

# 固体火箭发动机内铝颗粒燃烧特性分析

周 闯\*, 秦文瑾#

上海理工大学机械工程学院, 上海

收稿日期: 2025年3月11日; 录用日期: 2025年4月4日; 发布日期: 2025年4月15日

## 摘 要

火箭发动机的推进系统对于高能量释放的燃料有着极高的需求。由于金属颗粒可以在燃烧过程中释放大  
量热能, 因此其在固体火箭推进剂中被广泛应用。铝颗粒群燃烧过程中的颗粒粒径分布, 颗粒温度分布,  
颗粒与气相间速度差, 对火箭推进剂的燃烧效率影响很大。本文基于CFD软件, 建立了铝颗粒燃烧的数  
值模拟模型, 针对铝颗粒群燃烧过程中的温度分布、速度差及粒径分布进行了分析。研究表明, 燃烧初  
期温度较低, 分布均匀, 中期局部高温区域增多, 后期温度下降并趋于不均匀; 速度差在燃烧中期最大,  
受燃烧释放的热量和气体流动影响; 颗粒粒径随燃烧过程逐渐减小, 残渣主要以微米级颗粒形式存在。

## 关键词

铝颗粒燃烧, 欧拉-拉格朗日, 数值模拟, 粒径分布

# Analysis of Combustion Characteristics of Aluminum Particles in Solid Rocket Motors

Chuang Zhou\*, Wenjin Qin#

School of Mechanical Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai

Received: Mar. 11<sup>th</sup>, 2025; accepted: Apr. 4<sup>th</sup>, 2025; published: Apr. 15<sup>th</sup>, 2025

## Abstract

The propulsion system of rocket engines has a high demand for high-energy released fuel. Due to the ability of metal particles to release a large amount of thermal energy during combustion, they are widely used in solid rocket propellants. The particle size distribution, temperature distribution, and velocity difference between particles and gas during the combustion process of aluminum particle clusters have a significant impact on the combustion efficiency of rocket propellants. This

\*第一作者。

#通讯作者。

文章引用: 周闯, 秦文瑾. 固体火箭发动机内铝颗粒燃烧特性分析[J]. 建模与仿真, 2025, 14(4): 296-305.  
DOI: 10.12677/mos.2025.144287

article is based on CFD software to establish a numerical simulation model of aluminum particle combustion, and analyzes the temperature distribution, velocity difference, and particle size distribution during the combustion process of aluminum particle clusters. Research has shown that in the early stages of combustion, the temperature is relatively low and evenly distributed. In the middle stages, there are more localized high-temperature areas, and in the later stages, the temperature decreases and tends to be uneven; the speed difference is maximum during the middle stage of combustion, influenced by the heat released by combustion and gas flow; the particle size gradually decreases during the combustion process, and the residue mainly exists in the form of micrometer sized particles.

## Keywords

Aluminum Particle Combustion, Euler-Lagrange, Numerical Simulation, Particle Size Distribution

Copyright © 2025 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

## 1. 引言

近年来, 固体火箭发动机的研究主要集中在以下几个方面: 1) 研究人员通过改进推进剂的成分, 以提高推力、降低燃烧温度、增强稳定性。Lee 等人研究了不同聚合物基推进剂的燃烧特性, 提出的基于铝粉和氯酸钠的混合推进剂, 显著提高了燃烧效率, 同时降低了催化温度[1]。2) 为了提高发动机的效率与安全性, 研究者们致力于优化发动机的结构设计 with 选择耐高温、耐腐蚀的材料。Zhao 等人提出了一种新型复合材料, 可以有效减少燃烧室内的温度波动, 延长发动机的使用寿命[2]。3) 由于固体火箭发动机在工作过程中会产生大量的热量, 因此热管理成为研究的关键领域之一。Smith 等人通过数值模拟与实验研究了不同喷管设计对排气温度和发动机推力的影响, 提出的优化喷管设计和耐高温材料应用, 在提高发动机热稳定性的同时, 使得固体火箭发动机更加适应极端工作条件[3]。4) 目前的研究还关注固体火箭发动机的环境影响, 特别是在燃烧过程中产生的污染物对大气的影响。Johnson 等人探讨了不同类型固体推进剂的排放特性, 提出了更加环保的推进剂替代方案[4]。

火箭发动机的推进系统对于高能量释放的燃料有着极高的需求。由于金属颗粒可以在燃烧过程中释放大热量, 因此其在固体火箭推进剂中被广泛应用。不同金属的燃烧性能差异显著, 如铝(Al)、镁、钛等, 它们在高温高压条件下具有不同的氧化反应特性。与镁、钛、硼等金属相比, Al 具备密度高, 燃烧热值大等优势。且 Al 的储量丰富, 是地壳中含量最多的金属元素。通常固体推进剂中加入的 Al 元素约占总质量的 20%, Al 颗粒的粒径一般都是微米级, 多处于 20 至 30  $\mu\text{m}$  之间。

固体推进剂在燃烧的过程中, Al 颗粒在推进剂的燃面处受热并熔化。同时伴随发生相邻颗粒间的团聚现象, 使得颗粒粒径由原来的几十微米增长到几百微米不等[5]。熔化后的 Al 液滴在燃气的带动下进入气相环境。Al 液滴在气相环境中会经历蒸发、燃烧、冷凝等多种化学物理变化。和液体碳氢燃料燃烧不同, 金属 Al 颗粒在燃烧过程中, 存在着凝相产物的沉积现象。燃烧产物氧化铝( $\text{Al}_2\text{O}_3$ )会凝结附着在液体 Al 液滴表面, 并放出大量的冷凝热影响原有 Al 液滴的蒸发。

在固体火箭推进剂中, 铝颗粒群的燃烧温度对火箭推进剂的燃烧效率影响很大。在铝颗粒燃烧过程中, 颗粒表面温度可达到 3000~3500 K [6]。温度场随颗粒燃烧阶段变化, 初期升温迅速, 中后期温度相对稳定。不同燃烧环境下, 铝颗粒燃烧温度分布可通过实验测量(如光学测温)或数值模拟(如 CFD 方法)

获取[7]。燃烧过程中, 铝颗粒与气相的速度差(Slip Velocity)影响燃烧的火焰形态、气相反应速率。目前的研究发现: 颗粒与气相速度差主要由颗粒直径、气体动力学特性及环境湍流条件决定[8]。在高压条件下, 速度差通常较小, 而在低压环境或自由射流燃烧中, 颗粒与气相速度差较大。通过 PIV (粒子图像测速)等实验技术可以测量速度分布, 并结合 LES (大涡模拟)等方法优化预测模型[9]。燃烧过程中, 铝颗粒的粒径变化主要受蒸发、氧化及凝聚作用影响。研究表明: 燃烧初期, 铝颗粒快速升温, 部分熔化并发生表面蒸发, 导致粒径减小。颗粒燃烧后期, 部分氧化铝凝聚形成更大粒径的产物, 如空心球结构[10]。Brzustowski 在 20 世纪 60 年代率先研究了铝颗粒在蒸汽相中的燃烧行为, 发现当铝的沸点低于其氧化物沸点时, 铝颗粒可在其蒸汽相中稳定燃烧[11]。近些年, Zou 等人对铝颗粒云的燃烧特性进行了深入研究, 综述了铝颗粒云燃烧的实验、理论和数值模拟研究进展, 探讨了铝颗粒云燃烧过程中的关键影响因素[12]。铝颗粒燃烧涉及复杂的化学反应和传热传质过程, 数值模拟需要高计算成本, 且模型参数的准确性直接影响模拟结果的可靠性[13]。

铝颗粒燃烧领域的研究取得了显著进展, 主要集中在铝颗粒的点火与燃烧特性、铝颗粒云的燃烧行为以及相关实验与理论研究方法等方面。关于氧化帽的研究内容, 目前研究的重点在于颗粒燃烧温度的非均匀性, 颗粒燃烧过程中颗粒与气相的速度差的形成原因, 颗粒粒径分布的规律性。对于颗粒群燃烧过程中不同时刻的特性变化研究较少。本文使用 CFD 软件, 搭建铝颗粒燃烧模型, 分析颗粒群在不同燃烧时刻的燃烧特性, 为优化燃烧过程提供数据支持; 有助于改进推进剂的颗粒设计、燃烧室结构及喷管优化, 提高火箭发动机的稳定性和寿命; 为推进系统的优化提供指导, 减少燃烧室温度不均导致的推力波动, 增强火箭飞行的稳定性和安全性。

## 2. 研究方法

该研究主要分析铝颗粒群燃烧温度分布, 速度差分布(气相与颗粒相速度差)与颗粒粒径分布。主要使用经过验证的基于 CFD 软件的铝颗粒燃烧模型。

### 2.1. 真实火箭推进剂环境模拟

P241 固体火箭推进器是 Ariane 5 运载火箭使用的固体火箭推进器, 以下是其详细介绍: 推进器高度: 约 31 米。直径: 3 米。空重: 37 吨。推进剂质量: 约 238 吨。总推力: 约 1100 吨, 能提供 Ariane 5 火箭升空时总推力的 92%。工作时间: 约 132 秒。比冲: 262 秒。喷管: 位于推进器底部, 长 3.8 米, 外径 3.1 米, 可通过喷嘴驱动单元绕其轴线旋转高达 7.3°, 以改变推力方向, 实现飞行控制。推进剂: 主要由 68% 的高氯酸铵(氧化剂)、18% 的铝粉(燃料)和 14% 的聚丁二烯(粘结剂)组成。本文铝颗粒燃烧模拟将在 68% 的高氯酸铵与 14% 的聚丁二烯环境下进行。本文依据使用 NASA 的化学平衡热力学程序 CEA [14], 对固体推进剂燃烧生成的气相环境进行计算, 得到气相环境中的各种参数, 包括物种组分、压力、温度等, 计算结果见表 1。

**Table 1.** CEA calculation data  
**表 1.** CEA 计算数据

数据名称	数值
压强/MPa	2.4
CO <sub>2</sub> 摩尔分数	0.1
H <sub>2</sub> O 摩尔分数	0.04
温度/K	1532

## 2.2. 铝颗粒燃烧数值方法

燃烧环境中的 Al 颗粒会经历表面氧化、融化、蒸发、氧化物冷凝等过程, CFD 软件中的离散相模型 (DPM) 用来追踪铝颗粒的运动、蒸发与燃烧, 并采用涡耗散模型 (EDM) 计算燃烧反应速率。湍流采用雷诺平均 Navier-Stokes (RANS) 方程进行封闭, 燃烧化学反应则使用有限速率模型 (Finite-Rate Chemistry) 求解。

离散相模型 (DPM, Discrete Phase Model) 用于模拟颗粒、液滴或气泡在连续流体中的运动、蒸发和反应, 适用于固气、液气多相流问题。该模型假设连续相 (气体) 采用欧拉 (Eulerian) 方法求解, 而离散相 (颗粒) 采用拉格朗日 (Lagrangian) 方法跟踪, 即对单个颗粒进行轨迹计算。涡耗散模型 (EDM, Eddy-Dissipation Model) 用于计算燃烧过程中化学反应速率, 基于湍流混合特性, 适用于燃烧过程受湍流控制的情况。燃烧速率主要由湍流混合决定, 化学动力学影响较小, 因此反应速率计算主要依赖湍流特性。雷诺平均 Navier-Stokes (RANS, Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 用于模拟湍流流动, 通过求解时间平均的 Navier-Stokes 方程来描述湍流特性, 主要借鉴[15]。

在本模型中, Al 颗粒的温度方程表示为:

$$m_p c_{p,p} \frac{dT_p}{dt} = \dot{Q}_{p,inter} + \dot{Q}_{p,evap} + \dot{Q}_{p,cond} + \dot{Q}_{p,rxn} \quad (1)$$

式中:  $m_p$  表示颗粒质量,  $c_{p,p}$  表示 Al 颗粒比热容,  $T_p$  表示颗粒温度,  $\dot{Q}_{p,inter}$ ,  $\dot{Q}_{p,evap}$ ,  $\dot{Q}_{p,cond}$ ,  $\dot{Q}_{p,rxn}$  分别表示相间传热, 蒸发吸热,  $\text{Al}_2\text{O}_3$  冷凝放热, Al 表面氧化反应放热的能量源项, 四者分别可以表示为:

$$\dot{Q}_{p,inter} = \pi \rho_c k_c d_p Nu (T_c - T_p) \quad (2)$$

$$\dot{Q}_{p,evap} = \dot{m}_{p,evap} h_{p,evap} \quad (3)$$

$$\dot{Q}_{p,cond} = \dot{m}_{p,cond} h_{p,cond} \quad (4)$$

$$\dot{Q}_{p,rxn} = -\Delta H_{rxn} \dot{m}_{p,reactant} \quad (5)$$

式中:  $k_c$  是气相的导热系数,  $Nu$  是颗粒的 Nusselt 数,  $T_c$  为环境温度,  $T_p$  为颗粒温度,  $\dot{m}_{p,evap}$  和  $\dot{m}_{p,cond}$  分别为 Al 颗粒蒸发质量源项和  $\text{Al}_2\text{O}_3$  冷凝质量源项,  $h_{p,evap}$  和  $h_{p,cond}$  分别为 Al 和  $\text{Al}_2\text{O}_3$  的蒸发潜热,  $\Delta H_{rxn}$  为表面氧化的摩尔生成热量,  $\dot{m}_{p,reactant}$  为反应物质质量。

在铝颗粒融化阶段, 本文主要借鉴[16]中的工作, 考虑了 Al 颗粒表面  $\text{Al}_2\text{O}_3$  壳的破裂现象。在铝颗粒蒸发阶段, 本文主要借鉴[17]中的工作, 使用斯伯丁模型计算蒸发量, 同时考虑了 Al 液滴的沸点会随着周围气相环境的压力变化而变化的现象[18]。

在铝蒸气冷凝阶段, 本文考虑了氧化帽模型[19], 由于  $\text{Al}_2\text{O}_3$  与 Al 密度不同, 在表面张力和外界气流剪切力的作用下, 沉积的  $\text{Al}_2\text{O}_3$  会迁移到 Al 液滴一侧形成一个凸起的帽状结构——氧化帽。颗粒与液滴在运动期间会产生破碎与碰撞现象, 处理方法主要参考[20]。

## 3. 铝颗粒群燃烧特性分析

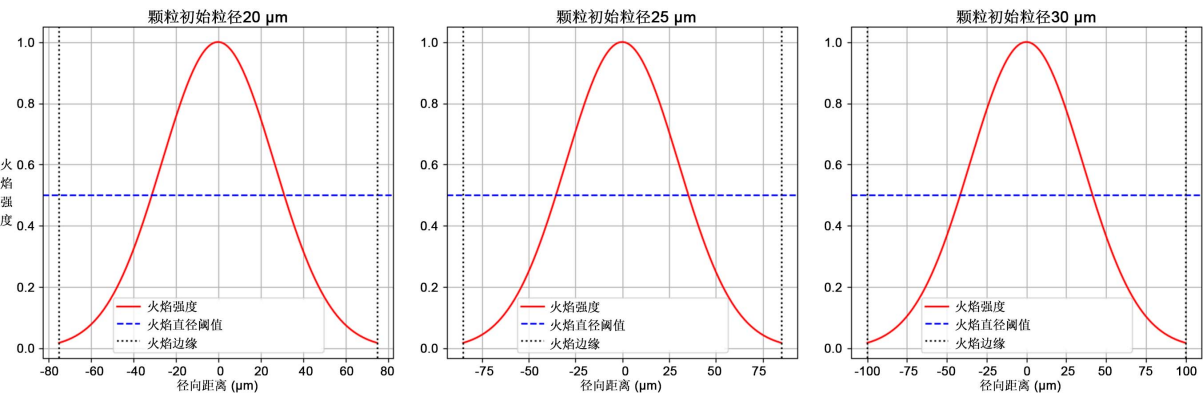
### 3.1. 铝颗粒燃烧模拟的实验验证

为了验证数值模拟的准确性, 将使用本文模型计算得到的铝颗粒燃烧火焰结构与相关实验的火焰数据进行对比验证。本文选取了三项已有研究的实验数据进行对比, 相关实验参数如下表 2 所示。

本文模拟参数如下: 颗粒初始直径分别为 20, 25, 30  $\mu\text{m}$ , 环境初始温度: 2500 K, 氧化剂:  $\text{CO}_2/\text{O}_2$  混合物, 质量浓度分别为 0.12 与 0.24, 采用四面体非结构网格, 最小尺度为 0.1  $\mu\text{m}$ 。模拟得到的单颗粒燃烧火焰直径示意图如下。

**Table 2.** Experimental parameters  
**表 2.** 实验参数

实验研究	颗粒初始直径( $\mu\text{m}$ )	环境初始温度(K)	火焰直径( $\mu\text{m}$ )	燃烧时间( $\mu\text{s}$ )	初始氧化剂
[21]	10~30	2500~3300	80~200	20~50	$\text{O}_2$
[22]	5~50	2200~3400	100~300	15~80	$\text{O}_2/\text{CO}_2$
[23]	20~60	2400~3400	150~350	30~90	$\text{O}_2$

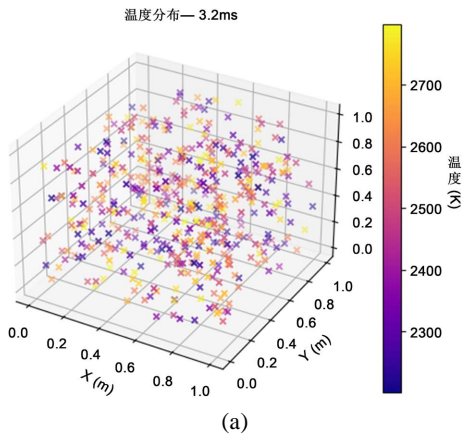


**Figure 1.** Schematic diagram of combustion flame diameter  
**图 1.** 燃烧火焰直径示意图

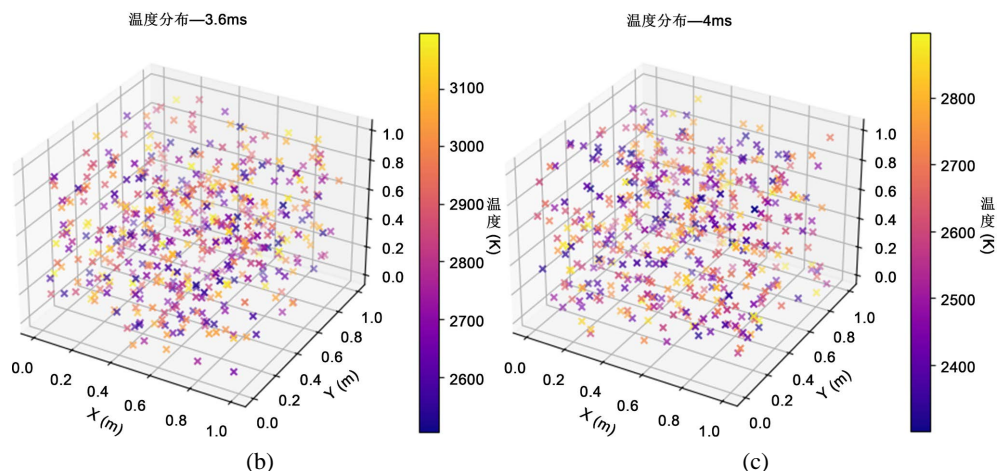
如图 1 所示, 图中红实线为该火焰的火焰强度[24], 这是一种将火焰温度、发光度、反应速率进行归一化处理的综合值。蓝色虚线为火焰直径阈值: 选取火焰强度降至 50%作为其值[25]。火焰边缘是燃烧反应区域与未燃区域的分界面, 火焰直径主要通过火焰边缘得到。从图中可以很明显的看到三种不同颗粒的燃烧火焰直径分别为 150, 170, 200  $\mu\text{m}$ 。与所选取的对比实验中的数据相吻合, 证明了本文铝颗粒燃烧模型的模拟准确性。

**3.2. 铝颗粒群燃烧温度分析**

本文依据表 1 计算结果进行铝颗粒群燃烧模拟, 选择的初始平均粒径为经过实验验证的 25  $\mu\text{m}$ , 颗粒群初始分布选择高斯正态分布[19]。初始氧化剂与环境压力, 温度等如表 1 所示。在燃烧过程中选取三个燃烧时刻进行燃烧特性展示(主要为燃烧初始、中期、后期时刻)。模拟的不同时刻的温度分布结果如下所示:







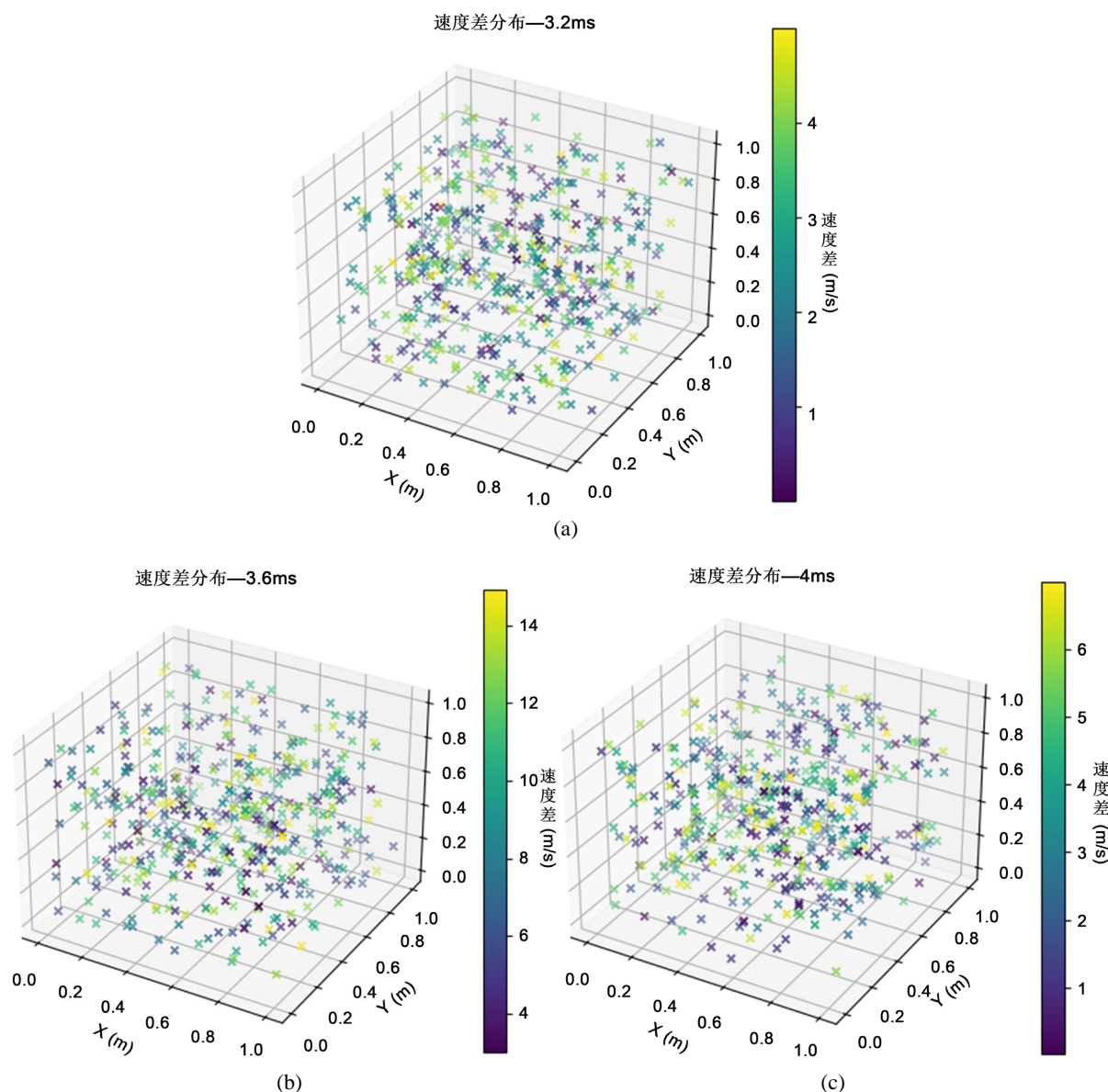
**Figure 2.** Cloud map of aluminum particle distribution in the combustion chamber at different times  
**图 2.** 不同时刻的燃烧室内铝颗粒分布云图

图 2(a)~(c) 分别代表颗粒燃烧的不同时刻, 在此燃烧模拟中, 铝液滴 3 ms 时刻开始蒸发燃烧(铝蒸气发生气相化学反应), 4.1 ms 燃烧结束(气相铝质量不再发生变化)。图中可以看出, 燃烧初期, 颗粒群整体温度较低, 温度分布较为均匀, 颗粒温度范围: 2200 K~2800 K。主要因为此时燃烧尚未完全展开, 燃烧室内温度差距较小, 大量铝颗粒仍处于加热阶段, 未达到沸点, 由于铝颗粒表面存在氧化膜, 燃烧点火受到一定抑制。氧化膜的去除主要依赖于: 温度升高导致氧化膜破裂: 随着颗粒温度上升, 表面氧化膜因热应力破裂, 暴露出纯铝核。氧化还原反应启动: 该反应放热显著, 但由于初期温度低, 反应速率较慢。燃烧中期温度升高, 多块局部高温区形成, 颗粒温度范围: 2500 K~3200 K, 燃烧室内温度差距增大。主要因为颗粒开始剧烈燃烧, 放热速率增加。燃烧反应加快, Al 氧化释放大量热量, 铝颗粒升温至熔点(约 933 K), 液态铝开始在表面扩散, 其燃烧主要通过气相扩散控制, 受 Fick 定律约束, 颗粒燃烧放热后, 燃气迅速膨胀, 湍流增强, 使对流换热系数增大, 从而加快颗粒的升温过程。燃烧后期温度下降, 局部高温区数量减少, 颗粒温度范围: 2300 K~2900 K, 温度分布不均, 部分颗粒温度降低。主要因为大颗粒燃烧殆尽, 热释放减少。颗粒逐渐燃尽, 未燃尽的小颗粒温度仍较高, 燃烧释放的热量减少, 气体膨胀效应减弱, 湍流减弱, 使对流换热系数下降, 随着火焰区域缩小, 整体辐射热通量减少, 颗粒温度下降至 2300 K~2900 K。铝颗粒燃烧的温度变化会对固体推进剂产生一定的影响, 温度过低可能导致推进剂燃烧不充分, 推力下降; 过高则可能加速燃烧室损耗。温度不均匀可能导致推力波动, 影响飞行稳定性。对于不同阶段铝颗粒群燃烧温度的精确把控对固体火箭推进剂而言至关重要。

### 3.3. 铝颗粒群燃烧速度差分析

模拟计算设置与上文一致, 得到的不同时刻的颗粒相与气相速度差如下图所示, 值得注意的是速度差表示为颗粒速度与气相速度的差的绝对值。

如图 3(a)~(c) 分别代表颗粒燃烧的不同时刻的颗粒与气相速度差分布图, 燃烧初期气相与颗粒相速度差较小, 颗粒受气流拖拽, 速度差范围: 0~5 m/s, 颗粒速度与气相速度接近。主要因为颗粒仍处于加热和加速阶段, 与周围气相速度相差不大。燃烧尚未完全展开, 气相温度低(约 2200 K~2800 K), 燃烧气体的热膨胀效应较弱, 湍流未形成, 因此气相流动较平稳, 颗粒与气相的相对速度较小, 铝颗粒表面的氧化膜仍未完全破裂, 导致铝蒸气释放较少, 氧化反应缓慢, 燃烧放热不足, 无法显著影响气相流动。燃烧中期速度差增大, 颗粒运动受影响, 速度差范围: 3~15 m/s, 颗粒速度变化较大, 速度差梯度明显。

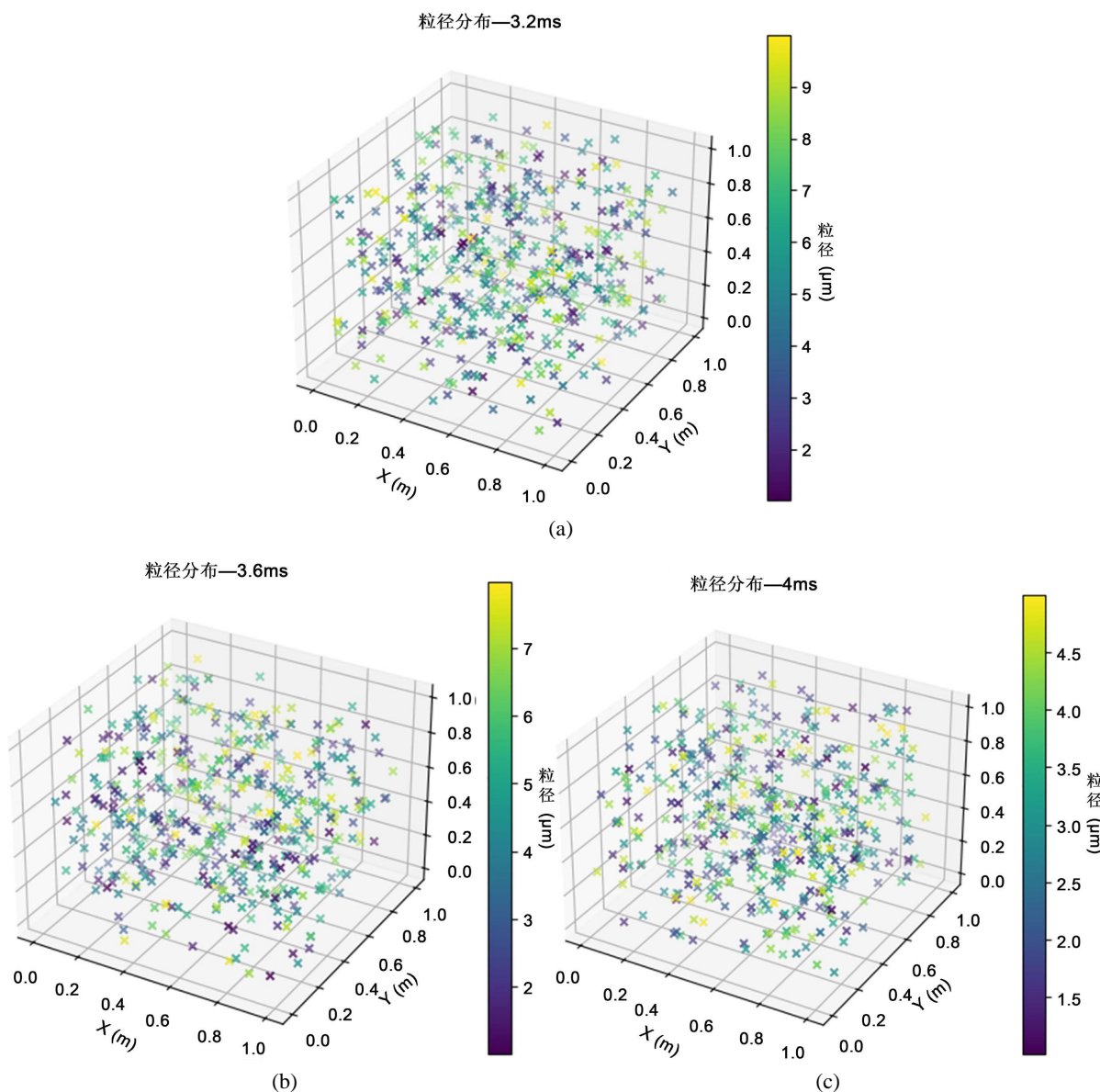


**Figure 3.** Cloud map of the velocity difference between particles and gas in the combustion chamber at different times  
**图 3.** 不同时刻燃烧室内颗粒与气相速度差分布云图

主要原因为颗粒氧化过程中受燃烧中气体的膨胀效应影响, 速度差增大; 铝蒸气燃烧, 燃烧产物, 以气相微粒形式存在, 并伴随热膨胀现象, 气体密度降低, 加速气相流动, 使气相速度提高。湍流和热膨胀增强颗粒运动的非均匀性。燃烧后期速度差降低, 颗粒趋于稳定, 速度差范围: 0~7 m/s, 颗粒速度减少, 但仍保持一定差异。主要原因为颗粒燃烧减弱, 气相加速度降低。颗粒受阻力影响逐渐趋于稳定, 速度差缩小。在固体火箭发动机内, 颗粒与气相速度差过大会导致火箭推进剂燃烧不均匀, 如果颗粒在燃烧室中滞留时间不足, 则可能导致不完全燃烧, 影响推力稳定性。高速颗粒与低速气相可能在喷管处形成复杂流动, 影响喷射效率。同时颗粒碰撞与破碎现象与颗粒与气相速度差之间的关系非常紧密, 速度差直接影响着颗粒碰撞的概率, 同时速度差影响着颗粒碰撞后发生聚合与破碎的概率[20]。因此精确把控不同燃烧时刻的颗粒与气相速度差对火箭推进剂的燃烧与铝颗粒本身的运动有着极其重要的意义。

### 3.4. 铝颗粒群燃烧粒径分布分析

模拟计算设置与上文一致, 得到的不同时刻的颗粒粒径分布如下图 4 所示:



**Figure 4.** Cloud map of particle size distribution in the combustion chamber at different times

**图 4.** 不同时刻燃烧室内颗粒粒径分布云图

如图 4 所示, 燃烧初期粒径分布较均匀, 颗粒较大, 颗粒粒径范围:  $1\sim 10\mu\text{m}$ , 粒径分布均匀, 未发现明显收缩现象。主要原因为颗粒尚未充分燃烧, 尺寸保持完整。受热升温阶段, 尚未发生大规模氧化反应。燃烧中期大颗粒减少, 小颗粒增多, 颗粒粒径范围:  $1\sim 8\mu\text{m}$ , 颗粒粒径分布范围变窄, 大颗粒被消耗, 小颗粒增多。主要原因为铝颗粒燃烧消耗部分质量, 粒径缩小, 氧化膜在高温下由于热应力和气相冲刷作用发生破裂, 裸露的液态铝与氧气直接接触, 进一步加速氧化反应, 导致燃烧放热增加, 铝颗粒表面温度迅速升高, 使蒸发速率增加, 导致颗粒尺寸逐渐缩小。燃烧后期大颗粒几乎消失, 小颗粒占



主导, 颗粒粒径范围:  $1\sim5\ \mu\text{m}$ , 颗粒尺寸显著缩小, 主要为燃烧残余物。主要因为大部分颗粒已经燃尽, 仅剩小颗粒或燃烧残渣。燃烧反应基本完成, 未燃尽颗粒主要为细小颗粒。在火箭发动机中, 燃烧后的较大颗粒可能会残留在燃烧室或喷管内, 影响发动机寿命。小颗粒易被气流带出, 提高燃烧效率, 但可能影响发动机尾流特性。颗粒分布影响燃烧室寿命, 若燃烧残渣在燃烧室壁面沉积, 可能造成局部过热, 影响材料耐久性。精确把控不同时刻的颗粒群粒径分布对固体火箭发动机而言至关重要。

#### 4. 结论

本研究基于 CFD 数值模拟方法, 构建了铝颗粒燃烧模型, 并分析了颗粒群在燃烧过程中的温度分布、速度差分布以及粒径分布变化。研究得出以下主要结论:

铝颗粒燃烧的温度分布随时间变化显著。燃烧初期, 颗粒群整体温度较低, 温度均匀, 主要由于大部分颗粒仍处于加热阶段, 尚未发生剧烈燃烧反应。燃烧中期, 温度迅速上升, 局部高温区域增多, 颗粒燃烧释放大热量, 导致燃烧室内温度差距增大。燃烧后期, 燃烧趋于稳定, 高温区减少, 温度逐渐降低, 部分未燃尽颗粒温度仍较高。颗粒温度分布的非均匀性对推进剂燃烧效率和推力稳定性产生影响, 优化燃烧条件可有效改善这一问题。

颗粒与气相的速度差在不同燃烧阶段表现出不同的变化规律。燃烧初期, 颗粒受环境气流拖拽, 速度差较小; 燃烧中期, 燃烧释放的热量导致气相膨胀加速, 使速度差达到最大, 颗粒运动轨迹发生变化, 影响火焰形态和燃烧效率。燃烧后期, 随着燃烧趋于结束, 颗粒速度逐渐趋于稳定, 速度差减小。速度差的变化对颗粒燃烧反应速率、颗粒碰撞破碎以及燃烧效率有重要影响, 合理控制燃烧室内流动场可优化燃烧过程。

颗粒燃烧过程中, 粒径逐渐减小, 燃烧残渣主要以微米级颗粒的形式存在。燃烧初期, 颗粒粒径分布均匀, 主要受热升温, 尚未发生显著变化。燃烧中期, 大颗粒快速氧化, 形成细小颗粒, 粒径分布范围缩小。燃烧后期, 大部分颗粒燃尽, 残留颗粒尺寸较小。颗粒粒径的变化不仅影响燃烧效率, 还会对火箭尾流特性、喷管积碳及发动机寿命产生影响。通过优化颗粒初始粒径分布和燃烧环境参数, 可提高铝颗粒燃烧的充分性和稳定性。

本研究未详细考虑铝颗粒表面的氧化膜对燃烧过程的影响。氧化膜可能影响颗粒的点火特性、燃烧速率和燃烧产物的形态。未来研究可进一步优化氧化膜破裂与再生过程的建模, 以提高模拟的精确度。目前的研究主要针对特定的推进剂和燃烧条件, 尚未考虑不同燃烧环境(如氧化剂成分变化、高低压环境、不同粒径分布等)对燃烧特性的影响。未来可在不同工况下开展更系统的模拟与实验研究, 以建立更加通用的铝颗粒燃烧模型, 为不同类型的固体火箭推进系统提供优化参考。

#### 参考文献

- [1] Lee, J., Kim, S. and Park, H. (2018) Development of New Composite Propellant Formulations for Solid Rocket Motors. *Journal of Propulsion and Power*, **34**, 279-286.
- [2] Zhao, Y., Li, X. and Zhang, W. (2020) Numerical Simulation and Experimental Investigation of the Combustion Characteristics in Solid Rocket Motors. *AIAA Journal*, **58**, 876-890.
- [3] Smith, R., Walker, T. and Davis, M. (2019) Thermal and Structural Analysis of Solid Rocket Motor Nozzles under Extreme Conditions. *Journal of Spacecraft and Rockets*, **56**, 550-563.
- [4] Johnson, M. and Hsu, L. (2021) Environmental Impact of Solid Rocket Propellants: Emission and Green Propellant Alternatives. *Environmental Science & Technology*, **55**, 6342-6350.
- [5] Babuk, V., Dolotkazin, I., Gamsov, A., Glebov, A., DeLuca, L.T. and Galfetti, L. (2009) Nanoaluminum as a Solid Propellant Fuel. *Journal of Propulsion and Power*, **25**, 482-489. <https://doi.org/10.2514/1.36841>
- [6] Chen, X. (2019) Particle Velocity Slip in Turbulent Aluminum Combustion. *Combustion and Flame*, **200**, 123-135.
- [7] Liu, Y. (2018) Size Evolution of Aluminum Particles during Combustion. *Journal of Propulsion and Power*, **34**, 678-689.

- 
- [8] Smith, J. (2020) Effects of Slip Velocity on Flame Propagation in Metalized Propellants. *AIAA Journal*, **58**, 2345-2356.
  - [9] Wang, H. (2019) Numerical Simulation of Aluminum Particle Combustion Temperature Field. *Computational Combustion*, **45**, 189-204.
  - [10] Zhou, T. (2022) Experimental Measurement of Temperature Distribution in Aluminum Particle Flames. *Experimental Thermal and Fluid Science*, **138**, Article ID: 110548.
  - [11] Brzustowski, T.A. and Glassman, I. (1964) Vapor-Phase Diffusion Flames in the Combustion of Magnesium and Aluminum: I. Analytical Developments. *Progress in Astronautics and Rocketry*, **15**, 75-115.  
<https://doi.org/10.1016/b978-1-4832-2730-6.50009-9>
  - [12] Zou, X.R. and Wang, N.F. (2021) Research Progress on Cloud Combustion of Aluminum Particles. *Journal of Propulsion Technology*, **42**, 2641-2651.
  - [13] Chu, Q., Chang, X. and Chen, D. (2022) A Physiochemical Model for the Combustion of Aluminum Nano-Agglomerates in High-Speed Flows. *Combustion and Flame*, **237**, Article ID: 111739.  
<https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2021.111739>
  - [14] McBride, B.J. (2002) NASA Glenn Coefficients for Calculating Thermodynamic Properties of Individual Species. National Aeronautics and Space Administration, John H. Glenn Research Center at Lewis Field.
  - [15] Marion, M. and Temam, R. (1998) Navier-Stokes Equations: Theory and Approximation. *Handbook of Numerical Analysis*, **6**, 503-689. [https://doi.org/10.1016/s1570-8659\(98\)80010-0](https://doi.org/10.1016/s1570-8659(98)80010-0)
  - [16] Zhou, Z., Li, W., Chen, B. and Wang, G. (2017) A 3rd-Order Polynomial Temperature Profile Model for the Heating and Evaporation of Moving Droplets. *Applied Thermal Engineering*, **110**, 162-170.  
<https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2016.08.160>
  - [17] Ecker, T., Karl, S. and Hannemann, K. (2017) Modeling of Aluminum Particle Combustion in Solid Rocket Combustion Chambers. *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Atlanta, 10-12 July 2017, 21-26.  
<https://doi.org/10.2514/6.2017-4781>
  - [18] Carl, B. (2009) The Pressure-Variations of Certain High Temperature Boiling-Points. *Magazine and Journal of Science*, **29**, 147-157.
  - [19] Liu, J., Chu, Q. and Chen, D. (2021) On Modeling the Combustion of a Single Micron-Sized Aluminum Particle with the Effect of Oxide Cap. *ACS Omega*, **6**, 34263-34275. <https://doi.org/10.1021/acsomega.1c03502>
  - [20] Qian, J. and Law, C.K. (1997) Regimes of Coalescence and Separation in Droplet Collision. *Journal of Fluid Mechanics*, **331**, 59-80. <https://doi.org/10.1017/s0022112096003722>
  - [21] Bucher, P., Yetter, R., Dryer, F., Vicenzi, E., Parr, T. and Hansonparr, D. (1999) Condensed-Phase Species Distributions about Al Particles Reacting in Various Oxidizers. *Combustion and Flame*, **117**, 351-361.  
[https://doi.org/10.1016/s0010-2180\(98\)00074-1](https://doi.org/10.1016/s0010-2180(98)00074-1)
  - [22] Mohan, S. and Dreizin, E. (2012) Aluminum Particle Ignition in Mixed Environments. *Journal of Propulsion and Power*, **15**, 637.
  - [23] Beckstead, M.W., Puduppakkam, K., Thakre, P. and Yang, V. (2007) Modeling of Combustion and Ignition of Solid-Propellant Ingredients. *Progress in Energy and Combustion Science*, **33**, 497-551.  
<https://doi.org/10.1016/j.pecs.2007.02.003>
  - [24] Wang, J., Chang, M., Zhang, M., Li, G., Chen, S. and Huang, Z. (2019) Flame Front Identification and Its Effect on Turbulent Premixed Flames Topology at High Pressure. *Experimental Thermal and Fluid Science*, **107**, 107-117.  
<https://doi.org/10.1016/j.expthermflusci.2019.05.016>
  - [25] Grote, R.F. and Hynes, J.T. (1980) The Stable States Picture of Chemical Reactions. II. Rate Constants for Condensed and Gas Phase Reaction Models. *The Journal of Chemical Physics*, **73**, 2715-2732. <https://doi.org/10.1063/1.440485>