的影响，采用涡耗散概念模型（EDC）和概率密度模型（PDF）对 HIFiRE2 直连式发动机模型进行了模拟，并与该发动机实际工作性能做了对比。从壁面压强结果来看，EDC 模型预测压强升高位置比较准确，但压强升高速度较快，明显高于实验结果，PDF 模型预测壁面压强分布与实验结果吻合更好。从流场结果来看，PDF 模型计算结果能更为准确的描述 HIFiRE2 流场现象。总的来看，在设定的计算条件下，两种湍流燃烧模型都能够准确的进行模拟，且与实验结果吻合较好，但 PDF 模型能更准确地预测 HIFiRE2 直连式发动机的燃烧过程。

编号：CSTAM2015-A35-B0046

化学动力学模型对超声速燃烧释热分布影响研究

刘冰，何国强，秦飞，曹东刚，黄志伟

（西北工业大学 燃烧、热结构与内流场重点实验室，西安 710072）

摘要 为了研究不同化学动力学模型对乙烯燃料超声速燃烧释热分布的影响，本文使用 DRG 方法和 CSP 方法对 GRI3.0 详细机理进行了简化，获得了一个 23 组分 50 步反应的乙烯框架机理，框架机理能够较为准确的描述燃烧过程，并且与常用的 3 步乙烯总包反应和 10 步乙烯总包反应进行了对比研究，同时基于开源计算软件 OpenFOAM 使用 50 步框架机理、3 步总包反应和 10 步总包反应对超声速燃烧进行了数值模拟。研究结果表明，三个化学动力学模型都能获得了较好的壁面压力曲线，但是总包反应无法描述燃烧中间产物，而框架机理可以准确的描述中间产物分布，并且框架机理能够较详细的描述超声速燃烧的释热分布。

编号：CSTAM2015-A35-B0048

气相斜爆轰波起爆区结构的数值研究

滕宏辉，王涛，姜宗林

（中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室，北京海淀区 100190）

摘要 气相爆轰波是一种超声速传播的燃烧波，能够利用激波压缩实现预混可燃气体的自点火以及迅速放热。以斜爆轰波为基础，研究者提出了斜爆轰冲压发动机和冲压加速器，可望在未来的高超声速推进系统中得到应用。然而，爆轰波起爆过程非常复杂，目前对斜爆轰波的起爆过程还缺乏深入的认识，制约了斜爆轰推进系统的发展。本研究采用无粘 Euler 方程和基元反应模型，对氢气空气混合气体中的斜爆轰进行了模拟，重点研究了高空飞行状态下，斜爆轰起爆区的结构特征。数值结果显示斜爆轰波是从斜激波光滑过渡而来的，同时在斜激波后方会形成一道爆燃波。这种光滑过渡区结构和目前主要研究的突变过渡区结构是不同的，其产生的主要原因在于高空飞行状态下来流密度小，导致放热量有限。为了给工程设计提供参考，对不同来流状态和楔面角度下的斜爆轰波进行了模拟，给出了起爆区长度的变化规律。

编号：CSTAM2015-A35-B0049

入口参数变化条件下超声速燃烧室流动与燃烧特性数值研究

程柳维[*,+]，仲峰泉[*,+]，张新宇[*,+]

*（中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室，北京，100190）

+（中国科学院高超声速科技中心，北京，100190）

摘要 本文采用雷诺平均方法及 SST k-ω 湍流模型结合 Westbrook 等人提出的乙烯三步反应模型，数值研究了入口参数变化条件下超声速燃烧室的流动与燃烧特性。燃烧室入口马赫数在 1s 内从 2.4 线性变化到 1.8，总温和总压分别保持 1650K 和 1MPa，用来模拟飞行过程中飞行器攻角发生突变时燃烧室入口的来流变化条件。研究结果表明，在燃烧室中心区域，马赫数降低使得气流速度降低、燃料停留时间增加，燃烧更为充分。而对于接近侧壁面的区域，高马赫数时燃烧室底面/侧面的角区流动分离更为显著，形成较大的涡结构，燃料能够更好地与空气混合，并进行更充分的燃烧。由此可见，燃烧室中心区与角区的流动与燃烧机制完全不同，导致马赫数变化在不同区域的影响规律不同。随着马赫数的降低，燃烧室整体的燃烧效率略有降低，从马赫数 2.4 的 65%降低到马赫数 1.8 的 59%。通过数值结果分析，这一变化主要是由于马赫数降低时，如果保持当量比不变，燃料流量将明显增大，因此燃料/空气混合效率有所下降。同时，释热率分布的结果显示：沿燃烧室轴向，释热主要集中在主喷注点和凹腔后缘之间。另外，壁面的高热流区域也因马赫数的降低而增大，这与燃烧特性的变化是对应的。本文初步揭示了变马赫数来流条件下，燃烧室的流动与燃烧特性变化规律，为超声速燃烧室的设计提供了参考。

编号：CSTAM2015-A35-B0050

超临界态煤油弯管内湍流流动与对流传热数值研究

张永江[1]，仲峰泉[1,2]邢云绯[1,2]，张新宇[1,2]

（1 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室，北京 100190）

（2 中国科学院力学研究所 中国科学院高超声速科技中心，北京 100190）

摘要 本文针对国产 RP-3 航空煤油在三维弯管内的湍流流动与对流传热特性进行了数值研究。湍流模拟采用 RNG k-ε 两方程模型以及针对壁面低雷诺数流动的 Wolfstein 一方程模型；并结合煤油的十组分物理替代模型以及广义对应状态法则，确定了航空煤油的热物性以及输运特性。本文对煤油入口温度为 360K、400K，流量为 3g/s 的两个弯管算例分别进行了研究，得到了弯管不同壁面的对流传热系数分布。计算结果显示，弯管内燃料受重力、离心力影响产生了复杂的二次流动，导致燃料的传热系数出现局部增大或减小的现象。相比于直管，弯管由于受离心力的影响显著，因此超临界态导致的传热恶化现象有所减弱。

编号：CSTAM2015-A35-B0051

激励频率对射流混合层主导频率影响的实验研究

闫继东[*,+]，顾洪斌[*,+]，张新宇[*,+]

?1994-2016 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

*（中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室，北京，100190）
+（中国科学院高超声速科技中心，北京，100190）
摘要 本文利用 Hartman-Sprenger(H-S）管，实验探究了激励频率在 10KHz 以下的射流主导频率的变化规律。H-S 管是一种通过通过改变自身几何参数改变激励频率的射流共振装置，包括腔体和共振管两部分。实验中，通过改变共振管长，产生不同频率的激励。研究表明，St=0.028 时，射流扩散程度比 St=0 时小；确存在某些频率下，可以抑制射流扩展。三个射流主频区，2-7KHz、15-20KHz、21.5-23KHz，在不同激励频率射流中，主频区发生扩展、移动、分散和聚集效应。主频区频率的变化同时显示了射流脉动能量的重新分配。

编号：CSTAM2015-A35-B0053

矩形通道内球形凹陷排布方式对流动换热影响的数值研究

曹杰+，谢凯利+，秦江*，鲍文+
+（ 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院，哈尔滨 150001 ）
*（ 哈尔滨工业大学基础交叉科学研究院，哈尔滨 150001 ）
摘要 本文以超燃冲压发动机再生冷却系统为对象，对超临界压力下小尺度矩形通道内的流动换热过程进行了三维数值模拟，在多组雷诺数下对比分析了单排布置和双排交叉布置了凹陷的冷却通道内的流动传热过程，采用综合换热性能参数对两种布置方式进行评价。结果表明在相同的排布密度下，相对于单排凹陷，双排凹陷能够起到更显著地传热强化作用：双排比单排布置传热性能提高约 28%，流动阻力系数下降约 27%，综合换热性能提升约 4%。

编号：CSTAM2015-A35-B0054

复合冷却方案及效果的数值研究

郑宽，秦江，章思龙，鲍文
(哈尔滨工业大学能源科学与工程学院，哈尔滨 150001)
摘要 在现有的燃料热沉下，随着飞行马赫数的进一步提高，壁面的热流量将大幅度上升，单一的再生冷却将很难满足超燃冲压发动机的热防护需求。而膜冷却作为一种高效的热防护措施，可以很好地降低壁面的热流量。为此本文提出了再生/气膜复合的冷却方案，其中气膜冷却的冷却剂为再生冷却后的燃油。利用数值模拟的手段研究了再生/气膜复合冷却的冷却效果，分析了冷却剂流量分配及冷却剂温度对冷却效果的影响。研究表明，再生/气膜可以提高燃料的冷却效果。

编号：CSTAM2015-A35-B0055

碳基材料烧蚀的双平台理论

国义军，代光月，桂业伟，童福林，邱波，刘骁
(中国空气动力研究与发展中心， 四川绵阳 621000)
摘要 针对高超声速飞行器所到达的表面温度和压力范围，就碳基材料在氧化速率控制区、过渡区、扩散控制区的烧蚀特性开展了深入研究。发现 CO_2 在烧蚀过程中扮演重要角色，是不能忽略的。无因次质量烧蚀率随温度变化的曲线应该存在两个平台，且都属于扩散控制区，而不是此前普遍认为的只有一个平台。本文从理论上阐明了双平台产生的机理，发现第一平台是由于生成 CO_2 将氧消耗完产生的，另一个平台是生成 CO 引起的。文献中所谓的“快反应”和“慢反应”之说反映问题是不全面的，它们只是我们给出的新模型的两种极端情况，用一个统一的模型就可以将它们连接起来，而且随着温度的升高，会从所谓的“快反应”经过第一平台自动过渡到“慢反应”。双平台理论澄清了此前的一些模糊认识和争议，并且得到了试验证实，为准确预估烧蚀量奠定了基础。

编号：CSTAM2015-A35-B0056

高超声速飞行器气动加热/结构传热耦合计算及特性研究

许鹏博*,+，钱战森*,+，向先宏*,+
*（中国航空工业空气动力研究院，辽宁沈阳 110034）
+（高速高雷诺数气动力航空科技重点实验室，辽宁沈阳 110034）
摘要 高 Ma 数飞行器气动加热、热防护和结构热载荷离不开对飞行器表面的气动热和固体内温度的准确预测，两者之间的耦合作用对此有着重要影响。流场部分需要求解了非定常 N-S 方程，时间离散采用双时间步隐式推进；固体部分求解了非稳态的热传导方程。通过流固交界面实现流场和固体温度场的紧耦合计算：流体从固体部分得到温度边界，固体从流体部分得到热流边界。本文用绕无限长圆环模型、双椭球模型及进气道模型验证了进行高 Ma 数飞行器气动加热与结构耦合传热数值模拟方法的有效性，研究结构温度随时间的变化规律和外表面温度和热流分布。

编号：CSTAM2015-A35-B0057

典型高超动目标辐射特性研究

戚均恺*，董士奎+，阮宁娟*，吴立民*，郑国宪*
*（ 北京空间机电研究所，北京海淀区， 100076）
+（ 哈尔滨工业大学，哈尔滨， 150000）
摘要 本文通过数字仿真手段对典型高超动目标（HTV-2，X-51A）不同工况下运动特性进行分析，以及在覆盖 0.2um-14um 谱段、不同工况下对目标及流场辐射特性以及对应的背景辐射特性进行分析，进行了目标飞行时本体温度、热防护烧蚀现象、热化学非平衡绕流场综合光辐射特性以及目标与背景辐射信号特性对比研究，为动目标探测方案研究和系统指标体系研究提供了重要的科学支撑。

编号：CSTAM2015-A35-B0058

乙烯多步反应机理对超声速燃烧过程的影响研究

管浩森，李国岫*，姜延欢，虞育松，孙作宇
*（北京交通大学机械与电子控制工程学院，北京 100044）
摘要 为了探究不同乙烯简化机理对超声速燃烧过程的影响，以弗吉尼亚大学的 E 型超燃冲压发动机为研究对象，分别采用单步、三步简化机理对燃烧室凹腔内的燃烧情况进行三维数值模拟研究。研究表明：单步机理在凹腔前缘处局部释热过大，形成热壅塞，以致明显偏离实验值，三步反应机理的压力分布曲线与实验室更接近。不同乙烯简化机理的燃烧组分及温度在凹腔部位的分布存在较大的

?1994-2016 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net