月地高速再入返回器化学非平衡气动影响预测与飞行验证

李齐^{1*}, 魏昊功¹, 李志辉², 陈刚¹, 彭兢¹, 杨孟飞³

1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;

2. 中国空气动力研究与发展中心超高速所, 绵阳 621000;

3. 中国空间技术研究院, 北京 100094

* E-mail: qi-ge-ge@163.com

收稿日期: 2021-03-20; 接受日期: 2021-05-10; 网络版发表日期: 2021-07-09

国家重点基础研究发展计划(编号: 2014CB744100)和国家自然科学基金(批准号: 91530319, 11902025)资助项目

摘要 月地高速再入返回器以近11 km/s的速度跳跃式再入地球大气层, 相较于近地轨道再入飞行器, 绕流场化学非平衡效应更加复杂、对返回器气动力影响更为显著. 本文分别采用7组分以上的化学非平衡模型分析了化学非平衡效应对返回器60~80 km气动力特性的影响机制与规律, 探讨了适于月地高速再入返回器中高空气动特性预测的数值方法与边界条件. 最后, 利用月地高速再入飞行气动辨识数据与本文建立的化学非平衡模拟算法的计算数据进行对比, 确认配平攻角的预测误差不超过0.7°, 配平升阻比预测精度优于2.5%, 证明本文所建立的方法对于月地高速再入返回器的中高空气动特性预测是有效与高精度的.

关键词 月地高速再入返回器, 化学非平衡, 气动力特性, 飞行辨识

1 引言

根据中国航天2016年白皮书的描述^[1], 未来5~10年内, 我国将会陆续实施包括月球取样返回、火星着陆巡视探测、小行星附着与取样返回在内的等一系列深空探测任务. 其中, 地球大气的高速再入是完成探测任务的关键环节.

与神舟飞船等近地轨道近第一宇宙速度再入任务^[2~4]不同, 深空探测返回的再入速度常常在10 km/s以上, 在从自由分子流到连续流的穿越过程中, 由于高温引起的真实气体效应十分显著, 造成飞行器气动

力改变、气动热激增、辐射以及黑障等问题更加突出, 给飞行器结构、防热、通信、控制等各系统的适应能力带来了极大的挑战. 而这些系统的设计又对返回器气动性能的分析与验证提出了更为苛刻的要求.

我国自2004年正式开展月球探测工程——“嫦娥工程”, 开启了深空探测的步伐. 在嫦娥二期刚转入工程研制后不久, 为突破月球取样返回的气动、热防护和半弹道跳跃式再入GNC(Guidance, Navigation and Control)等关键技术^[5~9], 我国于2011年启动了月地高速再入返回飞行试验器的研制, 于2014年11月1日成

引用格式: 李齐, 魏昊功, 李志辉, 等. 月地高速再入返回器化学非平衡气动影响预测与飞行验证. 中国科学: 技术科学, 2021, 51: 813–827
Li Q, Wei H G, Li Z H, et al. Prediction and flight verification of chemical non-equilibrium aerodynamic characteristics of the high-speed circumlunar return and reentry capsule (in Chinese). Sci Sin Tech, 2021, 51: 813–827, doi: [10.1360/SST-2021-0103](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0103)

功实施了中国首次月地高速跳跃式再入返回飞行试验^[10], 并最终在2020年12月17日圆满完成了嫦娥五号样品返回舱的再入回收。

月地高速再入返回器以近11 km/s的速度通过月地转移轨道跳跃式再入地球大气, 再入速度超过第一宇宙速度再入40%, 在60~80 km高度区间内飞行时间比神舟飞船返回舱多170%、比返回式卫星多600%, 更是普通弹道导弹的10倍以上。再加上尺寸小(仅1.25 m)、质量轻(约330 kg)等因素, 返回器在中高空由于高速高温引起的高温真实气体效应及其相应的各种边界条件、流动模型和气体组分模型等对返回器跨流域气动特性模拟的影响十分突出, 需要详细研究并在气动手册中认真考虑^[11]。

对于返回飞行器的真实气体效应数值模拟研究, 最早开始于航天飞机气动研制时期, 起先是利用变比热比完全气体模型和平衡气体模型的欧拉方程模拟无黏真实气体气动力影响^[12], 后来Weilmuenster等人^[13]应用LAURA软件的7组元化学非平衡模型N-S方程开展数值模拟研究, 获得了与飞行数据更为接近的结论。随着CFD理论与计算技术的发展, 国内外学者在返回舱(器)再入真实气体效应气动特性影响方面, 开展了大量的数值模拟研究, 形成了一些可获得第一宇宙速度再入飞行验证的计算模型与程序^[14-22]。但对于第二宇宙速度的高速再入问题, (热)化学非平衡的边界条件、流动模型和气体组分模型的适应性还在持续探索中。本文将月地高速再入返回器为研究对象, 对化学非平衡影响返回器气动特性的原理和规律进行分析, 比较不同的化学反应模型与温度边界对气动力参数的影响规律, 并从流场合理性分析选择适当的计算模型与边界条件。最终, 结合飞行辨识结果确认本文所建

立的化学非平衡气动算法对于月地高速再入返回器中高空气动力计算的有效性。

2 研究对象与条件

月地高速再入返回器的外形如图1所示。由图可见, 返回器采用了类神舟飞船返回舱的球冠钟形体, 其中最大迎风面直径 D 约为1.25 m, 总高度 L 约为1.16 m。

返回器发射前质测结果为: 质量330.6 kg, 标称质心系数为: $X_{CG}/D=0.372$, $Y_{CG}/D=-0.0342$ 。

3 物理模型与数值方法

3.1 控制方程

热化学非平衡流动与量热完全气体流动的主要区别表现在以下两个方面: 气体组分的化学反应和气体不同模式能量间的交换和松弛过程。基于完全气体假设的Navier-Stokes(N-S)方程已经不能对上述物理过程进行描述, 需要在N-S方程的基础上添加针对气体间化学反应的组分输运方程和能量松弛过程的能量输运方程^[22,23]。

直角坐标系下, 三维守恒形式的热化学非平衡流控制方程为

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + \frac{\partial H_v}{\partial z} + W, \quad (1)$$

其中, Q 为守恒变量, F, G, H 分别为 x, y, z 三个坐标方向的无黏通量, F_v, G_v, H_v 分别为 x, y, z 三个坐标方向的黏性通量, W 为化学反应源项。以上各式的具体表达式

图1 (网络版彩图)返回器外形示意图

Figure 1 (Color online) Outline diagram of the reentry capsule.

如下:

$$\begin{aligned}
 Q &= \begin{pmatrix} \rho_s \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \\ \rho e_v \end{pmatrix}, \quad W = \begin{pmatrix} \omega_s \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \omega_v \end{pmatrix}, \quad F = \begin{pmatrix} \rho_s u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho Hu \\ \rho e_v u \end{pmatrix}, \\
 G &= \begin{pmatrix} \rho_s v \\ \rho vu \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ \rho Hv \\ \rho e_v v \end{pmatrix}, \quad H = \begin{pmatrix} \rho_s w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ \rho Hw \\ \rho e_v w \end{pmatrix}, \\
 F_v &= \begin{pmatrix} \rho D_s \frac{\partial Y_s}{\partial x} \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x \\ -q_{v,x} + \rho \sum_{s=1}^{ns} D_s h_{vs} \frac{\partial Y_s}{\partial x} \end{pmatrix}, \\
 G_v &= \begin{pmatrix} \rho D_s \frac{\partial Y_s}{\partial y} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y \\ -q_{v,y} + \rho \sum_{s=1}^{ns} D_s h_{vs} \frac{\partial Y_s}{\partial y} \end{pmatrix}, \\
 H_v &= \begin{pmatrix} \rho D_s \frac{\partial Y_s}{\partial z} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xz} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} - q_z \\ -q_{v,z} + \rho \sum_{s=1}^{ns} D_s h_{vs} \frac{\partial Y_s}{\partial z} \end{pmatrix},
 \end{aligned} \quad (2)$$

其中, u, v, w 为 x, y, z 方向速度; ρ, Y_s 分别为混合气体总密度和组分 s 的质量分数; E 和 H 分别为混合气体总能和总焓; e_v 为振动能; h_s, h_{vs} 分别为组分 s 的静焓和振动焓; D_s 为组分 s 的质量扩散系数; T, T_v 分别为平动温度和振动温度; 下标 s 代表组分.

p 为化学反应混合气体的压力, 可由 Dalton 分压定理计算:

$$p = R_u T \sum_{s=1}^{ns} \frac{\rho_s}{M_s}, \quad (3)$$

其中, R_u 为通用气体常数, M_s 为气体组分 s 的分子量.

黏性应力项分别为

$$\begin{cases} \tau_{xx} = 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right), \\ \tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right), \\ \tau_{yy} = 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right), \\ \tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right), \\ \tau_{zz} = 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right), \\ \tau_{xz} = \tau_{zx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right). \end{cases} \quad (4)$$

热传导项为

$$\begin{cases} q_x = q_{tr,x} + q_{v,x} + q_{d,x}, \quad q_{tr,x} = -k_{tr} \frac{\partial T}{\partial x}, \\ q_{v,x} = -k_v \frac{\partial T_v}{\partial x}, \quad q_{d,x} = -\rho \sum_{s=1}^{ns} D_s h_s \frac{\partial Y_s}{\partial x}, \\ q_y = q_{tr,y} + q_{v,y} + q_{d,y}, \quad q_{tr,y} = -k_{tr} \frac{\partial T}{\partial y}, \\ q_{v,y} = -k_v \frac{\partial T_v}{\partial y}, \quad q_{d,y} = -\rho \sum_{s=1}^{ns} D_s h_s \frac{\partial Y_s}{\partial y}, \\ q_z = q_{tr,z} + q_{v,z} + q_{d,z}, \quad q_{tr,z} = -k_{tr} \frac{\partial T}{\partial z}, \\ q_{v,z} = -k_v \frac{\partial T_v}{\partial z}, \quad q_{d,z} = -\rho \sum_{s=1}^{ns} D_s h_s \frac{\partial Y_s}{\partial z}, \end{cases} \quad (5)$$

其中, q 为总热流, q_{tr} 为平动温度梯度导致的热流, q_v 为振动温度梯度导致的热流, q_d 为组分扩散导致的热流, k_{tr} 和 k_v 分别为平动温度热传导系数和振动温度热传导系数.

3.2 热力学模型

分子的内能由平动能、转动能、振动能、电子能和零点能组成; 原子的内能由平动能、电子能和零点能组成. 本文中分子和原子的内能由统计热力学的配分函数法获得, 对于组分 s 的内能模式为

$$e_{tr,s} = \begin{cases} \frac{3}{2} \frac{R_u T}{M_s}, & s = \text{分子}, \\ \frac{3}{2} \frac{R_u T}{M_s}, & s = \text{原子}, \end{cases} \quad e_{rot,s} = \begin{cases} \frac{R_u T}{M_s}, & s = \text{分子}, \\ 0, & s = \text{原子}, \end{cases} \quad (6)$$

$$e_{v,s} = \begin{cases} \frac{R_u}{M_s} \frac{\theta_{vs}}{\exp(\theta_{vs}/T_v) - 1}, & s = \text{分子}, \\ 0, & s = \text{原子}, \end{cases}$$

其中, $R_u=8314 \text{ J/(kmol K)}$ 为通用气体常数; M_s 为组分 s 的摩尔质量, 单位为 g/mol ; θ_{vs} 为组分 s 的特征振动温度, 单位为 K .

根据热力学可知, 气体组分 s 的定容比热如下式所示:

$$c_{v,tr,s} = \left(\frac{\partial e_{tr,s}}{\partial T} \right)_v, \quad c_{v,rot,s} = \left(\frac{\partial e_{rot,s}}{\partial T} \right)_v, \quad c_{v,v,s} = \left(\frac{\partial e_{v,s}}{\partial T} \right)_v, \quad (7)$$

$$c_{v,s} = c_{v,tr,s} + c_{v,rot,s} + c_{v,v,s}.$$

具体表达式为

$$c_{v,tr,s} = \begin{cases} \frac{3}{2} \frac{R_u}{M_s}, & s = \text{分子}, \\ \frac{3}{2} \frac{R_u}{M_s}, & s = \text{原子}, \end{cases} \quad c_{v,rot,s} = \begin{cases} \frac{R_u}{M_s}, & s = \text{分子}, \\ 0, & s = \text{原子}, \end{cases} \quad (8)$$

$$c_{v,v,s} = \begin{cases} \frac{R_u}{M_s} \left(\frac{\theta_{v,s}}{T_v} \right)^2 \frac{\exp(\theta_{v,s}/T_v)}{[\exp(\theta_{v,s}/T_v) - 1]^2}, & s = \text{分子}, \\ 0, & s = \text{原子}. \end{cases}$$

在Park双温模型假设下, 分子的内能模式采用式(8)计算. 而对于热力学平衡流动(单温模型), 只有一个平动温度(T), 即式(8)中的振动温度 $T_v=T$.

3.3 化学反应模型

模拟空气真实气体效应常用7组分(O_2 , N_2 , NO , O , N , NO^+ , e)和11组分(O_2 , N_2 , NO , O , N , NO^+ , e , O_2^+ , N_2^+ , O^+ , N^+)化学反应模型. 针对工程问题, 目前较多采用Dunn-Kang模型^[24]和Park模型^[25], 两类模型的反应方程式分别如表1和2所示.

3.4 数值求解方法

采用有限体积法对流动控制方程进行空间离散, 将流体力学变量定义为网格单元体内的平均值. 为使流场解具有保单调性和高阶精度, 使用Anderson等人^[26]提出的MUSCL(monotonic upstream-centered

scheme for conservation laws)插值方法, 对网格单元界面左右两侧的变量进行重构, 结合Steger-Warming矢通量分裂来构造无黏通量, 选用Roe的FDS(flux difference splitting)二阶精度格式来离散该无黏通量, 黏性通量采用二阶中心差分格式进行离散. 为防止在激波附近出现振荡, 需要加入限制器, 使用综合性能良好的二阶minmod限制器方法.

在时间推进方向上采用LU-SGS(lower-upper symmetric Gauss-Seidel)方法进行迭代, 对化学非平衡源项采用部分矩阵隐式求逆方法^[22], 即计算化学非平衡源项时由线性化方法得到化学非平衡源项关于守恒变量的Jacobian矩阵. 在与流体力学控制方程LU-SGS方法迭代求解过程结合时, 采取分块求逆矩阵的方法对化学非平衡Jacobian矩阵进行求逆.

3.5 壁面边界处理方法

3.5.1 壁面温度边界

对于中高空连续/近连续流及高空滑移流区域, 常用壁面温度边界条件有: (1) 绝热壁条件, $\partial T/\partial n=0$; (2) 等温壁面条件, $T=T_w$; (3) 辐射平衡变壁面温度. 本文采用了绝热壁和等温壁两种壁面温度条件开展计算研究, 其中等温壁温度进行了变化.

3.5.2 壁面催化边界

对于壁面组分的边界条件, 有完全非催化壁、完全催化壁和有限催化壁三种边界条件处理模型^[23]. 对于完全非催化壁边界条件, 壁面组分满足 $\partial C_i/\partial n=0$ 的条件, 原子或离子复合速率为零; 对于完全催化壁边界条件, 壁面组分满足 $C_i=C_{i\infty}$ 的条件, 原子或离子以无穷大的速率复合. 据已研究的结果, 壁面催化边界对整体气动力的影响集中在摩擦阻力部分, 但由于高超声速连续流区和大钝头再入外形, 压阻占绝大部分, 完全催化边界与完全非催化边界相比, 总阻力相差不到0.1%^[27], 可以忽略. 为统一, 本文采用完全催化壁边界条件开展计算.

3.6 算法正确性验证

选取Apollo指令舱高超声速气动力算例作为检验本文热化学非平衡计算方法和程序的算例^[28].

Apollo指令舱外形轮廓和网格如图2所示, 计算网格为多块结构网格, 由于计算中没有侧滑角, 故采用半

表 1 Dunn-Kang模型^{a)}

Table 1 Dunn-Kang model

序号	化学反应式	序号	化学反应式
1	$O_2+M_1 \rightleftharpoons O+O+M_1$	14	$NO+N_2 \rightleftharpoons N_2+NO^++e^-$
2	$O_2+O \rightleftharpoons O+O+O$	15	$NO+O_2 \rightleftharpoons O_2+NO^++e^-$
3	$O_2+O_2 \rightleftharpoons O+O+O_2$	16	$O+e^- \rightleftharpoons O^++e^-+e^-$
4	$O_2+N_2 \rightleftharpoons O+O+N_2$	17	$N+e^- \rightleftharpoons N^++e^-+e^-$
5	$N_2+M_2 \rightleftharpoons N+N+M_2$	18	$N+NO^+ \rightleftharpoons NO+N^+$
6	$N_2+N \rightleftharpoons N+N+N$	19	$O+NO^+ \rightleftharpoons O_2+N^+$
7	$N_2+N_2 \rightleftharpoons N+N+N_2$	20	$O+NO^+ \rightleftharpoons NO+O^+$
8	$NO+M_3 \rightleftharpoons N+O+M_3$	21	$N_2+O^+ \rightleftharpoons O+N_2^+$
9	$NO+M_4 \rightleftharpoons N+O+M_4$	22	$N_2+N^+ \rightleftharpoons N+N_2^+$
10	$O+NO \rightleftharpoons N+O_2$	23	$N+N \rightleftharpoons N_2^++e^-$
11	$O+N_2 \rightleftharpoons N+NO$	24	$O+O \rightleftharpoons O_2^++e^-$
12	$O+N \rightleftharpoons NO^++e^-$	25	$O_2+NO^+ \rightleftharpoons NO+O_2^+$
13	$O_2+N_2 \rightleftharpoons NO+NO^++e^-$	26	$O+O_2^+ \rightleftharpoons O_2+O^+$

a) $M_1=NO, N; M_2=O, NO, O_2; M_3=N_2, O_2; M_4=O, NO, N$ 表 2 Park模型^{a)}

Table 2 Park model

序号	化学反应式	序号	化学反应式
1	$O_2+M_1 \rightleftharpoons O+O+M_1$	13	$N+e^- \rightleftharpoons N^++e^-+e^-$
2	$O_2+M_2 \rightleftharpoons O+O+M_2$	14	$O+NO^+ \rightleftharpoons N^++O_2$
3	$NO+M_3 \rightleftharpoons N+O+M_3$	15	$N+O_2^+ \rightleftharpoons N^++O_2$
4	$NO+M_4 \rightleftharpoons N+O+M_4$	16	$NO+O^+ \rightleftharpoons N^++O_2$
5	$N_2+M_5 \rightleftharpoons N+N+M_5$	17	$N_2+O_2^+ \rightleftharpoons O_2+N_2^+$
6	$N_2+M_6 \rightleftharpoons N+N+M_6$	18	$O+O_2^+ \rightleftharpoons O^++O_2$
7	$O+N_2 \rightleftharpoons N+NO$	19	$NO^++N \rightleftharpoons O^++N_2$
8	$O+NO \rightleftharpoons O_2+N$	20	$O_2+NO^+ \rightleftharpoons O_2^++NO$
9	$O+N \rightleftharpoons NO^++e^-$	21	$O+NO^+ \rightleftharpoons N+O_2^+$
10	$N+N \rightleftharpoons N_2^++e^-$	22	$N_2+O^+ \rightleftharpoons N_2^++O$
11	$O+O \rightleftharpoons O_2^++e^-$	23	$N+NO^+ \rightleftharpoons N_2^++O$
12	$O+e^- \rightleftharpoons O^++e^-+e^-$	24	$N_2+e^- \rightleftharpoons N_2^++e^-+e^-$

a) $M_1=N_2, O_2, NO, N_2^+, O_2^+, NO^+; M_2=O, N, O^+, N^+; M_3=N_2, O_2, N_2^+, O_2^+, NO^+; M_4=NO, O, N, O^+, N^+; M_5=N_2, O_2, NO, N_2^+, O_2^+, NO^+; M_6=O, N, O^+, N^+$

模进行计算, 半模网格量约为 27×10^4 . 指令舱肩部和底部的网格进行了加密处理.

本算例无黏通量采用Roe格式; 二阶MUSCL重构和minmod限制器; 时间推进采用LUSGS格式; 温度模型选用了单温模型和双温模型; 壁面催化条件采用完全催化壁; 化学反应模型分别采用了Park87的5, 7和11

组分模型.

计算来流条件如下: $H=70.1$ km, $V_\infty=8.08$ km/s, $Ma_\infty=27.2$, $\rho_\infty=8.7535 \times 10^{-5}$ kg/m³, $T_\infty=219.7$ K, $Re_\infty=1.94 \times 10^5$, 壁面温度 $T_w=1500$ K, 攻角 $\alpha=21^\circ$.

表3为本文计算的气动力系数(升力系数、阻力系数和升阻比)与文献计算结果的对比. 由表可见, 无论

图 2 (网络版彩图)Apollo指令舱. (a) 指令舱外形; (b) 物面与对称面网格
Figure 2 (Color online) Apollo Command Module. (a) Shape of the command module; (b) grid of object surface and symmetric plane.

表 3 Apollo指令舱气动力计算值及与文献的对比($\alpha=21^\circ$)
Table 3 Calculation values of aerodynamic forces of the Apollo Command Module and comparison with literature ($\alpha=21^\circ$)

气动参数	本文算法				文献	
	单温模型		双温模型		单温模型	双温模型
	7组分	11组分	7组分	11组分		
CL	-0.406	-0.404	-0.406	-0.405	-0.409	-0.398
CD	1.293	1.284	1.292	1.283	1.304	1.282
L/D	-0.314	-0.315	-0.314	-0.316	-0.314	-0.311

采用哪种温度模型和化学反应模型, 本文算法和程序所得的气动力计算结果与文献的计算结果最大误差小于2.2%, 表明本文采用的热化学非平衡算法及程序对大钝头返回舱外形的高超声速气动力具有较高的计算精度.

4 计算状态与网格化分

4.1 本文计算状态

根据月地高速再入返回器60~80 km区间的飞行弹道辨识与大气模型拟合结果, 可确定本次真实气体效应研究对应的返回器再入飞行弹道及其大气参数如表4所示.

针对模拟真实气体效应采用的不同气体模型、温度模型、反应模型以及壁面温度边界开展气动预测的影响规律研究, 研究状态如表5所示.

4.2 计算网格划分

采用O-H型拓扑结构进行三维网格构建, 根据几何外形和流场进行分区, 区与区之间过渡光滑. 网格在贴体的前提下尽量保持其正交性. 为准确捕捉激波, 网格在激波面附近进行了适当加密. 由于为轴对称外形, 因此本次研究不对侧滑角影响开展计算, 网格采用半模, 网格数量约 2×10^6 (图3).

对于近壁面法向网格高度的选取, 按照当前普遍定义的网格雷诺数^[29]作为网格密度特征参数加以分析, 要求计算结果随法向网格雷诺数是收敛的, 网格雷诺数定义式为

$$Re_n = \frac{\rho_\infty V_\infty \Delta y}{\mu_\infty},$$

其中, 特征尺寸 Δy 通常取壁面驻点处第1层网格法向真实高度. 当 Re_n 不大于10时, 认为气动力/热的计算结

表 4 返回器中高空再入飞行弹道及大气参数

Table 4 Parameters of reentry trajectory and atmosphere of the capsule at mid-high attitudes

H (km)	Ma	ρ_{∞} (kg/m ³)	T (K)	P_{∞} (Pa)
80	38, 30	1.63×10^{-5}	198.639	0.930
70	35, 25	8.104×10^{-5}	219.585	5.107
60	20, 28	2.92×10^{-4}	247.022	20.666

图 3 (网络版彩图)返回器计算网格示意图. (a) 空间网格; (b) 物面网格

Figure 3 (Color online) Schematic diagram of the computational grid of the capsule. (a) Space grid; (b) surface grid.

果随法向网格是收敛的. 本次研究中网格雷诺数均小于5, 第一层网格法向距离为0.04 mm.

5 计算结果分析

5.1 化学反应模型气动力影响

分别对比7组分与11组分的Park与Dunn-Kang两种

化学反应模型计算得到的返回器中高空典型状态下的对称面压力分布场, 如图4所示, 从图中看不出化学反应模型以及组分的变化对对称面压力场的影响, 不同类别、组分的化学非平衡模型所得流场激波面压力特征均吻合度很好. 经分析, 当化学反应模型组分在7组分以上时, 不同模型间的O₂, N₂, NO, O, N组分在波后的分布基本一致, 只有小浓度的离子与分布存在差异. 但这些小浓度组分分布的差异对绕流边界层内的气体密度和温度影响很小, 因而压力场影响也就很小.

通过对比不同化学反应模型以及完全气体模型($\gamma=1.4$)、热完全气体模型($\gamma=1.159$)计算出的返回器大底与背罩表面压力分布(图5)可以看出, 在正激波占主导作用的大底表面, 两种类型的7组分/11组分化学反应模型以及热完全气体模型计算所得表面压力系数几乎是完全一致的, 不同化学反应模型的压力分布差异只在流动膨胀后而背罩表面稍有体现.

由于大钝头外形高超声速连续流的整体气动力主要受迎风大底压力影响, 而所有7组分以上化学反应模型的迎风大底表面压力分布都是很接近的. 因此对比不同反应模型下返回器70 km, $Ma=25$ 状态下升阻力特性以及俯仰力矩曲线(图6)发现, 本文研究的所有化学非平衡模型计算得到的返回器气动力和力矩结果也是很接近的, 同状态下阻力系数和升阻比的 3σ 误差不超过1.5%, 配平攻角的 3σ 误差不超过0.3°. 采用热完全气体模型($\gamma=1.159$)的同状态气动力系数比较接近于化学非平衡模型的计算值, 但配平攻角绝对值仍比化学非平衡结果大1.2°以上. 由此可见, 采用热完全气体模型

表 5 中高空(热)化学非平衡效应研究计算状态

Table 5 List of the research on thermochemical/chemical nonequilibrium effect at mid-high attitudes

研究内容	H (km)	Ma	α (°)	壁面温度边界	反应模型类别
化学反应模型气动力影响	70	25	-18, -20, -22	等温壁 $T_w=1500$ K	7组分Park、11组分Park、7组分D-K、11组分D-K、热完全气体 $\gamma=1.159$ 、量热完全气体 $\gamma=1.4$
壁温条件气动力影响	70	30	-20	绝热壁、等温壁($T_w=300, 1000, 1500$ K)	7组分Park
	80	30, 38			
	70	25, 35			
化学非平衡气动力影响	60	20, 28	-18, -20, -22	等温壁 $T_w=1500$ K	11组分Park、完全气体
	70	35			
	60	28

图4 (网络版彩图)不同化学反应模型下返回器对称面压力场对比($H=70\text{ km}$, $Ma=25$, $\alpha=-20^\circ$). (a) 7组分反应对比; (b) 11组分反应对比

Figure 4 (Color online) Comparison of the capsule's pressure distribution cloud maps of symmetrical surface flow field calculated by different chemical reaction models ($H=70\text{ km}$, $Ma=25$, $\alpha=-20^\circ$). (a) Comparison of pressure fields of seven component reactions; (b) comparison of pressure fields of eleven component reactions.

图5 (网络版彩图)不同化学反应模型下返回器表面迎背风线压力分布对比($H=70\text{ km}$, $Ma=25$, $\alpha=-20^\circ$). (a) 大底迎背风线压力分布; (b) 背罩迎背风线压力分布

Figure 5 (Color online) Comparison of the pressure distribution on the windward and leeward surface of the capsule calculated by different chemical reaction models ($H=70\text{ km}$, $Ma=25$, $\alpha=-20^\circ$). (a) Pressure distribution on the windward and leeward lines of the wind head; (b) pressure distribution on the the windward and leeward lines of the back hood.

模拟返回器中高空(热)化学反应影响的返回器气动力特性特别是配平特性, 偏差仍比较明显.

5.2 壁面温度条件气动力影响分析

对比不同壁面温度条件下返回器对称面流场温度等值线云图分布(图7), 可见, 绝热壁条件下返回器近壁面空气温度达到了6000~8000 K, 而其他等温壁条件下, 返回器近壁面空气温度在400~2000 K之间. 由

于近壁面温度过高, 绝热壁条件下返回器表面压力分布和整器气动力均明显异于等温壁条件. 由于通常的返回器再入, 采用复合材料隔热瓦热解烧蚀带走足够的能量, 使物面温度保持在一定范围, 根据烧蚀-传热计算结果, 返回器再入过程中近壁面温度应维持在2200 K以下, 而这一范围内不同温度的等温壁条件对应流场压力和整器气动力计算结果相差很小. 因此在实际使用时, 参考烧蚀-传热计算结果选择某一适当数

图 6 (网络版彩图)不同化学反应模型下返回器整体气动随攻角变化曲线对比($H=70$ km, $Ma=25$, $\alpha=-20^\circ$). (a) 阻力系数; (b) 升阻比; (c) 质心俯仰力矩系数

Figure 6 (Color online) Comparison of the curves of overall aerodynamic parameters of the capsule calculated by different chemical reaction models ($H=70$ km, $Ma=25$, $\alpha=-20^\circ$). (a) The drag coefficient; (b) lift-to-drag ratio; (c) pitching moment coefficient to the center of mass.

图 7 (网络版彩图)不同壁面温度条件下返回器对称面流场温度等值线云图分布. (a) 绝热壁; (b) 等温壁 300 K; (c) 等温壁 1000 K; (d) 等温壁 1500 K

Figure 7 (Color online) Comparison of temperature contour line cloud distribution of the capsule's symmetrical surface flow field under different wall temperature boundaries. (a) Diathermal wall; (b) isothermal wall $T_w=300$ K; (c) isothermal wall $T_w=1000$ K; (d) isothermal wall $T_w=1500$ K.

值的等温壁条件, 即可保证返回器气动特性预测的精度和可靠性。

通过对比不同壁面温度条件下返回器再入 70 km、攻角 -20° 、马赫数 30 绕流状态下整器气动力, 如图 8 所示, 可见, 同一绕流状态绝热壁条件下的轴向力和法向力绝对值均高于其他等温壁条件。等温壁条件下

的不同壁面温度所计算的气动力相差不超过 0.5%。

5.3 化学非平衡算法综合分析与确认

通过开展不同反应模型、组分模型及温度边界的化学非平衡对返回器中高空气动力影响的计算研究, 对比各种模型与边界条件对返回器配平攻角附近的流

图 8 (网络版彩图)不同壁面温度条件下返回器静态气动对比(70 km). (a) 轴向力; (b) 法向力

Figure 8 (Color online) Comparison of the capsule's static aerodynamic parameters under different wall temperature boundaries (70 km). (a) Axial force; (b) normal force.

图 9 (网络版彩图)化学非平衡模型与完全气体模型计算所得返回器对称面流场与大底表面压力云图对比. (a) 对称面压力场60 km; (b) 大底表面压力60 km; (c) 对称面压力场70 km; (d) 大底表面压力70 km; (e) 对称面压力场80 km; (f) 大底表面压力80 km

Figure 9 (Color online) Comparison of the capsule's pressure distribution cloud maps of symmetrical surface flow field and on the outsole surface calculated by chemical non-equilibrium model and complete gas model. (a) Sysmmetric plane pressure field, $H=60$ km; (b) pressure distribution on the wind head, $H=60$ km; (c) sysmmetric plane pressure field, $H=70$ km; (d) pressure distribution on the wind head, $H=70$ km; (e) sysmmetric plane pressure field, $H=80$ km; (f) pressure distribution on the wind head, $H=80$ km.

场分布及气动力/力矩特性, 可确认: 在60~80 km区间, 为提高返回器气动力预测精度, 应采用适当数值的等温壁条件(工程经验选择1500 K或以上)、7组分以上的Dunn-Kang或Park反应模型来开展数值模拟.

5.4 化学非平衡效应对返回器气动力影响规律及原理分析

采用第5.3节中确认的化学非平衡模型计算60~80 km典型状态下返回器静态气动特性, 并与不考虑化学反应的完全气体模型计算结果进行对比. 由典型状态下返回器对称面压力场(图9)可见, 化学非平衡效应会导致返回器头部激波压缩明显, 与不考虑化学反应

的激波脱体距离相差50%. 而由大底表面压力分布云图对比可见, 在同一高度下, 化学非平衡效应会使得表面压力增强, 且在70 km附近该影响最大.

通过对比化学非平衡和完全气体模型计算得到的返回器60~80 km区间的气动升阻力特性(图10)可知, 化学非平衡效应会导致返回器阻力系数增大、升阻比增大, 且这种影响随着高度与马赫数的变化而存在差异, 在70 km附近化学非平衡效应对气动力的影响最为显著. 60~80 km区间, 同高度同攻角下化学非平衡效应导致阻力系数最多增大4.4%、升阻比最多增大约7%.

此外, 由化学非平衡模型与完全气体模型计算所得各高度下质心俯仰力矩曲线(图11)可见, 当不考虑

图 10 (网络版彩图)化学非平衡与完全气体模型计算所得返回器升阻力系数曲线随攻角变化的对比. (a) 60 km阻力系数; (b) 60 km升阻比; (c) 70 km阻力系数; (d) 70 km升阻比; (e) 80 km阻力系数; (f) 80 km升阻比

Figure 10 (Color online) Comparison of the capsule's curves of lift and drag coefficient changing with the attack angle calculated by chemical non-equilibrium model and complete gas model. (a) The drag coefficient, $H=60$ km; (b) lift-to-drag ration, $H=60$ km; (c) the drag coefficient, $H=70$ km; (d) lift-to-drag ration, $H=70$ km; (e) the drag coefficient, $H=80$ km; (f) lift-to-drag ration, $H=80$ km.

化学反应时, 返回器质心俯仰力矩系数基本不随马赫数变化; 而化学非平衡效应则使得质心俯仰力矩增大, 且这种变化随着马赫数增加而增加. 在60~80 km区间, 化学非平衡效应导致的返回器配平攻角绝对值减小, 变化量在 $1.95^\circ \sim 3.12^\circ$ 之间. 70 km附近化学非平衡对返回器配平攻角的影响最为显著.

6 飞行试验气动辨识与对比验证

将月地高速再入返回器返回飞行测量数据用于弹道重构与气动参数辨识, 其中飞行测量数据包括: (1) IMU(惯性测量单元)内测加速度数据; (2) IMU内测角加速度数据; (3) 雷达外测位置数据. 采用基于极大似然准则结合外测数据对内测数据进行初值修正后完成

弹道重建, 进而反演出沿弹道的飞行姿态与气动力参数^[30,31].

将飞行辨识获得的返回器沿真实再入弹道的配平攻角与升阻比特征分别与本文建立的(热)化学非平衡算法(11组分Park模型、等温壁1500 K, $Ma=35$ 以上为热非平衡、以下为热平衡)和完全气体模型计算数据进行对比, 如图12可见, 采用化学非平衡模型计算出的返回器中高空(60~80 km)配平攻角与飞行数据非常接近, 平均偏差约为 0.7° , 小于实际配平攻角的 3.5% , 而完全气体模型计算值平均偏差达到 2.4° , 高于实际配平攻角的 11% ; 采用化学非平衡模型计算出的配平升阻比与飞行数据的平均偏差约为 2.5% , 而完全气体模型计算值与飞行数据的平均偏差超过 6% . 由此可见, 采用本文确定的化学非平衡算法计算返回器中高空气动

图 11 (网络版彩图)化学非平衡与完全气体模型计算所得返回器俯仰力矩系数曲线随攻角变化的对比. (a) 60 km; (b) 70 km; (c) 80 km

Figure 11 (Color online) Comparison of the capsule's curves of pitch moment coefficient changing with the attack angle calculated by chemical non-equilibrium model and complete gas model. (a) 60 km; (b) 70 km; (c) 80 km.

图 12 (网络版彩图)返回器沿弹道配平攻角(a)和配平升阻比(b)的地面预测值与飞行辨识值对比

Figure 12 (Color online) Comparison of ground predictive value and flight identification value of the trim angle of attack (a) and lift-to-drag ratio (b) along the reentry trajectory.

力特性, 能够得到与飞行数据更为接近的配平特性结果.

7 结论

本文以月地高速再入返回器为研究对象, 基于化学非平衡算法, 开展不同反应模型、组分模型及温度边界对返回器中高空气动力影响的计算研究, 对比各种模型与边界条件对 60~80 km 返回器配平攻角附近

的绕流激波场、压力场及气动力参数的计算对比和分析, 建立了适用于月地高速再入的返回器化学非平衡预测算法, 并分析了化学非平衡效应对 60~80 km, $Ma=20\sim38$ 之间返回器流场参数与气动力/力矩特性的影响规律. 最终, 利用月地高速再入返回飞行辨识数据与本文所建立算法的地面预测数据进行对比分析, 验证了采用本文确定的化学非平衡算法对返回器中高空静态配平气动特性预测精度可优于 3.5%, 比完全气体模型数值算法的计算精度提高了 60%~70%.

参考文献

- 1 Information Office of the State Council of the People's Republic of China. "White Paper: China's Space Activities in 2016" (in Chinese). *Aerosp China*, 2017, 1: 10–17 [中华人民共和国国务院新闻办公室. 《2016 中国的航天》白皮书. 中国航天, 2017, 1: 10–17]
- 2 Fang F. Overview of aerodynamic design of ShenZhou spacecraft re-entry module (in Chinese). *Spacecr Eng*, 2004, 1: 124–131 [方方. 神舟飞船返回舱气动设计综述. 航天器工程, 2004, 1: 124–131]
- 3 Li Y L, Qi F R. Optimigation and implementation of China Shenzhou spaceship's system and return technology scheme (in Chinese). *Spacecr Recov Remote Sens*, 2012, 32: 1–13 [李颐黎, 戚发轫. “神舟号”飞船总体与返回方案的优化与实施. 航天返回与遥感, 2012, 32: 1–13]
- 4 Fang F, Zhou L, Li Z H. A comprehensive analysis of aerodynamics for spacecraft re-entry Earth's atmosphere surroundings (in Chinese). *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 2015, 36: 24–38 [方方, 周璐, 李志辉. 航天器返回地球的气动特性综述. 航空学报, 2015, 36: 24–38]
- 5 Dow P C, Fields D P, Scammell F H. Automatic re-entry guidance at escape velocity. In: *ARS Guidance and Control Conference*. Stanford, 1961. 271–308
- 6 Hillje E R. Entry aerodynamics at lunar return conditions. Technical Report. NASA TN D-5399, 1969
- 7 Tancredi U, Accardo D, Grassi M, et al. Unmanned space vehicle technology demonstrator. *Acta Astronaut*, 2007, 60: 186–197
- 8 Garn M, Qu M, Chrones J, et al. NASA's planned return to the moon: Global access and anytime return requirement implications on the lunar orbit insertion burns. In: *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*. Honolulu, Hawaii, 2008
- 9 Korzun A M, Dubos G F, Iwata C K, et al. A concept for the entry, descent, and landing of high-mass payloads at Mars. *Acta Astronaut*, 2010, 66: 1146–1159
- 10 Yang M F, Zhang G, Zhang W, et al. Technique design and realization of the circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of Chinese lunar exploration program (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2015, 45: 111–123 [杨孟飞, 张高, 张伍, 等. 探月三期月地高速再入返回飞行器技术设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 111–123]
- 11 Lu Y D, Li Q, Geng Y F, et al. Aerodynamic design and verification technology for the circumlunar free return and reentry flight vehicle (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2015, 45: 132–138 [陆亚东, 李齐, 耿云飞, 等. 月地高速再入返回器气动设计与验证技术. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 132–138]
- 12 Mao M L, Chen L Z, Wan Z, et al. Review on influence of the multi-physical effects in hypersonic flow on aerodynamic characteristics of the United States space shuttle (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2017, 35: 1–12 [毛枚良, 陈亮中, 万钊, 等. 高超声速流动多物理效应对美国航天飞机气动力影响研究的回顾. 空气动力学学报, 2017, 35: 1–12]
- 13 Weilmuenster K J, Gnoffo P A, Greene F A. Navier-Stokes simulations of Orbiter aerodynamic characteristics including pitch trim and bodyflap. *J Spacecr Rockets*, 1994, 31: 355–366
- 14 Doihara R, Nishida M. Thermochemical nonequilibrium viscous shock layer studies of the orbital reentry experiment (OREX) vehicle. *Shock Waves*, 2002, 11: 331–339
- 15 Tchuente G, Bartschell Y, Zeitoun D E. Numerical prediction of nonequilibrium hypersonic flow around Brazilian satellite SARA. *Braz J Phys*, 2005, 35: 148–156
- 16 Hassan B, Candler G V, Olynick D R. The effect of thermo-chemical non-equilibrium on the aerodynamics of aero-braking vehicles. In: *Proceedings of the 27th Thermo-Physics Conference*. Santiago, 1992. AIAA1992-2877

- 17 Bisceglia S, Ranuzzi G. Real gas effects on a planetary reentry capsule. In: Proceedings of the 13th AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies. Capua, 2005. AIAA2005-3385
- 18 Huang H, Liu J. Numerical solution of axisymmetric thermochemical nonequilibrium flow field of spacecraft (in Chinese). J Natl Univ Defense Tech, 1999, 21: 1-4 [黄华, 柳军. 飞船轴对称热化学非平衡流场数值求解. 国防科技大学学报, 1999, 21: 1-4]
- 19 Gao Y L, Wang X L. Numerical study on the Influence of thermochemical nonequilibrium on the flow around a bluff body at ultra-high velocity (in Chinese). In: Proceedings of The 14th National Conference on Shock Waves and Shock Tubes. Huangshan, 2010. 300-305 [高云亮, 王效廉. 热化学非平衡对超高速钝体绕流影响的数值研究. 见: 第十四届全国激波与激波管学术会议. 黄山, 2010. 300-305]
- 20 Ren S J, Zhang S Y, Dong L L. Numerical study on the influence of gas model on the aerodynamic thermal environment of reentry vehicle (in Chinese). Chin J Appl Mech, 2011, 28: 288-293 [任淑杰, 张收运, 董龙雷. 气体模型对再入飞行器气动热环境影响的数值研究. 应用力学学报, 2011, 28: 288-293]
- 21 Wang B G, Li X, Huang W G. Analytical study of heat transfer of high-temperature and high-velocity flow field behind shock waves (in Chinese). J Aerosp Power, 2010, 25: 963-980 [王保国, 李翔, 黄伟光. 激波后高温高速流场中的传热特性研究. 航空动力学报, 2010, 25: 963-980]
- 22 Dong W Z. Numerical calculation and analysis of the influence of thermochemical non-equilibrium effect on hypersonic flow (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996 [董维中. 热化学非平衡效应对高超声速流动影响的数值计算与分析. 博士学位论文. 北京航空航天大学, 1996]
- 23 Dong W Z. Thermal and chemical model effect on the calculation of aerodynamic parameter for hypersonic reentry blunt body (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2001, 19: 197-202 [董维中. 气体模型对高超声速再入钝体气动参数计算影响的研究. 空气动力学学报, 2001, 19: 197-202]
- 24 Dunn M G, Kang S W. Theoretical and experimental studies of reentry plasmas. Technical Report. NASA-CR-2232, 1973
- 25 Park C. Review of chemical-kinetic problems of future NASA missions. I—Earth entries. J Thermophys Heat Transfer, 1993, 7: 385-398
- 26 Anderson W K, Thomas J L, van Leer B. Comparison of finite volume flux vector splittings for the Euler equations. AIAA J, 1986, 24: 1453-1460
- 27 Miao W B, Luo X G, Cheng X L, et al. Surface recombination effects on aerodynamic loads of hypersonic vehicles (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2014, 32: 235-239 [苗文博, 罗晓光, 程晓丽, 等. 壁面催化对高超声速飞行器气动特性影响. 空气动力学学报, 2014, 32: 235-239]
- 28 Hassan B, Candler G V, Olynick D R. The effect of thermo-chemical nonequilibrium on the aerodynamics of aero braking vehicles. In: Proceedings of the 27th Thermophysics Conference. Nashville, 1992. AIAA 92-2877
- 29 Xie J R. Numerical simulation of hypersonic flow and numerical calculation of heat flow (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006 [谢锦睿. 高超声速流动数值模拟与热流数值计算. 博士学位论文. 北京: 北京航空航天大学, 2006]
- 30 Wang G D, Cui E J, Chen Z L. Study on aerodynamic parameter identification method for aircraft with jet thruster control (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2011, 29: 433-438 [王贵东, 崔尔杰, 陈则霖. 喷流控制飞行器气动参数辨识方法研究. 空气动力学学报, 2011, 29: 433-438]
- 31 Wei H G, Li Q. Trajectory reconstruction and aerodynamic parameter identification of high-speed reentry vehicle (in Chinese). In: 2017 Chinese Conference on Flight Mechanics. Yantai, 2017 [魏昊功, 李齐. 月地高速再入返回器弹道重建与气动参数辨识. 见: 2017年中国飞行力学学术年会. 烟台, 2017]

Prediction and flight verification of chemical non-equilibrium aerodynamic characteristics of the high-speed circumlunar return and reentry capsule

LI Qi¹, WEI HaoGong¹, LI ZhiHui², CHEN Gang¹, PENG Jing¹ & YANG MengFei³

¹ Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

² Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

³ China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China

The high-speed circumlunar return and reentry capsule has a reentry velocity of close to 11 km/s, and it uses a skip reentry trajectory in the Earth's atmosphere. Therefore, the chemical non-equilibrium effect of the flow field around the capsule during its reentry is more serious and complex than is that of LEO capsules. This paper uses chemical non-equilibrium models with more than seven components to calculate and analyze the mechanism and rule of chemical non-equilibrium effects on the aerodynamic characteristics of the high-speed reentry capsule at the altitude of 60–80 km. The numerical method and boundary conditions for solving the aerodynamic characteristics of the high-speed circumlunar return and reentry capsule at mid-high altitude are then discussed. Finally, the aerodynamic parameters obtained from the circumlunar reentry flight are compared with the calculated data of the chemical non-equilibrium method established by the author, confirming that the prediction error of the trim angle of attack is less than 0.7°, and the prediction accuracy of the trim lift-drag ratio is better than 2.5%. The method established in this paper is proven to be both effective and accurate in predicting the mid-high altitude aerodynamic characteristics of the high-speed circumlunar return and reentry capsule.

high-speed circumlunar return and reentry capsule, chemical non-equilibrium effect, aerodynamic characteristics, flight test identification

doi: [10.1360/SST-2021-0103](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0103)