

Developments of Chemical Non-Equilibrium Effects in Numerical Simulation of Aerodynamic Heating in Hypersonic Flow

Yipu Zhao, Yumeng Hu, Haiming Huang

School of Civil Engineering, Beijing Jiaotong University, Beijing
Email: huanghaiming@tsinghua.org.cn

Received: Nov. 21st, 2018; accepted: Dec. 6th, 2018; published: Dec. 13th, 2018

Abstract

When the aircraft flies at hypersonic velocity, the intense compression of gas and the viscous block make the temperature rise sharply, which results in "thermal barrier" problem. The chemical non-equilibrium effect becomes one of the key issues in the research of hypersonic aerodynamics as the non-equilibrium effect in hypersonic flow has a great influence on the aerodynamic. Non-equilibrium effect and "real gas effect" are briefly introduced in this thesis. The developments chemical non-equilibrium effects in numerical simulation of aerodynamic heating were reviewed, including chemical non-equilibrium effect, "real gas effect", chemical reaction model, the first grid spacing. The shock wave standoff distance is numerically simulated by chemical non-equilibrium flow passing a sphere and the relationship between the shock wave standoff distance with Mach number is analyzed, this law needs to be verified by subsequent tests. Finally, it is pointed out that the effect of turbulence on chemical non-equilibrium effect and the effect of radiation on numerical simulation of aerodynamic heating are worthy of attention.

Keywords

Hypersonic, Aerodynamic Heating, Chemical Non-Equilibrium Flow, Grid Factor, Shock Wave Standoff Distance

高超声速气动热数值模拟中化学非平衡效应

赵一朴, 胡雨濛, 黄海明

北京交通大学, 工程力学研究所, 北京
Email: huanghaiming@tsinghua.org.cn

收稿日期: 2018年11月21日; 录用日期: 2018年12月6日; 发布日期: 2018年12月13日

摘要

当飞行器以高超声速飞行时,其前方的气体剧烈压缩和粘性阻滞引起热障问题。由于高超声速流中非平衡效应对气动热的影响很大,化学非平衡效应成为高超声速气动热领域研究的关键问题之一。本文简要介绍了非平衡效应和真实气体效应,在此基础上,综述了化学非平衡模型下气动热数值模拟的研究进展,包括真实气体效应、化学非平衡效应、化学反应模型、近壁面第一层网格高度对气动热数值模拟结果的影响,以及化学非平衡流条件下圆球高超声速绕流的激波脱体距离随马赫数的变化规律,该规律有待相关风洞试验的验证。文章最后指出湍流对化学非平衡效应的影响及辐射效应对气动热数值模拟的影响是值得关注的研究方向。

关键词

高超声速, 气动热, 化学非平衡流, 网格划分, 激波脱体距离

Copyright © 2018 by authors and Hans Publishers Inc.

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

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



Open Access

1. 引言

高超声速飞行器一般指飞行马赫数大于5的飞行器[1][2][3][4]。当飞行器以如此高速度飞行时,强激波会包裹在飞行器周围并产生剧烈的气动加热。气动热结果的准确预测对高超声速飞行器的热防护系统(TPS)的设计至关重要[5]。气动热的研究方法分为三种,即飞行试验、地面试验和数值模拟。飞行试验能够提供充分可靠的信息,例如:研究地球大气层的物理特性、高超声速钝头体再入时的热环境和电子分布的RAM-CII飞行试验[6],研究热流密度和壁面温度分布的Fire II飞行试验[7],X-43飞行试验[8];但是,飞行试验需要花费大量的人力、财力和物力。地面试验可模拟部分空中飞行,美国的CALSPAN的LENS系列激波风洞和膨胀管风洞代表最高水平[9][10],但不同的地面设备满足不同的要求,无法提供飞行全程的信息。上世纪八十年代以来,计算流体力学方面的长足进步和计算机技术的迅猛发展,使得数值模拟方法弥补了以上不足,采用CFD数值模拟方法成为预测高超声速飞行器气动特性的有效手段。随着研究的不断深入,高超声速飞行器的气动数值模拟经历了边界层方程(BL)、粘性激波层方程(VSL)、抛物化方程(PNS)和全NS方程的求解过程,其关键的气体状态方程从量热完全气体模型、化学平衡流模型、化学非平衡流模型、热力学非平衡流模型等不断深化,气体状态方程越来越接近实际情况。

飞行器表面的材料特性、飞行器的形状和飞行的弹道特性是影响气动热的主要因素。高温下,飞行器表面的耐热材料对边界层内气体的化学反应的催化特性不同,不同的壁面催化条件使得气动热的变化十分巨大。飞行器的形状会影响流动特征和激波形状,特别是复杂外形高超声速飞行器的舵、翼、隔热瓦缝隙等局部区域的流动状态非常复杂,对气动热有显著的影响。飞行的弹道特性包括飞行的速度、飞行的高度和飞行的姿态等。在高马赫数下,高温真实气体效应影响显著;在不同的飞行高度上,高超声速飞行器的热环境是完全不同的,由高空到低空气体处于自由分子流、过渡流和连续流状态,这就需要对不同高度下的高超声速飞行器热环境进行预测和计算;来流雷诺数还会使得气体存在层流到湍流的转捩现象,而湍流边界层的气动热更加严重;另外,当飞行高度很高时气体还会受到热力学非平衡的影响,低密度会降低气体粒子之间的碰撞频率,而高速度会缩短空气分子运动的时间,这些过程使得气体分子

的平动、转动、振动和电子能激发等模式的热力学能产生一个滞后于平衡状态的效应。随着飞行高度的降低,例如 70 km 以下,热力学非平衡影响并不明显,也就是说,气体组分的所有内能模式是与重粒子的平动能模式处于平衡的。对于各类高超声速飞行器的绕流流动,仅需要模拟化学非平衡和粘性的影响 [11]-[16]。如上所述的因素都与高超声速气动热及化学非平衡效应密切相关,本文综述了化学非平衡模型下气动热数值模拟的研究进展,包括真实气体效应、化学非平衡效应、化学反应模型、近壁面第一层网格高度以及激波脱体距离。

2. 真实气体效应与非平衡效应

高超声速飞行在激波层内产生的高温,能够引起气体分子的离解反应、电离反应,以及电子激发和光辐射等一系列复杂的物理和化学现象,另外高温也改变了流场中气体分子不同能量模式间的能量传递方式和速率。以上的化学反应大多数属于吸热反应,大大降低了流场的温度,从而改变了温度分布与气动加热分布,通过影响流场结构从而影响到飞行器的气动特性和受热环境;在高温下,偏离完全气体的性质会使流场中的激波位置及分离区的大小等流动特征发生改变,影响到飞行器的受力和受热的情况;电离反应产生的电子会在飞行器周围形成等离子体鞘套,对无线电的通讯工作产生屏蔽的作用,可能导致通讯的中断,即“黑障”;高温激波层中气体粒子发生能级跃迁从而形成辐射作用,导致流场光学特性发生改变,严重的光辐射还会改变飞行器的热环境。高温气体内在属性的上述变化及其对流动特性的一系列影响,统称为“真实气体效应”,或“高温效应”。图 1 为高超声速流绕过钝体时,气体发生变化的示意图。

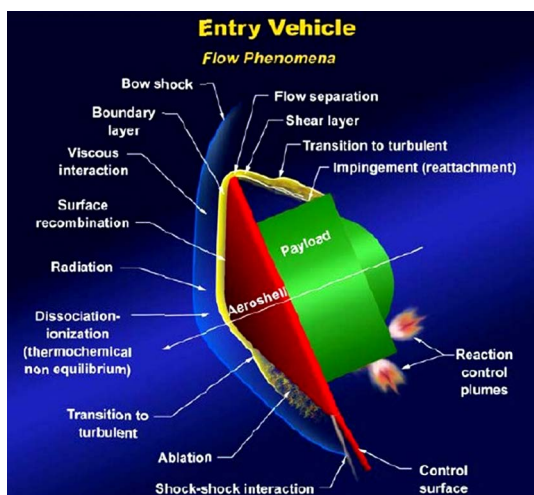


Figure 1. Hypersonic flow passing blunt body
图 1. 高超声速钝体流动

图 2 给出了一个大气压下空气发生离解和电离的温度范围。当空气温度达到约 800 K 时,分子的振动自由度开始被激发,会对气体的热力学特性产生影响;当达到 2500 K 左右时, O_2 开始离解;到 4000 K 左右时, O_2 基本离解完全,大部分以 O 原子的形式存在,同时, N_2 开始离解;当温度达到大约 9000 K 左右时, N_2 基本完全离解,同时, O 原子和 N 原子开始电离,从而形成部分电离的等离子体,混合气体中主要包含 O、 O^+ 、N、 N^+ 、和 e^- 。另外,在温度 4000~6000 K 之间会产生少量 NO,并且其中的部分 NO 会参与电离反应形成 NO^+ 和电子。气体的热力学特性会被以上这些物理化学变化显著的改变,上述现象使完全气体假设不再成立,流场中气体的热力学性质及物理性质都会由于真实气体效应而发生巨大的变化,从而引起非平衡效应。

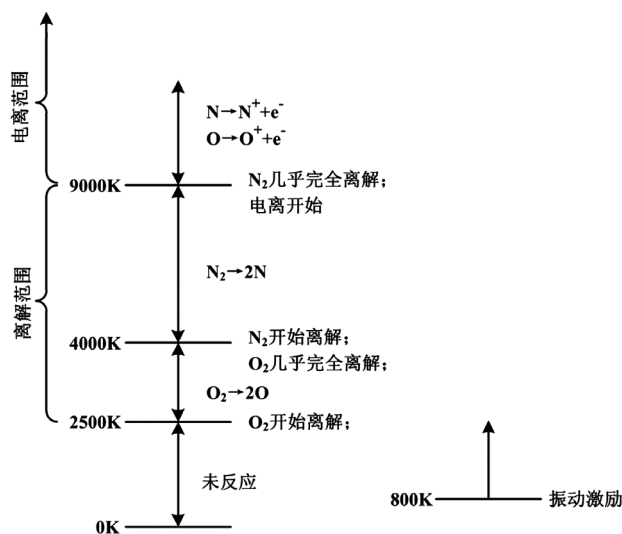


Figure 2. Temperature ranges of vibrational excitation, dissociation, and ionization for air at 1 atm pressure
图 2. 空气在一个大气压下发生振动激励、离解和电解的温度范围

在空气温度低于 800 K 时，只需要考虑气体分子的平动和转动自由度的激发，这时空气属于量热完全气体，定压比热 C_p 、定容比热 C_v 及比热比 γ 均为常数，这是计算流体力学中较为常用的模型。当温度超过 800 K 时，气体分子的振动能被激发，由于分子振动能随温度的变化关系很复杂，使得比热成为温度的函数。同样，比热容也成为温度的函数，这时气体呈现热完全气体状态。随着温度进一步的升高，有可能发生化学反应，此时流动成为化学反应流，而化学反应需要以有限速率按照一定的松弛时间达到相应的平衡状态。化学反应流分为化学平衡流和化学非平衡流。平衡流指从非平衡态向平衡态过渡过程中的化学反应时间和能量模式的振动松弛时间与流体质点流过流场的特征时间相比很小的流动，此时气体的比热是温度和压强的函数，可以通过二者求解得到；非平衡流是指振动松弛时间和化学反应时间与流体质点流过流场的特征时间是可比拟的流动状态，处于同一量级，此时需要将 Navier-Stokes 方程(NS 方程)和化学反应动力学方程进行耦合求解。在化学非平衡流中，各组分之间以有限速率进行着化学反应，需要同时考虑扩散及组分生成项对组分守恒方程的影响。

高温区域的非平衡效应对飞行器的影响主要体现在：1) 飞行器附近区域的温度和气体性质会被非平衡效应所改变，从而影响到飞行器的气动热特性；2) 激波位置、形状和边界层分离区的大小会被非平衡效应所改变，从而影响到飞行器的气动力特性；3) 电离反应产生的电子会在飞行器的周围形成等离子层，等离子体和电子吸收无线电波，会造成飞行器通讯中断。忽略非平衡效应产生的这些影响或者对其考虑不全面，都会造成很严重的事故。

非平衡流动中首先要解决的问题是确定化学反应速率常数。从上个世纪八十年代开始，各国学者开展了大量的试验研究和理论分析，以确定空气中的化学反应式和离解反应的速率常数，并对得到的结果进行评估和改善，建立了相对完整的化学反应模型。应用最为广泛的有 Park 提出的不同版本的化学反应动力学模型[17][18][19]，之后又添加了几个反应式，并对计算常数进行了修改[20]，接着通过总结又做了部分修正[21]。另外用的较多的还有 Dung 和 Kang [22]、Gupta [23]和 Gnoffo [24]提出的化学反应动力学模型。上述化学反应动力学模型之间有较大的区别，尤其是在化学反应的速率常数和化学反应机制上[25]。化学反应速率的求解一般采用 Arrhenius 公式的形式(如公式 1.1, 1.2)

$$k_{fj} = A_{i,j} T^{A_{2,j}} \exp\left(-\frac{A_{3,j}}{T}\right) \quad (1.1)$$

$$k_{bj} = A_{1,bj} T^{A_{2,bj}} \exp\left(-\frac{A_{3,bj}}{T}\right) \quad (1.2)$$

式中, k_{fj} 、 k_{bj} 为正向化学反应速率和逆向化学反应速率, $A_{1,fj}$ 、 $A_{2,fj}$ 、 $A_{3,fj}$ 为正向化学反应速率常数, $A_{1,bj}$ 、 $A_{2,bj}$ 、 $A_{3,bj}$ 为逆向化学反应速率常数。Gupta 综合了 Dunn & Kang 的空气 11 组分(N_2 、 O_2 、 N 、 O 、 NO 、 N_2^+ 、 O_2^+ 、 N^+ 、 O^+ 、 NO^+ 、 e^-) 化学反应数据而得到的反应速率系数计算常数, 总计归纳为 20 种反应式(如表 1)。

Table 1. Chemical reaction and reaction rate coefficient of Gupta model

表 1. Gupta 化学反应模型和反应速率系数

序号	化学反应	正向反应速率系数			逆向反应速率系数		
		A_{1f}	A_{2f}	A_{3f}	A_{1b}	A_{2b}	A_{3b}
1	$O_2 + I_1 \rightleftharpoons 2O + I_1$	3.61E18	59,400	-1	3.01E15	0	-0.5
2	$N_2 + I_2 \rightleftharpoons 2N + I_2$	1.92E17	113,100	-0.5	1.09E16	0	-1.5
3	$N_2 + N \rightleftharpoons 2N + N$	4.15E22	113,100	-1.5	2.32E21	0	-1.5
4	$NO + I_3 \rightleftharpoons N + O + I_3$	3.97E20	75,600	-1.5	1.01E20	0	-1.5
5	$NO + O \rightleftharpoons O_2 + N$	3.18E9	19,700	1	9.63E11	3600	0.5
6	$N_2 + O \rightleftharpoons NO + O$	6.75E13	37,500	0	1.50E13	0	0
7	$N + O \rightleftharpoons NO^+ + e^-$	9.03E9	32,400	0.5	1.80E19	0	-1.0
8	$O + e^- \rightleftharpoons O^+ + e^- + e^-$	3.60E31	158,000	-2.91	2.20E20	0	-4.5
9	$N + e^- \rightleftharpoons N^+ + e^- + e^-$	1.10E32	169,000	-3.14	2.20E20	0	-4.5
10	$O + O \rightleftharpoons O_2^+ + e^-$	1.60E17	80,800	-0.98	8.02E21	0	-1.5
11	$O + O_2^+ \rightleftharpoons O_2 + O^+$	2.92E18	28,000	-1.11	7.80E11	0	0.5
12	$N_2 + N^+ \rightleftharpoons N + N_2^+$	2.02E11	13,000	0.81	7.80E11	0	0.5
13	$N + N \rightleftharpoons N_2^+ + e^-$	1.40E13	67,800	0	1.50E22	0	-1.5
14	$O_2 + N_2 \rightleftharpoons NO + NO + e^-$	1.38E20	141,000	-1.84	1.00E24	0	-2.5
15	$NO + I_4 \rightleftharpoons NO^+ + e^- + I_4$	2.20E15	108,000	-0.35	2.20E26	0	-2.5
16	$O + NO^+ \rightleftharpoons NO + O^+$	3.63E15	50,800	-0.6	1.50E13	0	0.0
17	$N_2 + O^+ \rightleftharpoons O + N_2^+$	3.40E19	23,000	-2.0	2.48E19	0	-2.2
18	$N + NO^+ \rightleftharpoons NO + N^+$	1.00E19	61,000	-0.93	4.80E14	0	0.0
19	$O_2 + NO^+ \rightleftharpoons NO + O_2^+$	1.80E15	33,000	0.17	1.80E13	0	0.5
20	$O + NO^+ \rightleftharpoons O_2 + N^+$	1.34E13	77,270	0.31	1.00E14	0	0.0

表中前 6 个反应式的数据可以用于 5 组分模型, 加上第 7 个反应式则适用于 7 组分模型, 11 组分模型则需要考虑 20 个反应式。

通常来说, 计算逆向化学反应速率的方法会影响到飞行器壁面的特性、流场的结构和激波的形状, 采用不同的逆向化学反应速率计算得出的结果有相当大的差别, 这说明人们对实际所面临的空气混合物的化学反应动力学机理还没有获得深刻的理解, 化学反应速率数据还存在着很大的不确定性。输运特性主要包括粘性系数、热传导系数和扩散系数。在 CFD 研究中, 由于理论解比较复杂, 一般情况下采用拟合关系式或者简化后的经验公式求出相应状态下的输运参数[26] [27]。但一些试验表明, 利用简化关系的数值模拟可能仍存在较大的误差。目前不同学者提出各自的物理化学模型都是根据某些特定的前提假设或者是基于有限的试验数据得到的, 仍需要进行深入的研究。

3. 化学非平衡流下的高超声速流场

3.1. 化学非平衡流下的真实气体效应

国防科技大学潘沙等[28]开展化学非平衡和量热完全气体模型的数值模拟对比, 计算模型为二维圆柱, 来流条件为: 来流马赫数为 8.78, 速度为 4776 m/s, 温度为 694 K, 压强为 687 Pa, 密度为 0.00326 kg/m^3 , 图 3 为其计算结果对比, 左半图为压强对比图, 右半图为温度对比图, 上半图为量热完全气体模型, 下半图为化学非平衡模型。

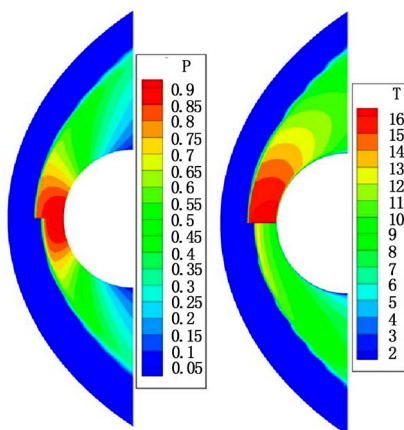


Figure 3. Numerical simulation results of Pan Sha [28]

图 3. 潘沙的数值模拟结果[28]

为了进一步比较非平衡条件下的真实气体效应, 胡雨濛[2]使用量热完全气体模型与化学非平衡模型对同一工况进行数值模拟并对结果作比较, 计算模型为二维轴对称球头, 工况来源于 Lobb 于 1964 年在 Naval Ordnance 实验室进行了一系列用于测量球头柱激波脱体距离的实验[29]。计算条件如下: 来流马赫数为 15.3, 速度为 5280 m/s, 温度为 293 K, 压强为 664 Pa, 雷诺数为 14,605, 壁面采用等温壁条件, 设壁温为 1200 K, 球头半径为 6.35 mm, 雷诺数的特征长度为模型的头部半径。图 4 为化学非平衡和量热完全气体的无量纲压强、温度和速度云图的对比, 图 5(a)~(c)为化学非平衡和量热完全气体沿驻点线的温度、密度和压强分布。明显看出, 当考虑真实气体效应后, 胡雨濛与潘沙的计算结果的流场结构发生了明显变化, 且变化比较相似。

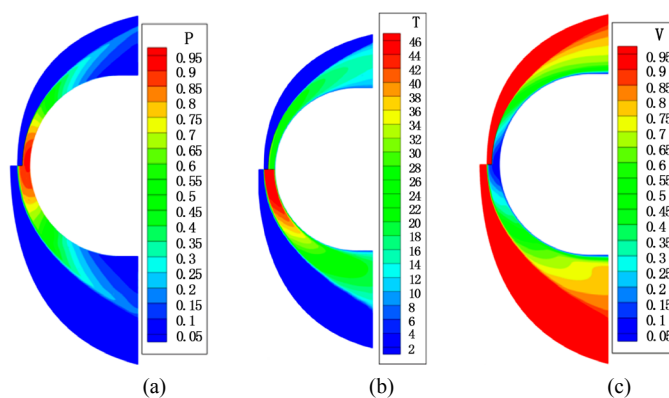


Figure 4. Comparison of the cloud pictures between chemical non-equilibrium flow (up) and calorically perfect gas (down). (a) Pressure (left); (b) Temperature (middle); (c) Velocity (right)

图 4. 化学非平衡(上)和量热完全气体(下)的流场云图对比。(a) 压强云图; (b) 温度云图; (c) 速度云图

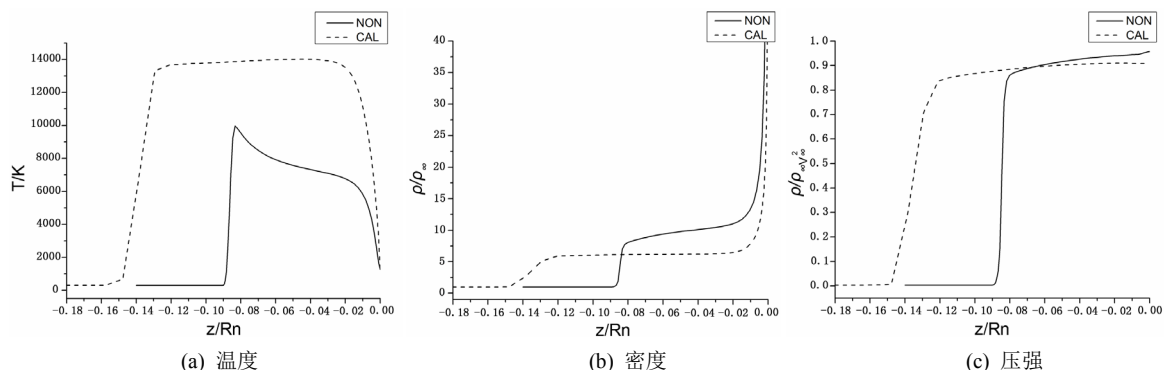


Figure 5. Properties variations of flowfield along the stagnation line

图 5. 沿驻点线的参数分布

对于温度流场来说,可以看出,化学非平衡模型的高温区域集中在激波后,而不是像量热完全气体模型那样均匀分布在激波层内。可见考虑真实气体效应可引起气动热环境的巨大差异。与量热完全气体模型相比,化学非平衡模型在激波后的温度迅速降低,这是因为在激波层内原子分子振动能的激发、氧气和氮气分子发生的离解反应等需要吸收大量的热量,导致更多的内能向化学能转化,并呈现一个明显的非平衡变化过程。

对于密度流场来说,非平衡流模型激波后的密度大于量热完全气体模型的,且化学非平衡流激波层中的密度是逐渐增大的,这是因为高温下的化学反应使气体的密度增加。而激波脱体距离与驻点线上的平均密度成反比,激波层平均密度越大,则脱体距离越小。

对于压强流场来说,两种气体激波后的压强相差不大,说明真实气体效应对激波后压强的影响不大。但是化学非平衡气体模型的波后压强稍有增大,正是这种压强的微小差异作用在大面积区域上会造成飞行实验的异常[30][31],可以预测这将对飞行器的空气动力特性产生影响。

对于速度流场来说,激波后速度剧烈降低,不同位置处的气流与激波的夹角不同,减速的程度不同,对称轴处的减速明显,头部区域迅速降至亚声速。

3.2. 化学非平衡效应

中国科技大学石晓峰[32]等以高超声速进气道为计算模型,对化学非平衡效应进行研究,工况条件为:来流马赫数为9,总温度为4677 K,总压为8545 kPa,内收缩比1.09,图6为其计算结果对比,该论文分析认为此工况下平衡流与非平衡流区别不大。

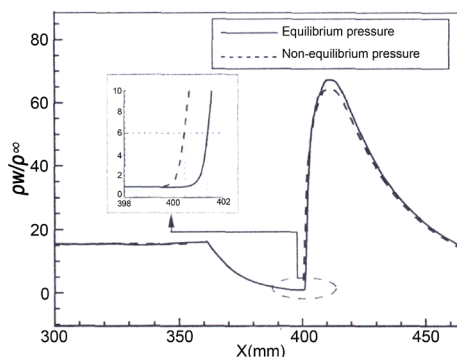


Figure 6. Numerical simulation results of Shi Xiaofeng [32]

图 6. 石晓峰的数值模拟结果[32]

为了比较非平衡效应，胡雨濛使用化学平衡流模型与化学非平衡模型对 Lobb 工况进行计算。图 7 为化学非平衡和化学平衡气体的无量纲压强、温度和速度云图的对比。图 8(a)~(c)为化学非平衡和化学平衡气体沿驻点线的温度、密度和压强分布。明显看出，非平衡效应主要引起气动热环境的巨大差。考虑非平衡效应后，化学反应以有限速率进行，使得激波后的温度高于平衡流的。非平衡流激波后的反应主要是离解反应，它是吸热反应，因此随着气体向近壁面流动，温度逐渐下降，密度逐渐增加。非平衡效应对于压强和速度流场的影响不大，这是因为它们主要取决于流动的力学过程，受化学反应的影响不大。

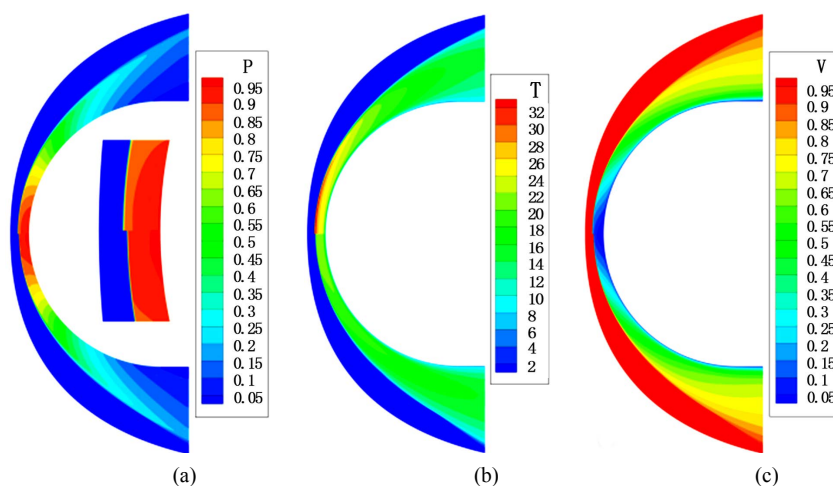


Figure 7. Comparison of the cloud pictures between chemical non-equilibrium flow (up) and chemical equilibrium flow (down). (a) Pressure (left); (b) Temperature (middle); (c) Velocity (right)

图 7. 化学非平衡(上)和化学平衡气体(下)的流场云图对比。(a) 压强云图; (b) 温度云图; (c) 速度云图

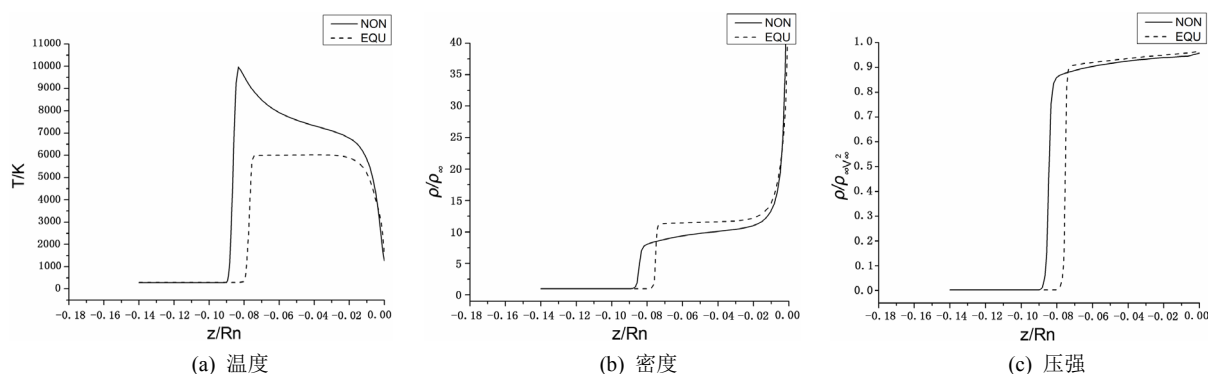


Figure 8. Properties variations of flowfield along the stagnation line

图 8. 沿驻点线的参数分布

3.3. 不同组分化学反应模型计算结果对比

对于考虑非平衡效应的高超声速 CFD 数值模拟来说，常见空气组分的假设有 5 组分[33]、7 组分[34]和 11 组分[35] [36]假设。当不需要考虑电离反应时，可使用 5 组分的假设；当需要考虑电离反应时，可使用 7 组分的假设；当温度更高或需要考虑气体辐射的时候，可使用 11 组分的假设。

Ghislain 在 Ram CII 来流条件下，对 7 组分化学反应动力学模型进行数值模拟，来流条件如表 2，图 9 为沿驻点线的组分质量分数图[37]。

同时，Ghislain 也开展了电离影响的相关研究[34]，不考虑电离即 5 组分化学反应动力学模型，考虑

电离为 7 组化学反应动力学模型，来流条件来源于 Ram CII (25.9 Ma)，沿驻点线的组分质量分数如图 10 所示，结果表明在该工况下电离对组分质量分数有较大影响。

Table 2. Detail of free stream conditions for RAM CII calculation
表 2. Ram CII 来流条件

Experiments	Ram CII (23.9 Ma)	Ram CII (25.9 Ma)
Altitude(km)	61	71
R (mm)	152.4	152.4
P_∞ (Pa)	23.9	25.9
U_∞ (m/s)	7636.4	4658.6
P_w (Pa)	19.85	4.764
T_∞ (K)	254	216
T_w (K)	1500	1500
Re_∞	19,500	6280
Kn_∞	1.2E-3	4.1E-3

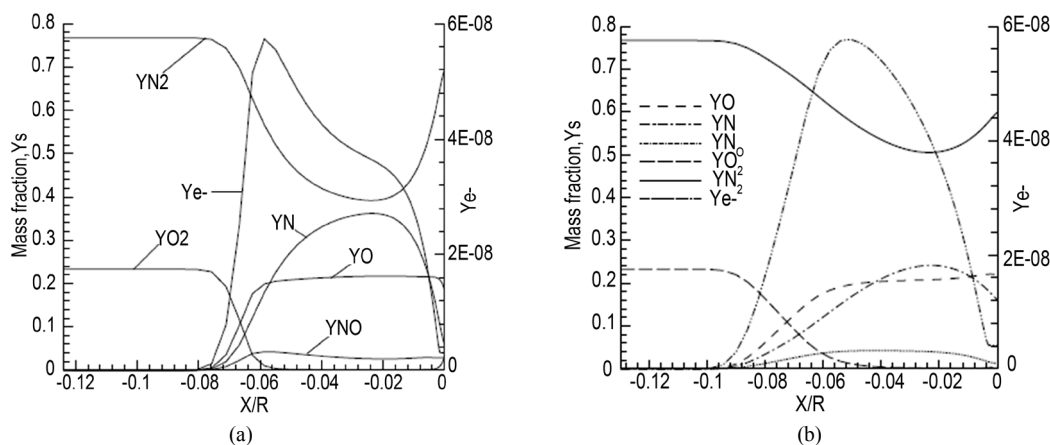


Figure 9. Mass fraction evolution along the stagnation line. (a) Mach 23.9 (left); (b) Mach 25.9 (right) [37]
图 9. 沿驻点线组分质量分数。(a) 23.9Ma 来流；(b) 25.9Ma 来流[37]

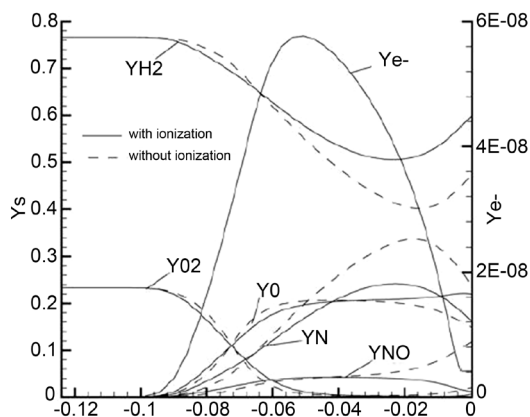


Figure 10. Mass fraction evolution along the stagnation line [34]
图 10. 沿驻点线组分质量分数[34]

针对 Lobb 球模型，胡雨濛在 Lobb 来流条件下进行了 Gupta 5 组分化学反应动力学模型和 Gupta 7

组分化学反应动力学模型的流场结果对比。图 11 为 5 组分和 7 组分模型沿驻点线温度的对比，图 12 为 5 组分化学反应模型中各组分质量分数沿驻点线的分布，图 13 为 7 组分化学反应模型中各组分质量分数沿驻点线的分布。其中， NO^+ 与 e^- 的质量分数非常小，见图 14，二者质量分数与文献[34]的结果相差一个量级，说明该工况下电离并不明显。因为当温度高于 9000 K 时才开始发生电离反应，而图 11 显示只有一小部分区域的温度在 9000 K 附近，说明该工况下只有少部分的气体发生了电离，其影响很小，导致 7 组分模型与 5 组分模型的结果基本相同。

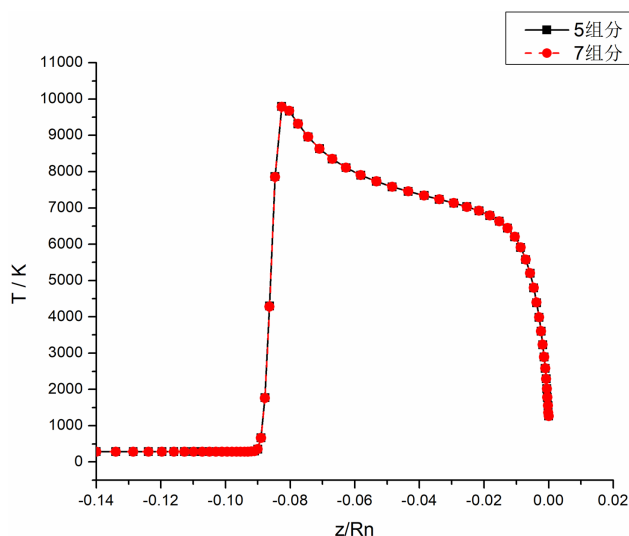


Figure 11. Comparison of temperature along the stagnation line for 5 and 7 species model

图 11. 5 组分和 7 组分模型沿驻点线温度的对比

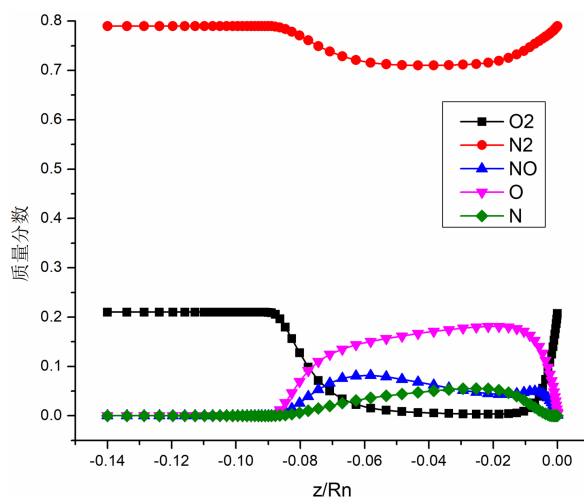


Figure 12. Species mass fraction along the stagnation line for 5 species model

图 12. 5 组分模型中各组分沿驻点线的质量分数

3.4. 壁面第一层网格雷诺数对数值模拟结果的影响

网格是气动热数值模拟的重要因素，这已成为国内外学者的共识，Klopfert [38]等引入网格雷诺数概念，并被大多数讨论热流计算网格的文献引用为重要参数加以分析，但对于热流随着壁面第一层网格雷诺数变化的收敛状况还存在分歧。

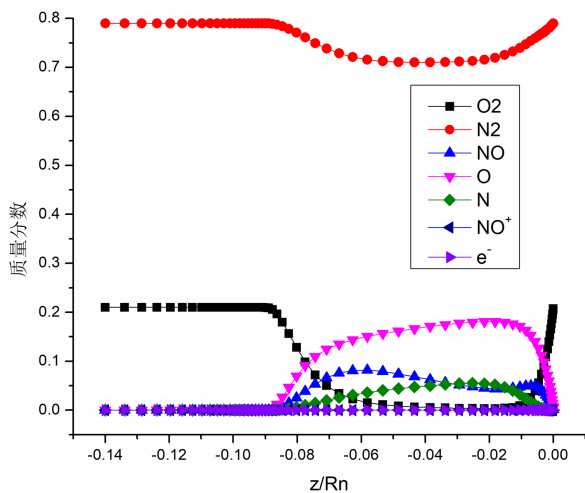


Figure 13. Species mass fraction along the stagnation line for 7 species model
 图 13. 7 组分模型中各组分沿驻点线的质量分数

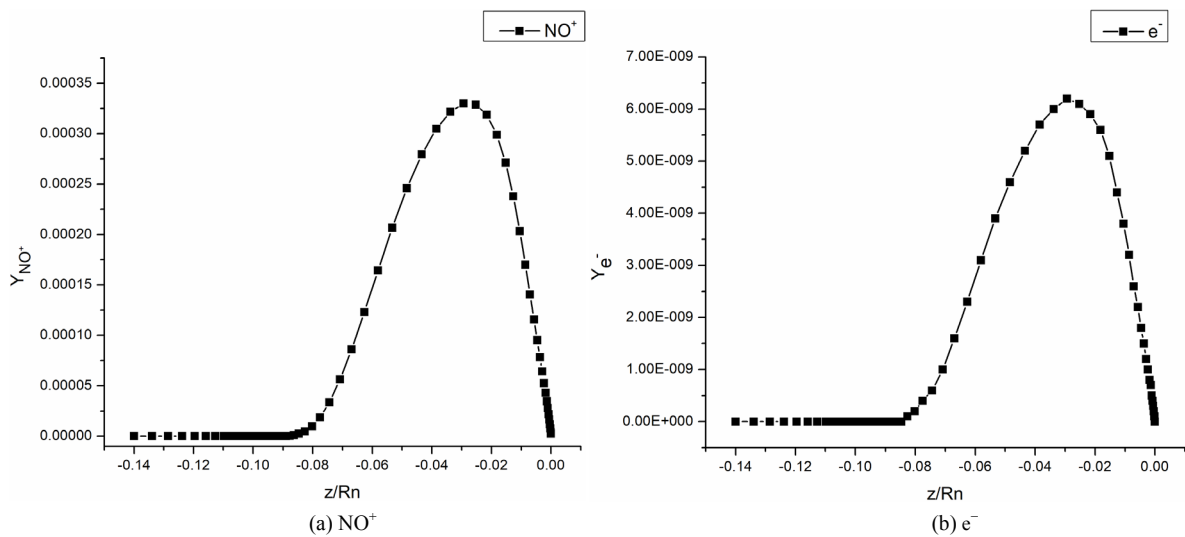


Figure 14. The mass fraction of NO^+ and e^- along the stagnation line
 图 14. NO^+ 和 e^- 沿驻点线的分布

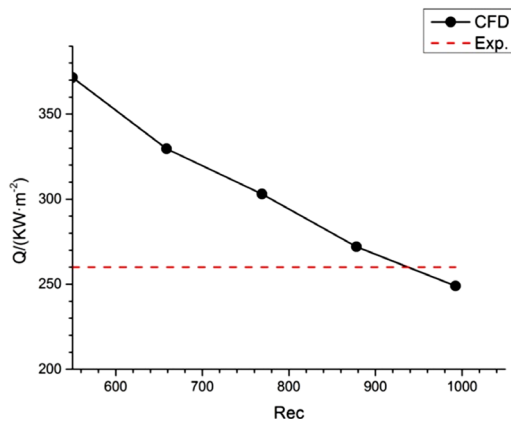


Figure 15. Stagnation heat flux on different grids [39]
 图 15. 驻点热流随网格变化[39]

阎超通过数值模拟方法计算钝锥驻点热流随网格的变化并与实验值对比(如图 15)提出: 当壁面第一层网格雷诺数减小时, 壁面热流会显著提升而不会收敛, 认为存在一个最优的第一层网格雷诺数[39]。

Yang J.L.研究了壁面热流随第一层网格雷诺数的变化(如图 16)并根据分子运动理论, 结合壁面参数, 提出了一种壁面网格尺度的确定准则, 认为最优值为壁面处分子平均自由程[40]。

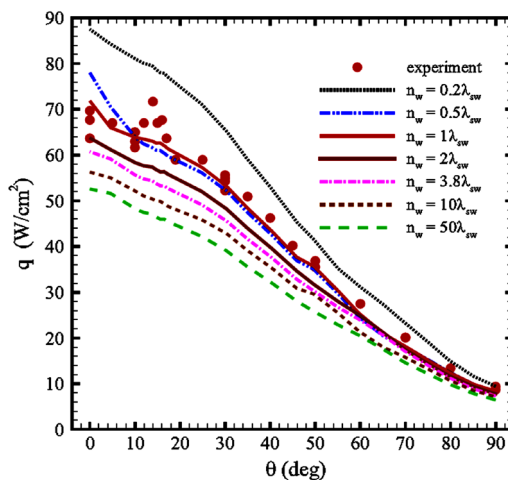


Figure 16. Surface heat flux on different grids [40]

图 16. 壁面热流随网格变化[40]

然而, 大多数学者认为, 当壁面第一层网格雷诺数小于某一值时, 壁面热流趋于收敛, 潘沙通过数值模拟得到了斯坦顿数 St 随网格的变化(如图 17), 他分析认为数值结果与实验值的差异是数值模拟程序不够完善的结果, 通过改变网格间距来“凑”结果的方法是不可取的[41]。

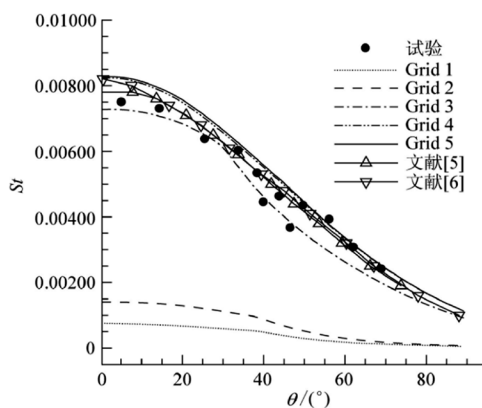


Figure 17. Comparison of St on different grids [41]

图 17. 不同网格计算的 St 对比[41]

为了弄清这一分歧, 胡雨濛采用 9 套计算网格在同一来流条件下进行计算, 其驻点热流随第一层网格高度的变化趋势如图 18 所示, 当第一层网格高度减小时, 驻点热流在不断增加, 同时, 表 3 列出了 9 套计算网格下驻点热流的计算值, 并与文献[42]给出的该来流条件下驻点热流的理论值做比较, 理论值为 $23,672 \text{ kW/m}^2$, 由结果比较可以得出如下结论: 1) Grid 6~Grid 9 的驻点热流结果与理论值非常接近, 其中相差最大的 Grid 6 的驻点热流与理论值只相差 5.6%, 说明该计算程序的准确性; 2) Grid 6~Grid 9 的驻点热流值是趋于收敛的, 这说明“存在第一层网格高度的最优值”的观点是不成立的。该观点认为近壁面处的温度对网格不敏感, 即温度解随网格的变化不大。

Table 3. Results of stagnation heat flux by Grid 1~9
表 3. Grid 1~9 驻点热流结果

网格编号	Re_{cell}	$\Delta n/R_n$	$q_n/(kW/m^2)$
Grid 1	14.7	1.0E-3	6363
Grid 2	7.3	5.0E-4	8965
Grid 3	5.1	3.5E-4	10,798
Grid 4	2.9	2.0E-4	14,886
Grid 5	1.5	1.0E-4	20,576
Grid 6	1.0	7.0E-5	22,491
Grid 7	0.7	5.0E-5	23,479
Grid 8	0.5	3.4E-5	23,685
Grid 9	0.25	1.7E-5	23,825

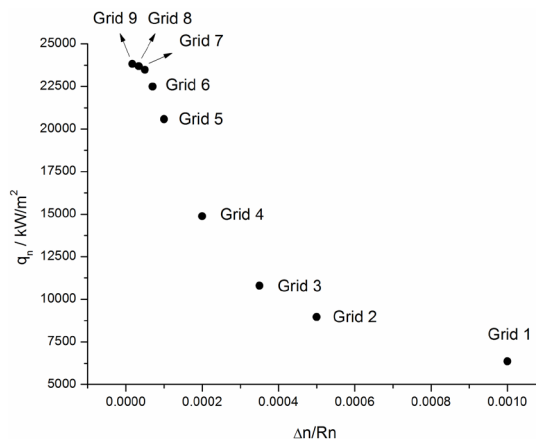


Figure 18. Stagnation heat flux
图 18. 驻点热流

图 19 为 9 套网格在近壁面处沿驻点线的温度分布的放大图。可以看出，随着第一层网格的变化，温度值的变化是非常明显的。同时，当第一层网格雷诺数为 1.5~0.25 时，即 Grid 5~Grid 9 情况下，横坐标从 0.0 变化到 -0.0004 时，曲线的斜率几乎不变，而热流正比于温度梯度，说明此时的热流解也是基本不变的，这再次证实了不存在第一层网格高度的最优值。

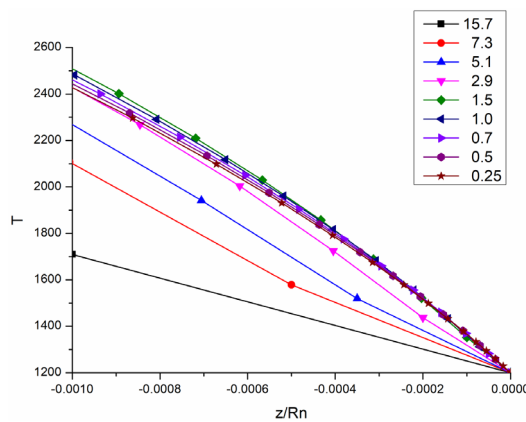


Figure 19. Enlarged drawing of temperature distribution near the wall surface along the stagnation line
图 19. 沿驻点线近壁面处的温度分布的放大图

图 20 为 9 套网格的壁面热流结果，其中 $\theta/^\circ = 0$ 处为驻点， $\theta/^\circ = 90$ 为出口边界，由图中可知，随着第一层网格雷诺数减小，壁面热流不断增加，同时，当第一层网格雷诺数为 0.75~0.25，即 Grid 7~Grid 9 情况下，壁面热流曲线基本重合，这又一次证实了不存在第一层网格高度的最优值，该观点很有可能是计算结果没有得到收敛导致的，其计算结果不是最终的网格无关解。

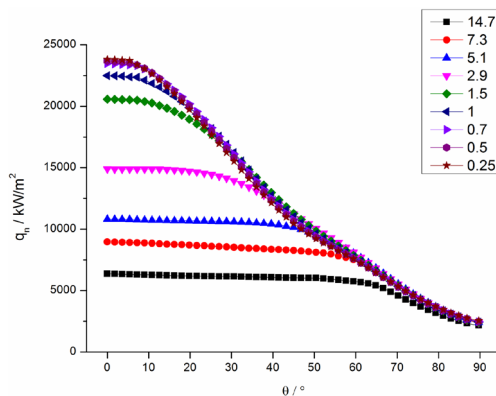


Figure 20. Surface heat flux
图 20. 壁面热流

4. 高超声速环境下激波脱体距离的数值模拟

在高超声速流动中，考虑真实气体效应后最明显的就是激波脱体距离的变化[43] [44] [45] [46] [47]。高超声速飞行器头部的激波脱体距离与激波层内气体的热化学状态密切相关。高温气体的化学反应使激波后气体的密度增加，而激波脱体距离与驻点线上的平均密度成反比，因此激波脱体距离能够受到明显的非平衡现象的影响，其大小可以一定程度上反映出化学反应的激烈程度[48] [49] [50] [51]。图 21 为激波脱体距离受化学反应影响而发生变化的示意图，其中 ΔP 、 ΔCR 分别表示量热完全气体模型和化学反应模型的激波脱体距离[52]。对于高超声速流动的 CFD 数值模拟来说，激波脱体距离是常用于验证结果准确性的参数之一[53]-[61]。

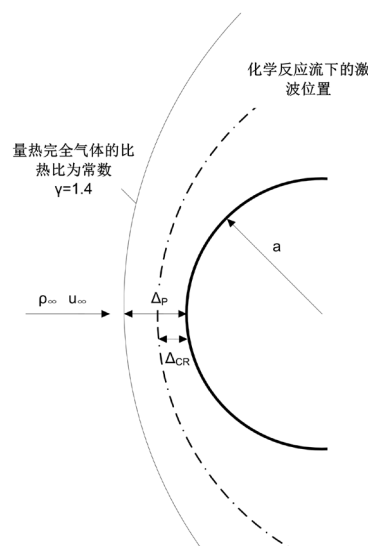


Figure 21. Effect of chemical reaction on the shock wave standoff distance
图 21. 化学反应对激波脱体距离的影响

钝体绕流是高超声速流动中的基础问题。在实验中，脱体激波是较直观且易测量的，图 22 为 Nonaka 实验中脱体激波的照片[62]。脱体激波和物面之间的区域为激波层，二者之间的距离即激波脱体距离。激波脱体距离是高超声速流动中一个很重要的参数，这是因为激波位置和激波形状直接决定了钝体表面的压强分布，从而决定了飞行器的气动力特性，且深入研究激波脱体距离有助于高超声速飞行器热防护系统的设计[63] [64] [65]。

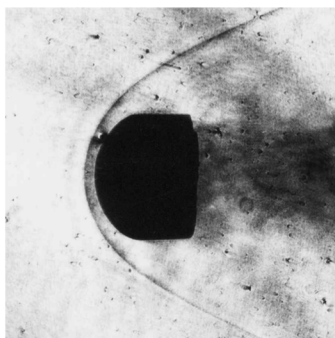


Figure 22. Photos of the detached shock wave in Nonaka's experiment [62]

图 22. Nonaka 实验脱体激波照片[62]

胡雨濛以 5 组分化学非平衡流模型为基础，来流条件选择 30 km~45 km 处的大气条件，具体数值见表 4，马赫数从 24 变化到 34，来流中 O_2 和 N_2 的质量分数分别为 0.21 和 0.79。

Table 4. Parameters of the free stream at different altitudes

表 4. 不同高度下的来流条件

H km	ρ_∞ kg/m ³	T K	$\mu_\infty \times 10^{-5}$ kg/m·s	c m/s
30	0.01841000	226.5	1.4753	301.7
35	0.00846340	236.5	1.5287	308.3
40	0.00399570	250.3	1.6009	317.2
45	0.00198650	264.2	1.6712	325.8

图 23 给出了当高度从 30 km 增加到 45 km 时，化学非平衡流与化学平衡流模型模拟的激波脱体距离随着马赫数增加的对比结果。在化学非平衡流动中，当大气层高度、钝体半径和来流密度相同时，激波脱体距离依然遵循随着马赫数的增加先减小后增大的变化规律，最小值用大图标标记。其中，在 45 km 的情况中，28 与 29 Ma 计算出的激波脱体距离值大致相同，可以认为最小激波脱体距离对应的马赫数(记为“拐点马赫数”)在这二者之间。当马赫数低于拐点马赫数时，激波脱体距离随着马赫数的增加很快减小，高于拐点马赫数时，激波脱体距离会慢慢变大。在相同的大气高度处，非平衡流的最小激波脱体距离对应的马赫数均比平衡流的大。这是因为非平衡效应使得化学反应以有限速率进行，气体经过激波后的碰撞次数减少，气流需要经过一段距离才达到平衡状态，这种不稳定的状态使得气体仍然能够被继续压缩，即在较高马赫数下才能达到激波脱体距离的极限。在相同的马赫数下，平衡流中的部分热能用于化学反应和气体能量模式的激发，密度受化学反应的影响较大，平衡流激波后的密度大于非平衡流的，因此化学平衡流下的激波脱体距离都比化学非平衡流的小，这是高温非平衡效应下有限速率使化学反应进行的不充分造成的。由图可知，当马赫数相同时，随着大气高度的增加，平衡流与非平衡流计算的激波脱体距离的差值在变大，因为随着大气高度的增加气体的密度降低，气体分子之间的碰撞频率减少，非平衡效应会更加明显，在相同来流条件下达到平衡态所用的时间有所增加。在未来近空间高超声速飞

飞行器的发展过程中,随着飞行器设计速度的增加,引起的激波脱体距离的新变化会影响到飞行器的整体设计,这种与以往认知相悖的现象是非常值得关注的,目前的风洞试验无法模拟如此高马赫数的来流条件,该规律有待后续马赫数达 20 以上的风洞试验验证。

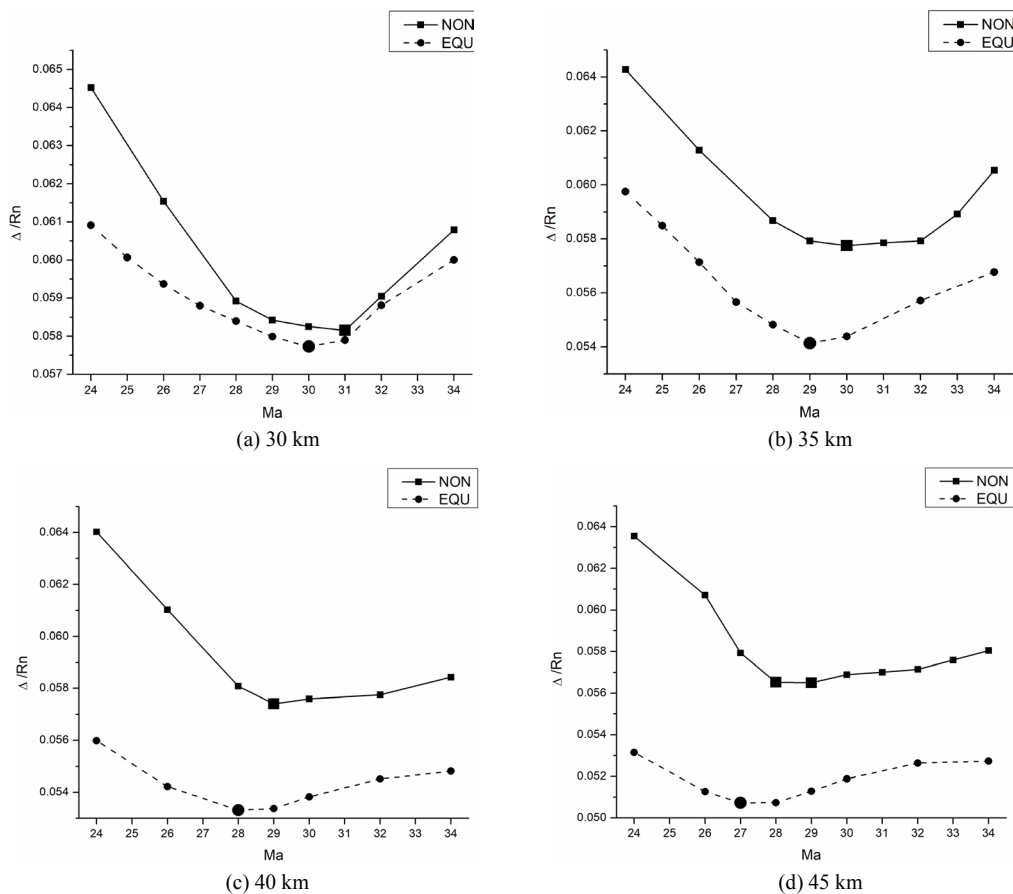


Figure 23. With the Mach number increasing, the comparison of standoff distance calculated by chemical non-equilibrium flow and chemical equilibrium flow at different altitude

图 23. 不同高度处,随着马赫数增加,化学非平衡流和化学平衡流模型计算的激波脱体距离的对比

5. 结束语

“真实气体效应”是高超声速飞行器设计过程中必须考虑的问题,由于国外对我国的技术限制,自主研究和发化学非平衡数值模拟程序是至关重要的。本文综述了化学非平衡效应以及化学非平衡效应对计算结果的影响,简要如下:

- 1) 考虑真实气体效应后,激波层内温度降低,密度增大,而速度和压强与量热完全气体区别不大。
- 2) 化学非平衡激波后的温度高于化学平衡流的,且随着气体向近壁面流动,温度逐渐下降,密度逐渐增加,呈现一个明显的非平衡变化过程,而压强和速度与化学平衡流的区别不大。
- 3) 对于化学反应模型的选取应依照实际研究的问题,以避免浪费计算时间。
- 4) 第一层网格高度对壁面热流结果影响巨大,在计算条件允许下,应尽可能采用小的第一层网格高度。
- 5) 化学平衡下的与化学非平衡下的激波脱体距离均是随着马赫数的增加先减小后增大,存在激波脱体距离变化的拐点,但该现象有待后续试验验证。

6) 化学非平衡下的最小激波脱体距离出现的马赫数比平衡流下的大, 说明非平衡条件下气体的可压缩性增加。

从本文综述可见, 目前的高超声速气动热的数值模拟主要集中在钝体绕流的层流模型, 没有考虑湍流对化学非平衡产生的影响, 同时, 数值模拟结果显示流场气体温度达到 9000 K, 需要考虑辐射对气动热的影响, 这些方面的理论、实验研究是值得关注的方向。

致 谢

感谢国家自然科学基金项目(11472037, 1772042)的支持。

参考文献

- [1] 黄国. 高超声速环境下缝隙热环境的数值模拟研究[D]: [博士学位论文]. 北京: 北京交通大学, 2017.
- [2] 胡雨濛. 近空间高超声速气动热的数值模拟[D]: [博士学位论文]. 北京: 北京交通大学, 2018.
- [3] Houwing, A.F.P., Nonaka, S. and Takayama, K. (2000) Effects of Vibrational Relaxation on Bow Shock Standoff Distance for Nonequilibrium Flows. *AIAA Journal*, **38**, 1760-1763. <https://doi.org/10.2514/2.1167>
- [4] Liou, M.S. and Steffen, C.J. (1993) A New Flux Splitting Scheme. *Journal of Computational Physics*, **107**, 23-39. <https://doi.org/10.1006/jcph.1993.1122>
- [5] 唐伟, 杨肖峰, 桂业伟, 杜雁霞. 火星进入器高超声速气动力/热研究综述[J]. 宇航学报, 2017, 38(3): 230-239.
- [6] Grantham, W.L. (1970) Flight Results of 25000 Foot per Second Reentry Experiment Using Microwave Reflectometers to Measure Plasma Electron Density and Standoff Distance. NASA TN D-6062.
- [7] Hash, D., Olejniczak, J., Wright, M., et al. (2013) FIRE II Calculations for Hypersonic Nonequilibrium Aerothermodynamics Code Verification: DPLR, LAURA, and US3D. AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2007-605.
- [8] Volland, R.T., Huebner, L.D. and McClinton, C.R. (2006) X-43A Hypersonic Vehicle Technology Development. *Acta Astronautica*, **59**, 181-191. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2006.02.021>
- [9] Dufrene, A., Maclean, M., Parker, R., et al. (2011) Experimental Characterization of the LENS Expansion Tunnel Facility Including Blunt Body Surface Heating. *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, 4-7 January 2011, AIAA 2011-626. <https://doi.org/10.2514/6.2011-626>
- [10] Knight, D., Longo, J., Drikakis, D., et al. (2012) Assessment of CFD Capability for Prediction of Hypersonic Shock Interactions. *Progress in Aerospace Sciences*, **48-49**, 8-26. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2011.10.001>
- [11] Cai, C.P. (2016) Numerical Simulations of High Enthalpy Flows around Entry Bodies. *Chinese Journal of Aeronautics*, **29**, 326-334. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2016.02.009>
- [12] Sun, X.W., Guo, Z.Y., Huang, W., et al. (2017) A Study of Performance Parameters on Drag and Heat Flux Reduction. *Acta Astronautica*, **131**, 204-225. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.11.044>
- [13] Orlik, E., Fedioun, I. and Davidenko, D. (2011) Boundary-Layer Transition on a Hypersonic Forebody Experiments and Calculations. *Journal of Spacecraft and Rockets*, **48**, 545-555. <https://doi.org/10.2514/1.51570>
- [14] Wang, S.Y., Yan, C., Ju, S.J., et al. (2017) Uncertainty Analysis of Laminar and Turbulent Aeroheating Predictions for Mars Entry. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, **112**, 533-543. <https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2017.04.126>
- [15] Tao, Z., Cheng, Z.Y., Zhu, J.Q., et al. (2016) Effect of Turbulence Models on Predicting Convective Heat Transfer to Hydrocarbon Fuel at Supercritical Pressure. *Chinese Journal of Aeronautics*, **29**, 1247-1261. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2016.08.007>
- [16] Kitamura, K., Shima, E. and Roe, P.L. (2012) Carbuncle Phenomena and Other Shock Anomalies in Three Dimensions. *AIAA Journal*, **50**, 2655-2669. <https://doi.org/10.2514/1.J051227>
- [17] Park, C. (1985) On Convergence of Computation of Chemically Reacting Flows. *23rd Aerospace Sciences Meeting*, Reno, AIAA 85-0247.
- [18] Park, C. (1988) Assessment of Two-Temperature Kinetic Model for Dissociating and Weakly Ionizing Nitrogen. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, **2**, 8-16. <https://doi.org/10.2514/3.55>
- [19] Park, C. (1989) A Review of Reaction Rates in High Temperature Air. *24th Thermophysics Conference*, Buffalo, AIAA 89-1740.

- [20] Park, C., John, T.H., Richard, L.J., *et al.* (1991) Chemical-Kinetic Problems of Future NASA Missions. *29th Aerospace Sciences Meeting*, Reno, AIAA 91-0464. <https://doi.org/10.2514/6.1991-464>
- [21] Park, C., Richard, L.J. and Partridge, H. (2001) Chemical-Kinetic Parameters of Hyperbolic Earth Entry. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, **15**, 76-90. <https://doi.org/10.2514/2.6582>
- [22] Dunn, M.G. and Kang, S.W. (1973) Theoretical and Experimental Studies of Reentry Plasmas. NASA Contractor Report, NASA CR-2232.
- [23] Gupta, R.N., Yos, J.M. and Thompson, R.A. (1989) A Preview of Reaction Rates and Thermodynamics and Transport Properties for the 11-Species Air Model for Chemical and Thermal Non-Equilibrium Calculations to 30000K. NASA TM-101528.
- [24] Gnoffo, P.A. and McCandless, R.S. (1986) Three-Dimensional AOTV Flow Fields in Chemical Nonequilibrium. *24th Aerospace Sciences Meeting*, Aerospace Sciences Meetings, Reno, AIAA 86-0230. <https://doi.org/10.2514/6.1986-230>
- [25] Ghislain, T. and David, E.Z. (2009) Effects of Chemistry in Nonequilibrium Hypersonic Flow around Blunt Bodies. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, **23**, 433-442. <https://doi.org/10.2514/1.42665>
- [26] Stefan, S. and Uwe, R. (2000) Transport Coefficients of Reacting Air at High Temperatures. *38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Aerospace Sciences Meetings, Reno, AIAA 2000-211.
- [27] Magin, T.E. and Degrez, G. (2004) Transport Algorithms for Partially Ionized and Unmagnetized Plasmas. *Journal of Computational Physics*, **198**, 424-449. <https://doi.org/10.1016/j.jcp.2004.01.012>
- [28] 潘沙. 高超声速气动热数值模拟方法及大规模并行计算研究[D]. 武汉: 国防科学技术大学, 2010.
- [29] Lobb, R.K. (1964) Experimental Measurement of Shock Detachment Distance on Sphere Fired in Air at Hypervelocities. *AGARDograph*, **68**, 519-527.
- [30] Papadopoulos, P.E., Prabhu, D.K., Wright, M.J., *et al.* (2001) CFD Simulations in Support of Shuttle Orbiter Contingency Abort Aerodynamic Database Enhancement. *35th AIAA Thermophysics Conference, Fluid Dynamics and Co-Located Conferences*, Anaheim, AIAA 2001-3067. <https://doi.org/10.2514/6.2001-3067>
- [31] Prabhu, D.K., Papadopoulos, P.E., Davies, C.B., *et al.* (2003) Shuttle Orbiter Contingency Abort Aerodynamics, II: Real-Gas Effects and High Angles of Attack. *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno*, Nevada, AIAA 2003-1248. <https://doi.org/10.2514/6.2003-1248>
- [32] 石晓峰. 高超声速进气道流动的高温非平衡效应初探[C]//中国力学学会激波与激波管专业委员会. 第十六届全国激波与激波管学术会议论文集. 中国力学学会激波与激波管专业委员会: 中国力学学会, 2014: 7.
- [33] Neal, P., Zhong, X.L., John, K., *et al.* (2010) Numerical Study of Hypersonic Receptivity with Thermochemical Non-Equilibrium on a Blunt Cone. *40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, Chicago, AIAA 2010-4446.
- [34] Ghislain, T., Yves, B. and David, E.Z. (2005) Numerical Study of Non-Equilibrium Weakly Ionized Air Flow Past Blunt Bodies. *International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow*, **15**, 588-610. <https://doi.org/10.1108/09615530510601477>
- [35] Erin, F., Iain, D.B. and Alexandre, M. (2013) Numerical Prediction of Hypersonic Flowfields Including Effects of Electron Translational Nonequilibrium. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, **27**, 593-606. <https://doi.org/10.2514/1.T3963>
- [36] Iain, D.B., Kerry, A.T. and Michael, J.W. (2010) Modeling of Stardust Entry at High Altitude, Part 1: Flowfield Analysis. *Journal of Spacecraft and Rockets*, **47**, 708-717. <https://doi.org/10.2514/1.37360>
- [37] Ghislain, T. and David, E.Z. (2008) Computation of Weakly Ionized Air Flow in Thermochemical Nonequilibrium over Sphere-Cones. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, **29**, 1393-1401. <https://doi.org/10.1016/j.ijheatfluidflow.2008.06.002>
- [38] Klopfer, G.H. and Yee, H.C. (1988) Viscous Hypersonic Shock-on-Shock Interaction on Blunt Cowl Lips. AIAA-1988-0233, Reno. <https://doi.org/10.2514/6.1988-233>
- [39] 阎超, 禹建军, 李君哲. 热流 CFD 计算中格式和网格效应若干问题研究[J]. 空气动力学学报, 2006(1): 125-130.
- [40] Yang, J.L. and Liu, M. (2017) A Wall Grid Scale Criterion for Hypersonic Aerodynamic Heating Calculation. *Acta Astronautica*, **136**, 137-143. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.11.043>
- [41] 潘沙, 冯定华, 丁国昊, 田正雨, 杨越明, 李桦. 气动热数值模拟中的网格相关性及其收敛[J]. 航空学报, 2010, 31(3): 493-499.
- [42] Josyula, E., Gaitonde, D. and Shang, J.S. (1991) Nonequilibrium Hypersonic Flow Solutions Using the Roe Flux-Difference Split Scheme. *AIAA 22nd Fluid Dynamics, Plasma Dynamics*, Honolulu, AIAA 1991-1700.
- [43] Hu, Y.M., Huang, H.M. and Zhang, Z.M. (2017) Numerical Simulation of a Hypersonic Equilibrium Flow Past a Blunt Body. *International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow*, **27**, 1351-1364. <https://doi.org/10.1108/HFF-05-2016-0187>

- [44] Hornung, H.G. (1972) Non-Equilibrium Dissociating Nitrogen Flow over Spheres and Circular Cylinders. *Journal of Fluid Mechanics*, **53**, 149-176. <https://doi.org/10.1017/S0022112072000084>
- [45] Wada, Y. and Liou, M.S. (1994) A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities. *32nd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, Reno, AIAA 94-0083. <https://doi.org/10.2514/6.1994-83>
- [46] Park, C., Gai, S.L. and Neely, A.J. (2016) Base Flow of Circular Cylinder at Hypersonic Speeds. *AIAA Journal*, **54**, 458-468. <https://doi.org/10.2514/1.J054270>
- [47] Brian, R.H. and Dinesh, K.P. (2013) Assessment of Laminar, Convective Aeroheating Prediction Uncertainties for Mars-Entry Vehicles. *Journal of Spacecraft and Rockets*, **50**, 56-68. <https://doi.org/10.2514/1.A32257>
- [48] Zander, F., Gollan, R.J., Jacobs, P.A., et al. (2014) Hypervelocity Shock Standoff on Spheres in Air. *Shock Wave*, **24**, 171-178. <https://doi.org/10.1007/s00193-013-0488-x>
- [49] Martel, J., Jolly, B. and Lawrence, W. (2015) Shock Standoff and Shape Predictions with Validation for Flat Face Cylinder. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Kissimmee, AIAA 2015-0523. <https://doi.org/10.2514/6.2015-0523>
- [50] Nonaka, S., Tokitada, H., Furudate, M., et al. (2011) Measurement of Density Distribution over a Hemisphere in Ballistic Range. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, **25**, 464-468. <https://doi.org/10.2514/1.51123>
- [51] Kim, K.H., Kim, C. and Rho, O.H. (2001) Methods for the Accurate Computations of Hypersonic Flows I. AUSMPW+ Scheme. *Journal of Computational Physics*, **174**, 38-80. <https://doi.org/10.1006/jcph.2001.6873>
- [52] Anderson, J.D. (1989) Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics. McGraw-Hill Book Company, New York.
- [53] Kim, K.H., Kim, C. and Rho, O.-H. (2001) Methods for the Accurate Computations of Hypersonic Flows II. Shock-Aligned Grid Technique. *Journal of Computational Physics*, **174**, 81-119. <https://doi.org/10.1006/jcph.2001.6896>
- [54] Yumusak, M. and Eyi, S. (2013) Aerothermodynamic Shape Optimization of Hypersonic Blunt Bodies. *21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, San Diego, AIAA 2013-2693. <https://doi.org/10.2514/6.2013-2693>
- [55] Ishihara, T., Ogino, Y., Kino, T., et al. (2016) Numerical Study on Wall Pressure over Cone Region of Blunt-Nosed Body in High Enthalpy Shock Tunnel HIEST. *Aerospace Science and Technology*, **50**, 256-265. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2015.12.015>
- [56] Dwoyer, D.L., Newman, P.A., Thames, F.C., et al. (1982) Flow through the Tile Gaps in the Space Shuttle Thermal Protection System. *AIAA 20th Aerospace Sciences Meeting*, Orlando, AIAA 82-0001.
- [57] Belouaggadia, N., Olivier, H. and Brun, R. (2008) Numerical and Theoretical Study of the Shock Stand-Off Distance in Non-Equilibrium Flows. *Journal of Fluid Mechanics*, **607**, 167-197. <https://doi.org/10.1017/S0022112008001973>
- [58] Sharma, M., Swanatek, A.B., Flaherty, W., et al. (2010) Expansion Tube Investigation of Shock Stand-Off Distances in High-Enthalpy CO₂ Flow over Blunt Bodies. *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, AIAA 2010-1566. <https://doi.org/10.2514/6.2010-1566>
- [59] Kirk, B.S., Stognery, R.H., Olivery, T.A., et al. (2013) Recent Advancements in Fully Implicit Numerical Methods for Hypersonic Reacting Flows. *21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, San Diego, AIAA 2013-2559. <https://doi.org/10.2514/6.2013-2559>
- [60] Roncioni, P., Ranuzzi, G., Marini, M., et al. (2015) Experimental and Numerical Investigation of Aerothermal Characteristics of Hypersonic Intermediate Experimental Vehicle. *Journal of Spacecraft and Rockets*, **48**, 291-302.
- [61] Drummond, J.P. (2014) Methods for Prediction of High-Speed Reacting Flows in Aerospace Propulsion. *AIAA Journal*, **52**, 465-485. <https://doi.org/10.2514/1.J052283>
- [62] Nonaka, S., Mizuno, H., Takayama, K., et al. (2000) Measurement of Shock Standoff Distance for Sphere in Ballistic Range. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, **14**, 225-229. <https://doi.org/10.2514/2.6512>
- [63] Gülhan, A., Siebe, F., Thiele, T., et al. (2014) Sharp Edge Flight Experiment-II Instrumentation Challenges and Selected Flight Data. *Journal of Spacecraft and Rockets*, **51**, 175-186. <https://doi.org/10.2514/1.A32572>
- [64] Szirczak, D. and Smith, H. (2016) A Review of Design Issues Specific to Hypersonic Flight Vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, **84**, 1-28. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.04.001>
- [65] Qian, G. and Wang, B.G. (2011) A Comparative Study of Navier-Stokes and DSMC Simulation of Hypersonic Flow-fields. *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, AIAA 2011-765.

知网检索的两种方式：

1. 打开知网页面 <http://kns.cnki.net/kns/brief/result.aspx?dbPrefix=WWJD>
下拉列表框选择：[ISSN]，输入期刊 ISSN：2325-498X，即可查询
2. 打开知网首页 <http://cnki.net/>
左侧“国际文献总库”进入，输入文章标题，即可查询

投稿请点击：<http://www.hanspub.org/Submission.aspx>

期刊邮箱：ijm@hanspub.org