方开展了发动机性能计算,分析了燃烧产物热力性能及发动机性能参数的变化规律。在本文所研究的推进剂配方及计算工况条件下,主要结论如下:

1) 相同高度和来流马赫数下,随着余气系数的增加,进气道裕度增加,推力系数减小,比冲先增加后减小;相同高度和余气系数下,随着来流马赫数增加,进气道裕度增加,推力系数减小,比冲减小;相同来流马赫数和余气系数下,进气道裕度、推力系数、比冲均随高度的变化不明显。

2) 空气总温对特征速度及发动机性能有较明显影响,典型状态下,空气总温由 700 K 增加至 900 K,特征速度增加 2%,发动机比冲增加 8.4%,来流马赫数引起的空气总温变化是固冲发动机性能分析时不可忽略的因素。

3) 碳氢贫氧推进剂的当量空燃比高,比冲高,但密度较低;铝镁贫氧推进剂当量空燃比低,比冲低,但密度较高;含硼贫氧推进剂当量空燃比介于两者之间,比冲相对较高,同时推进剂密度最大,综合密度比冲高,是工程应用较好的选择之一。

参考文献:

[1] 鲍福廷,黄熙君,张振鹏,等. 固体火箭冲压组合发动机[M]. 北京:中国宇航出版社,2006.

[2] 罗世彬. 高超声速飞行器机体/发动机一体化设计[M]. 北京:科学出版社,2018.

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

[4] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置:下[M]. 北京:宇航出版社,1992.

[5] 夏智勋,陈斌斌,黄利亚,等. 固体火箭冲压发动机技术研究进展[J]. 上海航天,2019,36(6):11-18.

XIA Zhixun, CHEN Binbin, HUANG Liya, et al. Research progresses in solid rocket-ramjet engine[J]. Aerospace Shanghai, 2019, 36(6): 11-18. (in Chinese)

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

[7] BESSER H L. History of duct rocket development at Bayern-Chemine[R]. AIAA-2008-5261, 2008.

[8] 李存杰. 整体式冲压发动机的几项关键技术问题[J]. 飞航导弹, 1992(4): 37-41.

[9] 曹军伟,王虎干,蔡选义,等. 整体式固体火箭冲压发动机在中远程空空导弹上的应用[J]. 航空兵器, 2002(4): 31-34.

[10] 叶定友. 固体火箭冲压发动机的若干技术问题[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(6): 470-473.

YE Dingyou. Some technological problems of solid rocket ramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30(6): 470-473. (in Chinese)

[11] 喻银飞,陈雄,李宏文. 固冲发动机燃气发生器性能分析及参数优化[J]. 计算机仿真, 2014, 31(4): 73-77.

YU Yinfei, CHEN Xiong, LI Hongwen. Performance analysis and parameter optimization of gas-generator on ducted rocket[J]. Computer Simulation, 2014, 31(4): 73-77. (in Chinese)

[12] 张炜,方丁酉,夏智勋,等. 固体火箭冲压发动机的工作特性分析[J]. 国防科技大学学报, 2000, 22(4): 19-22.

ZHANG Wei, FANG Dingyou, XIA Zhixun, et al. Operating characteristics of solid ducted rocket[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2000, 22(4): 19-22. (in Chinese)

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

[14] ROBERT L M. Fundamental analysis of a solid ruel ramjet[R]. AIAA-2012-5904, 2012.

[15] 谢爱元,武晓松,于栋梁. 固体燃料冲压发动机性能预示[J]. 推进技术, 2014, 35(1): 8-14.

XIE Aiyuan, WU Xiaosong, YU Dongliang. Prediction model of performance for solid fuel ramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(1): 8-14. (in Chinese)

[16] 梁俊龙,吴宝元. 液体亚燃冲压发动机性能分析研究[J]. 火箭推进, 2011, 37(3): 12-17.

LIANG Junlong, WU Baoyuan. Performance analysis and research of liquid ramjet[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37(3): 12-17. (in Chinese)

[17] 孙娜,吴虎,郑淑娥,等. 壅塞可调固体火箭冲压发动机性能计算[J]. 科学技术与工程, 2008, 8(11): 2893-2897.

SUN Na, WU Hu, ZHENG Shue, et al. Off-design performance analysis for integral rocket ramjet engine with regulated throat of gas generator nozzle[J]. Science Technology and Engineering, 2008, 8(11): 2893-2897. (in Chinese)

[18] HUO D X, HE G Q, CHEN L Q, et al. Iterative calculations for solid rocket ramjet performances on design condi-

tion[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2010, 33(4): 401-405.

[19] 胡建新, 夏智勋, 郭健, 等. 空燃比对含硼固冲发动机补燃室燃烧影响[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(2): 125-128.

HU Jianxin, XIA Zhixun, GUO Jian, et al. Effect of air/fuel ratio on combustion of secondary chamber of boron-base solid ducted motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(2): 125-128. (in Chinese)

[20] 张炜, 朱慧, 方丁酉. 固体贫氧推进剂研究[J]. 火炸药学报, 2002(1): 25-28.

ZHANG Wei, ZHU Hui, FANG Dingyou. Research in solid fuel-rich propellant[J]. Chinese Journal of Explosives and Propellants, 2002(1): 25-28.

[21] 郝利峰, 张丽, 唐时敏, 等. 含硼富燃料推进剂的技术现状与发展趋势[J]. 化学推进剂与高分子材料, 2015, 13(3): 1-7.

HAO Lifeng, ZHANG Li, TANG Shimin, et al. Technology status and development trends of boron-containing fuel-rich propellants[J]. Chemical Propellants and Polymeric Materials, 2015, 13(3): 1-7. (in Chinese)

[22] 张琼方, 曹付齐, 孙振华. 含硼富燃料推进剂燃烧性能的研究进展[J]. 含能材料, 2007, 15(4): 436-440.

ZHANG Qiongfang, CAO Fuqi, SUN Zhenhua. Progress in combustion characteristics of boron-based fuel-rich propellant[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2007, 15(4): 436-440. (in Chinese)

[23] LIANG D, LIU J, XIAO J, et al. Energy release properties of amorphous boron and boron-based propellant primary combustion products[J]. Acta Astronautica, 2015, 112: 182-191.

[24] 张炜, 方丁酉, 朱慧, 等. 镁铝贫氧推进剂的能量分析[J]. 固体火箭技术, 1998, 21(4): 31-35.

ZHANG Wei, FANG Dingyou, ZHU Hui, et al. Performance analysis of Mg-Al oxygen-poor propellants[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 1998, 21(4): 31-35. (in Chinese)

[25] 王克强, 莫红军. 贫氧推进剂的研究发展方向[J]. 飞航导弹, 2005(11): 54-57.

[26] 肖秀友, 李葆萱, 王玉玲, 等. 低压下镁铝富燃料固体推进剂燃烧性能研究[J]. 固体火箭技术, 2005, 28(1): 49-52, 78.

XIAO Xiuyou, LI Baoxuan, WANG Yuling, et al. Study on combustion properties of magnesium-aluminized fuel-rich solid propellants under low pressure[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2005, 28(1): 49-52, 78. (in Chinese)

[27] 郑磊, 潘功配, 陈昕, 等. 镁粉粒度对 Mg/PTEE 贫氧推进剂燃烧性能的影响[J]. 含能材料, 2010, 18(2): 180-183.

ZHENG Lei, PAN Gongpei, CHEN Xin, et al. Effect of magnesium powder particle size on combustion properties of Mg/PTEE fuel-rich propellant[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2010, 18(2): 180-183. (in Chinese)

[28] 吴婉娥, 毛根旺, 鲁军, 等. 镁铝金属粉对含硼富燃推进剂燃烧性能及硼氧化效率的影响[J]. 含能材料, 2008, 16(4): 458-461.

WU Wane, MAO Genwang, LU Jun, et al. Effect of Mg and Al powders on combustion performance of boron-based fuel-rich propellant and oxidation efficiency of boron[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2008, 16(4): 458-461. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)