

二次燃烧对自力弹射内弹道影响分析

蒲鹏宇¹, 穆洪斌¹, 何定洲¹, 马保海², 宁雷¹

(1. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076;

2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘要: 目前弹射所用低温药柱的燃烧平衡产物中含有可燃气体成分, 遇初容室内氧气后发生二次燃烧, 影响初容室内流场与弹射内弹道特性。为了分析二次燃烧对自力弹射方案内弹道的影响, 建立了自力弹射可压缩流动仿真模型, 结合有限速率化学反应模型与动网格技术, 利用PISO (压力隐式算子分裂法) 算法对控制方程进行数值求解。计算结果表明, 二次燃烧使得初容室初始压力峰值时刻提前, 并影响初始压力峰值大小。仿真分析结果为自力弹射内弹道设计提供了理论参考。

关键词: 二次燃烧; 弹射内弹道; 自力弹射

中图分类号: V417+.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 2096-4080 (2024) 02-0001-05

The Impact of Afterburning on Internal Ballistic of Self-Ejection

PU Pengyu¹, MU Hongbin¹, HE Dingzhou¹, MA Baohai², NING Lei¹

(1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China;

2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: The combustion equilibrium species of low-temperature propellant used in launches consist of some unburned gases. These gases generate afterburning when mixed with the oxygen in the initial vessel. The afterburning influences the internal flow and the performance of internal ballistic. To analyze the impact of afterburning, a compressible flow model is established combined with finite rate chemistry and dynamic mesh to simulate the self-ejection process and the PISO algorithm is used to solve the conservative equations. The results show that the afterburning brings forward the first peak of pressure in the initial vessel and affects the peak value. The analysis provides a theoretical reference for the internal ballistic design of self-ejection.

Key words: Afterburning; Internal ballistic of ejection; Self-ejection

0 引言

近年来, 弹射动力装置逐渐采用低温药柱作为弹射能源。随着低温火药在弹射领域的广泛应用, 其燃烧产物特性也成为弹射内弹道设计的关注重点^[1-4]。

低温火药通常燃烧平衡温度较低, 其平衡产物中通常含有大量未充分燃烧的 CO、H₂、CH₄ 等气体成分^[5-6], 当燃气从燃烧室流出后与初容室内氧气

混合, 发生二次燃烧^[7-12]。二次燃烧一方面释放热量, 使得初容室温度升高; 另一方面改变初容室内气体分子摩尔数, 进而影响初容室压强^[13-18]。

初容室内二次燃烧与初容室内流场特性高度相关。对于自力弹射方案, 由于弹射动力装置在弹射过程中随被弹射物体一起出筒, 因此其流场特性与固定式弹射存在较大差异^[1-2]。为了研究自力弹射方案初容室二次燃烧特性及其对弹射内弹道的影响, 本文建立了自力弹射流场仿真模型,

收稿日期: 2023-11-23; 修订日期: 2024-01-31

项目基金: 国家自然科学基金青年基金项目 (5190061543)

作者简介: 蒲鹏宇 (1993—), 男, 工程师, 主要研究方向为燃气射流动力学。

对包含有限速率化学反应的初容室内气体流动进行仿真分析。分析结果可为自力弹射内弹道设计提供理论参考。

1 几何模型与网格划分

自力弹射方式通常将弹射动力装置与被弹射物体相连,随着弹射动力装置内的高温燃气通过喷管入口流入初容室内,弹射动力装置与弹射物体一起弹射出筒。初容室基本几何特征如图1所示。选择二维轴对称模型进行网格划分,对喷管内部与初容室内流场空间进行离散,用于流场仿真计算。

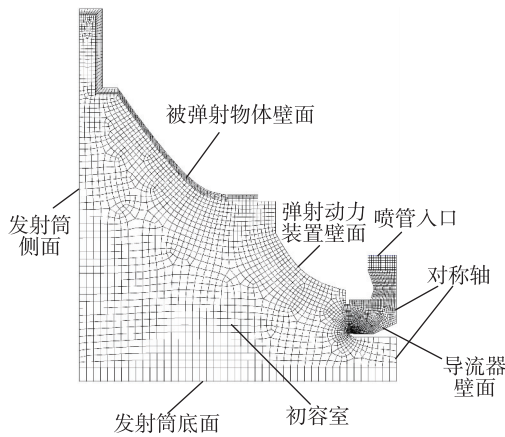


图1 几何模型与网格划分

Fig.1 Geometry and mesh

2 控制方程

忽略热辐射与分子差异扩散现象的作用,守恒型可压缩反应流动模拟的连续性方程、动量方程、组分输运方程、能量方程分别是

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho \mathbf{u}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \mathbf{u} + p \mathbf{I}) = \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho Y_a}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} Y_a) = \nabla \cdot (\rho D_a \nabla Y_a) + \rho S_a \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho e_t}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} h_t) = -\nabla \cdot \mathbf{q} + \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{u}) \quad (4)$$

其中, Y_a 代表组分质量分数, D_a 是组分 a 的分子扩散系数,在面向多组分气体的扩散问题时,能量通量满足

$$\mathbf{q} = -\lambda \nabla T - \sum_{a=1}^{ns} (\rho D_a h_a \nabla Y_a) \quad (5)$$

此外, S_a 是组分 a 的化学反应项,是组分浓度

与温度的强非线性函数。

3 化学反应体系

低温药柱燃烧平衡产物主要包含 CO 、 N_2 、 HCl 、 CO_2 、 H_2O 、 CH_4 、 H_2 ,其摩尔分数如表1所示。为简化计算,仅考虑 CH_4 、 CO 、 H_2 与 O_2 的燃烧,且将基元反应简化为总包反应,如表2所示。

表1 低温药柱燃烧平衡产物

Tab.1 Combustion equilibrium species of the low-temperature propellant

组分	摩尔分数
CO	0.25
N_2	0.20
HCl	0.05
CO_2	0.05
H_2O	0.08
CH_4	0.07
H_2	0.30

表2 二次燃烧化学反应体系

Tab.2 Reaction system of afterburning

序号	反应式	指前因子	活化能/ (J/kmol)	温度指数
1	$\text{CH}_4 + 1.5\text{O}_2 \rightarrow \text{CO} + 2\text{H}_2\text{O}$	5.0112×10^{11}	2×10^8	0
2	$\text{CO} + 0.5\text{O}_2 \rightarrow \text{CO}_2 + 0\text{H}_2\text{O}$	2.3239×10^{12}	1.7×10^8	0
3	$\text{CO}_2 \rightarrow \text{CO} + 0.5\text{O}_2$	5×10^8	1.7×10^8	0
4	$\text{H}_2 + 0.5\text{O}_2 \rightarrow \text{H}_2\text{O}$	9.87×10^8	3.1×10^7	0

4 分析与讨论

4.1 初容室内流场

初容室内流线图如图2所示。从图中可以看出,燃气从喷管喷出后经导流器排导沿径向向外流动,随后冲击发射筒内壁,并沿内壁向四周散开,最终形成前后(沿弹射运动方向)两个涡旋。低温火药燃烧产生的燃烧平衡产物中的 CO 、 CH_4 等含碳可燃物随燃气流入初容室内,在流动路径上遇到初容室内 O_2 后发生二次燃烧,生成 CO_2 。对比图3、图4可知,点火后 0.05 s 时刻,二次燃烧使得初容室内燃气与空气混合区域 CO_2

质量分数增加了 1 倍以上，而导流器底部等燃气尚未到达区域 CO_2 质量分数。随着被弹射物体向前运动，初容室容积增大，燃气逐渐充满整个初容室容腔。在此过程中，燃气中的 CO 、 CH_4 在燃气边界区与初容室 O_2 进一步反应，使得局部 CO_2 质量分数升高。随着被弹射物体进一步向前弹射运动，初容室内 O_2 逐渐被耗尽。0.25 s 时，初容室大部分区域已基本无二次燃烧， CO_2 质量分数不再显著增加。

二次燃烧在改变初容室内气体成分的同时，也产生相应热量。图 5 与图 6 分别为无/有二次燃烧条件下弹射过程中初容室内温度分布。通过对比可知，二次燃烧使得初容室温度显著升高。在

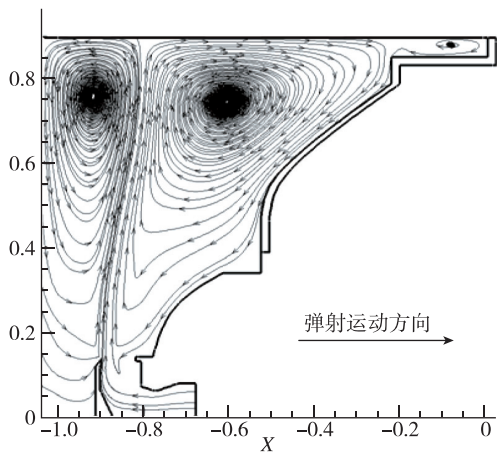


图 2 初容室内流线

Fig. 2 Streamlines in the initial vessel

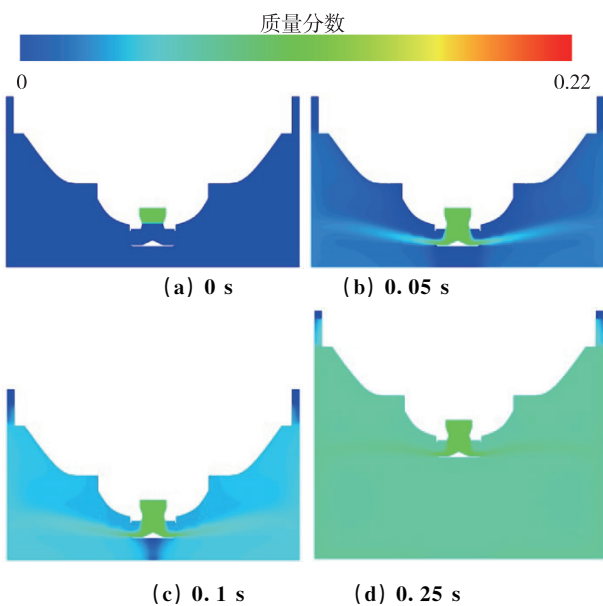


图 3 CO_2 质量分数 (无二次燃烧)

Fig. 3 Mass fraction of CO_2 (without afterburning)

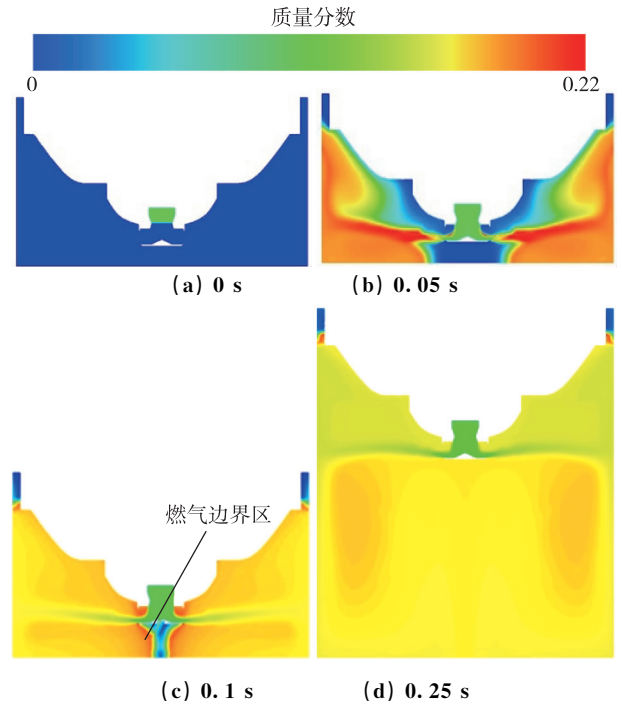


图 4 CO_2 质量分数 (有二次燃烧)

Fig. 4 Mass fraction of CO_2 (with afterburning)

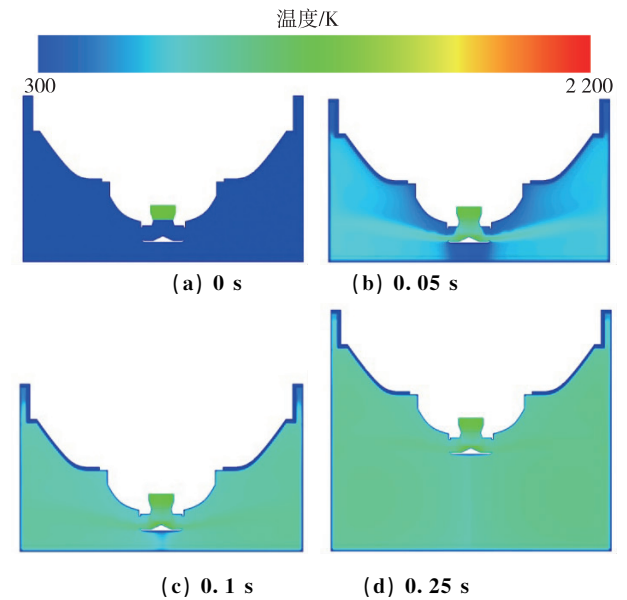
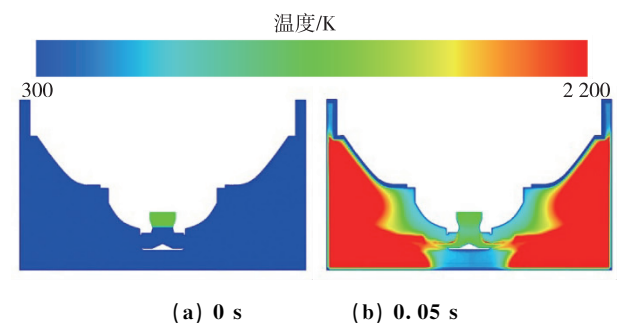


图 5 初容室温度 (无二次燃烧)

Fig. 5 Temperature of initial vessel (without afterburning)



(a) 0 s (b) 0.05 s

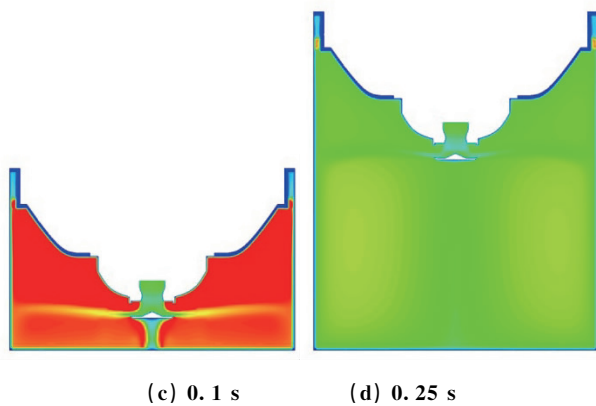


图6 初容室温度 (有二次燃烧)

Fig. 6 Temperature of initial vessel (with afterburning)

0.05 s时刻, 相比无二次燃烧工况, 有二次燃烧工况初容室整体温度提升1 000 K以上。随着整体弹射运动, 一方面 O_2 逐渐耗尽导致二次燃烧减弱; 另一方面弹射运动导致容积变大, 致使温度降低。因此, 有二次燃烧的初容室内温度逐渐降低, 并逐步趋近于无二次燃烧工况。

初容室属于封闭容腔, 因此初容室内温度升高使得压强随之增大。如图7、图8所示, 二次燃烧使得初容室压强显著增大。此外, 压力波传播速度远高于燃气流动速度, 因此除燃气射流内部, 初容室内压强基本呈均匀分布。

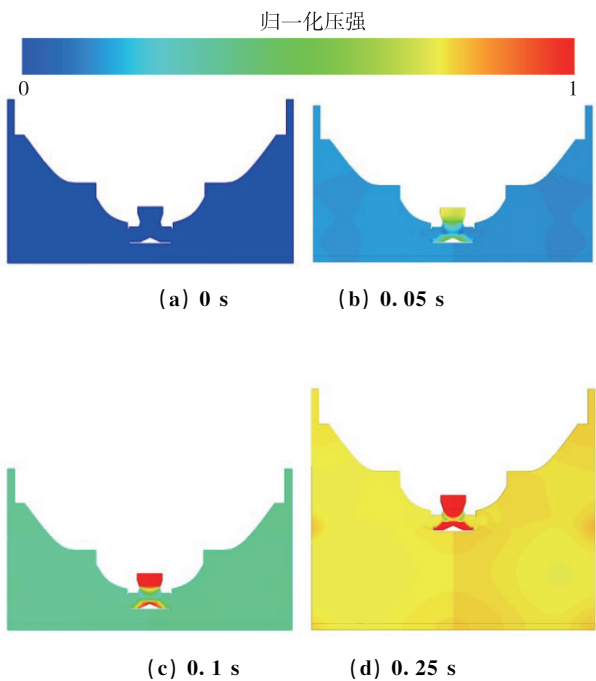


图7 初容室归一化压强 (无二次燃烧)

Fig. 7 Pressure of initial vessel (without afterburning)

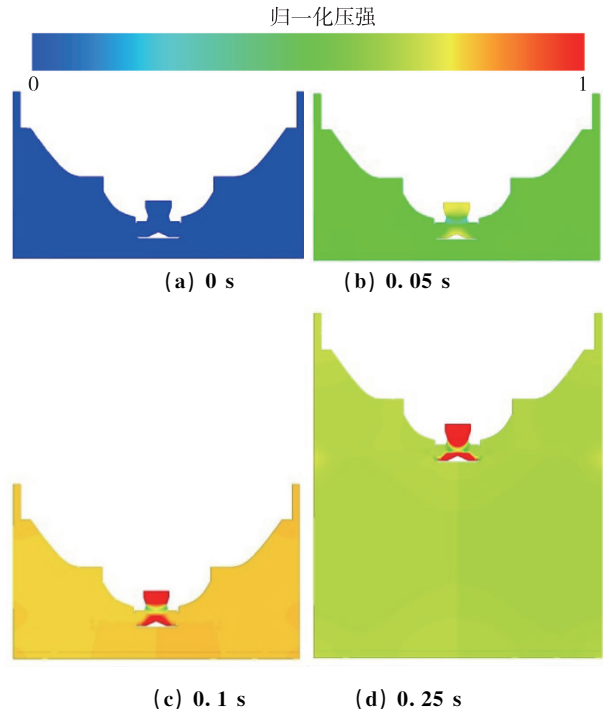


图8 初容室归一化压强 (有二次燃烧)

Fig. 8 Pressure of initial vessel (with afterburning)

4.2 弹射内弹道特性

二次燃烧对初容室流场参数的改变进而影响弹射内弹道特性。对比了有无二次燃烧初容室平均压强随时间的变化, 如图9所示, 二次燃烧使得初容室第一个峰值提前约0.13 s, 增大约4%。此外, 二次燃烧导致0.18 s前初容室压强较大, 使得弹射启动时刻提前约0.029 s, 进而导致初容室容积增大, 速率加快。约0.1 s后初容室内 O_2 逐渐耗尽, 无法继续通过放热维持高压, 使得有二次燃烧工况下初容室压强快速下降。最终使得第二个峰值小于无二次燃烧工况。

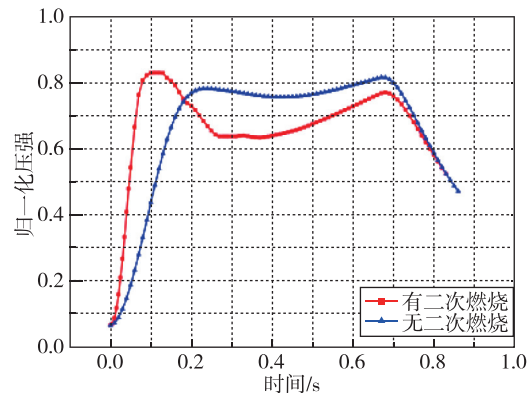


图9 初容室压强对比

Fig. 9 Comparison of pressures in initial vessel

为了进一步分析二次燃烧多弹射内弹道性能的影响,对弹射内弹道性能参数进行了对比,见表 3。在相同条件下,有二次燃烧比无二次燃烧出筒速度降低约 4.1%,出筒时间缩短约 3%,初容室最大压强升高约 1.2%。可见,在有限行程内,二次燃烧的存在缩短了弹射加速时间,降低了弹射能量利用率。

表 3 弹射内弹道性能对比

Tab. 3 Comparison of internal ballistic

	有二次燃烧	无二次燃烧
起动时刻/s	0.024	0.053
出筒速度/(m/s)	34.3	35.7
出筒时间/s	0.834	0.860
初容室最大归一化压强	0.83	0.82

5 结论

本文针对低温药柱自力弹射,结合有限速率化学反应,进行了流场仿真计算,分析了二次燃烧对初容室流场与弹射内弹道性能的影响,得出以下结论。

1) 燃气中包含的 CO 、 CH_4 等成分与初容室内 O_2 发生二次燃烧,生成 CO_2 并释放热量,使得初容室温度显著升高。

2) 对于自力弹射方式,二次燃烧使得初容室第一个压强峰提前,并使得压强峰值增大。

3) 二次燃烧缩短了弹射时间,在有限行程内降低了自力弹射能量利用率。

参考文献

[1] 周载学. 发射技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005.
 [2] 芮守祯, 邢玉明. 几种导弹弹射动力系统内弹道性能比较[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(6): 766-770.
 [3] 袁曾凤. 火箭导弹弹射内弹道学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1987.
 [4] Edquist C, Romine G. Canister gas dynamics of gas generator launched missiles[C]//Proceedings of the Proceedings of the 16th Joint Propulsion Conference, Hartford, CT, USA. Reston, Virginia: AIAA1980-1186, 1980.

[5] Edquist C T. Prediction of the launch pulse for gas-generator-launched missiles[J]. Journal of Propulsion and Power, 1990, 6(6): 705-712.
 [6] Black R, Reed D, Brundige W. MX transporter/launcher gas generators[C]//Proceedings of the Proceedings of the 15th Joint Propulsion Conference, Las Vegas, NV, USA. Reston, Virginia: AIAA1979-1323, 1979.
 [7] 谭大成, 苗佩云. 弹射器低压室二维内弹道模型及数值研究[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(4): 224-226.
 [8] Beckstead M W, Hightower J D. Surface temperature of deflagrating ammonium perchlorate crystals [J]. AIAA Journal, 1967, 5(10): 1785-1790.
 [9] Beckstead M W, Derr R L, Price C F. A model of composite solid-propellant combustion based on multiple flames[J]. AIAA Journal, 1970, 8(12): 2200-2207.
 [10] Kishore K, Pai Verneker V R, Radhakrishnan Nair M N. Condensed phase reactions in solid propellants[J]. AIAA Journal, 1975, 13(9): 1240-1242.
 [11] Kishore K, Pai Verneker V R, Chaturvedi B K, et al. Mechanistic studies on composite-solid propellants [J]. AIAA Journal, 1977, 15(1): 114-116.
 [12] Price E, Jeenu R, Chakravarthy S, et al. Solid propellant combustion-Surface disproportionation[C]//Proceedings of the Proceedings of the 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Las Vegas, NV, USA. Reston, Virginia: AIAA2000-3327, 2000.
 [13] Kubota N. Propellants and explosives [M]. Wiley-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, 2007.
 [14] Janna W S. Introduction to fluid mechanics[M]. Boca Raton: CRC Press, 2009.
 [15] Stewart J. Multivariable calculus [M]. Cengage Learning, 2011.
 [16] Haselbacher A, Blazek J. Accurate and efficient discretization of navier-stokes equations on mixed grids [J]. AIAA Journal, 2000, 38(11): 2094-2102.
 [17] Davidson L. A pressure correction method for unstructured meshes with arbitrary control volumes[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 1996, 22(4): 265-281.
 [18] Mathur S R, Murthy J Y. A pressure-based method for unstructured meshes[J]. Numerical Heat Transfer Part B-Fundamentals, 1997, 31(2): 195-215.

引用格式: 蒲鹏宇, 穆洪斌, 何定洲, 等. 二次燃烧对自力弹射内弹道影响分析[J]. 宇航总体技术, 2024, 8(2): 1-5.

Citation: Pu P Y, Mu H B, He D Z, et al. The impact of afterburning on internal ballistic of self-ejection [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2024, 8(2): 1-5.