

文章编号: 1004-7182(2008)04-0011-05

航天运载器尾舱高空热环境数值分析

张 杰, 刘 宏, 王发民

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京, 100080)

摘要: 航天运载器在 70 km 以上高空高速飞行, 火箭发动机的喷流是影响其尾舱热环境的主要因素之一。采用代数方程和偏微分方程相结合的多块网格生成方法, 达到热流计算中对近壁面网格的正交性和分布上的要求; 通过改进的 NND 有限体积法高超程序, 数值耦合求解多组分 NS 方程、湍流方程、热辐射方程和非平衡化学反应方程, 提高了壁面热流计算的精度。计算结果与飞行遥测及地面实验结果对比分析表明, 所采用的计算方法及得到的结果是正确有效的。

关键词: 高空喷流; 热辐射; 非平衡化学反应; 计算流体力学

中图分类号 O354.4; O358 文献标识码: A

High Altitude Jet Flow Heat Circumstance Numerical Simulation

Zhang Jie, Liu Hong, Wang Famin

(Laboratory of High Temperature Gas Dynamic, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing, 100080)

Abstract: When launch vehicle is flying at the altitude above 70km, the jet flow of its rocket engine is one of the main reasons that affect the heat circumstance of its second tail compartment. In order to simulation such a complicated problem, multiple block mesh is generated by algebraic method and the Partial Differential Equation (PDE) method, which satisfies the requirements of high quality mesh to compute heat flux. By revised NND finite volume method hypersonic program, coupled solution to the multiple species NS equations, turbulence equations, radiation equations and non-equilibrium reaction, the accuracy of wall heat flux calculation is enhanced. By contrastive analysis on the numerical simulation result, ground test and remote sensing test proves that the computing method and the result are right and available.

Key Words: High altitude jet; Heat radiation; Nonequilibrium reaction; Computational fluid dynamics

0 引言

航天运载器热环境的物理过程涉及到火箭发动机喷流的高温非平衡化学反应、高超声速绕流流动的气动加热等高温气体动力学特性及高温羽流的气体热辐射、壁面材料的热传导和热辐射等传热学现象及它们的相互作用, 是一个多学科、强耦合的问题。在复杂流动和喷流计算上, 人们积累了丰富的计算经验^[1-4]。

从热载荷的角度考虑, 当飞行速度到马赫数大于 7, 飞行高度达到 70 km 以上时, 由于飞行器动能的增加, 热环境变得比较严重, 需要对热环境进行精细的分析。这时两种典型工况特别引起我们的关注, 70 km 高空, 外流较多的显示连续介质流动特征, 我们用 NS 方程描述其流动特征, 而对于 110 km 以上高空, 飞行器外部绕流是自由分子流区, 其自由来流静压小于 $7.104 2 \times 10^{-3}$ Pa, 密度小于 9.7×10^{-6} kg/m³, 需要

用自由分子流蒙特卡罗直接数值模拟。而在尾舱热环境分析中, 起主要作用的是火箭发动机羽流, 属于高温气体连续介质流特征。需要描述其高温化学反应、热辐射和流动等高温气体物理现象。这种发动机喷流和高空绕流物理性质上的巨大差别是航天运载器热环境分析中物理建模和计算技术上所面临的技术困难。

对 70 km 高空, 建立高温气体非平衡化学反应、气体热辐射、壁面热传导、热辐射和复杂湍流运动等物理模型, NS 方程与上述物理问题强耦合计算。对 110 km 以上高空的数值模拟, 用喷流在真空环境中的自由膨胀代替绕流和喷流相互作用, 用连续介质模型处理 110 km 以上高空航天运载器尾舱的热环境。这样就使高空喷流及热环境分析这一复杂的流动问题, 得到合理简化。与遥测和地面实验结果的对比分析表明, 用上述方法分析高空喷流热环境是合理有效的。

收稿日期: 2007-03-20

获奖项目: 国防科技进步三等奖

作者简介: 张 杰 (1978-), 男, 博士研究生, 研究方向为高超声速空气动力学

1 计算网格

要准确地计算高空发动机喷流的复杂流场中壁面的热流率,对近壁网格的分布和正交性要求很高。采用求解代数方程和偏微分方程相结合的方法生成多块分区结构化网格,块网格间用网格拓扑文件记录其相互间的连接关系及边界类型,并通过插值传递流动参数。

网格拓扑文件中每个边界单元记录的信息包括边界类型、相连接的网格单元的块序数、相连接网格单元的面序数及相连接网格单元的连接关系。分别记为数组 IBC,IBLOCK,IFACE,IBN1 和 IBN2,数组的前两维 I, J 表示网格单元位置,第3维表示所在面,第4维表示所在的块。例如,网格拓扑片段 $IBC(I, J, 1, 2)=7$, $IBLOCK(I, J, 1, 2)=3$, $IFACE(I, J, 1, 2)=2$, $IBN1(I, J, 1, 2)=J$, $IBN2(I, J, 1, 2)=I$, 它的含义是第2块网格的第1面上的 I, J 单元和第3块网格的第2个面上的 J, I 单元相连接,边界类型为7。网格拓扑中的边界类型和计算程序中的边界类型处理的对应关系是1为入口;2为壁面;3为对称面;4为压力远场;5为内部面, I, J 不反向;6为出口;7为内部面, I, J 反向。

我们着重关心运载器尾舱的流动特性及发动机羽流的物理化学过程,运载器机体则简化为图1所示的圆柱体与钝头体的组合体。图2给出了三维表面网格,图3给出了航天运载器尾舱物理模型示意图,图4给出整个计算区域及三维分区多块网格示意。



图1 航天运载器三维示意

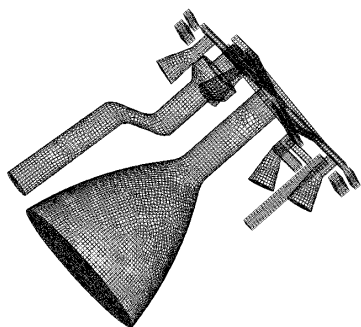


图2 航天运载器三维表面网格

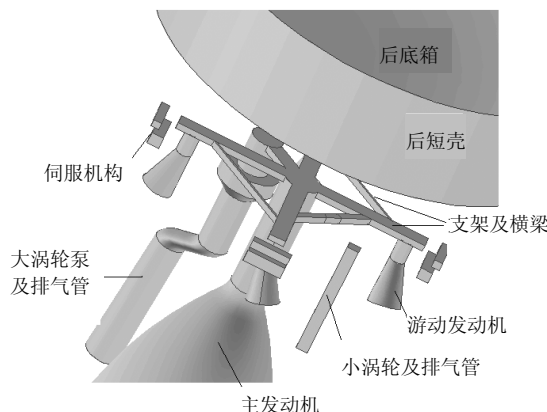


图3 航天运载器尾舱局部

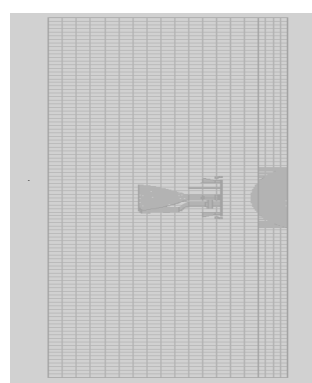


图4 计算区域和三维网格

2 方程、边界条件及数值方法

2.1 控制方程及热辐射方程

多组元雷诺平均 NS 方程积分形式如下:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho d\Omega + \oint_{\Gamma} \rho q ds = \oint_{\Omega} Y_n d\Omega$$

$$\int \frac{\partial}{\partial t} (\rho q d\Omega) + \oint_{\Gamma} \rho q (q ds) = \oint_{\Gamma} \tau_n ds \tag{1}$$

$$\int \frac{\partial e}{\partial t} d\Omega + \int e q ds = \oint_{\Gamma} \tau_n \cdot q ds + \oint_{\Gamma} \left(\frac{\partial p}{\partial \rho} \right) ds$$

$$[\tau] = -[p + \frac{2}{3} \mu \text{div}(q)] + \mu[\epsilon]$$

式中 $\vec{q} = ui + vj + wk$; Γ 为有限体积 Ω 的边界曲面; τ_n 为单位面积 ds 上的应力; $[\epsilon]$ 为应变张量,取来流参数。

高温燃气射流是尾舱热环境的主要因素,它的射流特征是复杂流场的主要特征之一,实用的 $k-\epsilon$ 模型较适合用于射流的计算。详细推导参见文献[5]。

辐射传导方程在位置 \vec{r} , 方向 \vec{s} 上为

$$\frac{dI(\vec{r}, \vec{s})}{ds} + (a + \sigma_s)I(\vec{r}, \vec{s}) = an^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_0^{4\pi} I(\vec{r}, \vec{s}') \phi \left[\vec{s}, \vec{s}' \right] d\Omega' \quad (2)$$

式 (2) 中 I 由辐射模型计算, 本文采用 DO 热辐射模型。DO 模型的辐射传导方程 (RTE) 在 \vec{s} 方向表示成下面的场方程:

$$V \cdot \left(I(\vec{r}, \vec{s}) \vec{s} \right) + (a + \sigma_s)I(\vec{r}, \vec{s}) = an^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_0^{4\pi} I(\vec{r}, \vec{s}') \phi \left[\vec{s}, \vec{s}' \right] d\Omega' \quad (3)$$

根据不同波长 λ , 式 (3) 中 $I_\lambda(\vec{r}, \vec{s})$ 的形式如下:

$$V \cdot \left(I_\lambda(\vec{r}, \vec{s}) \vec{s} \right) + (a + \sigma_s)I_\lambda(\vec{r}, \vec{s}) = an^2 I_{b\lambda} + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_0^{4\pi} I(\vec{r}, \vec{s}') \phi \left[\vec{s}, \vec{s}' \right] d\Omega' \quad (4)$$

DO 辐射模型把辐射谱分成 N 个波段, 真空中 $N=1$ 。RTE 方程在每个带宽内积分, 得到数量 $I_\lambda \Delta\lambda$ 的输运方程, 辐射能量包含在波段 $\Delta\lambda$ 中。在每个波段上单位固体角上的黑体辐射表示为

$$[F(0 \rightarrow n\lambda_2 T) - F(0 \rightarrow n\lambda_1 T)] n^2 \frac{\sigma T^4}{\pi}$$

式中 $F(0 \rightarrow n\lambda T)$ 为波长范围从 0 到 λ 的辐射能量; T 为在折射指数为 n 的黑体发出部分的温度; λ_1 和 λ_2 为波长的边界。

2.2 边界条件

边界条件分 3 类。第 1 类是主发动机和姿控发动机出口边界条件, 为超音速压力入口, 分别由总温、总压、静压和组分决定。

第 2 类是固壁边界条件。固体壁面分为由排气管、涡轮泵组成的高温壁面和由水冷系统的喷管及其他温度较低的壁面。高温壁面的壁面温度又分为 1 073.5 K 和 873.5 K 两种。较低的壁面温度是 300 K, 根据壁面材料的辐射特性, 我们根据其物理要求选择热辐射系数, 大多情况下取 0.6。

第 3 类是高空大气的来流条件, 对 70 km 高空条件, 外部边界给定 70 km 高空大气为压力远场来流条件。对于 110 km 以上高空, 外部边界给定自由膨胀外边界, 及真空外边界。

2.3 数值计算方法

为了提高计算精度, 减少数值奇异性, 本文在粘性项的离散中应用了积分方法代替差分方法, 具体做法是:

设 n 为积分面外法向矢量, $n = n_x i + n_y j + n_z k$,

则:

$$[\varepsilon] n = (n \cdot \text{gard} u) i + (n \cdot \text{gard} v) j + (n \cdot \text{gard} w) k + n_x \text{gard} u + n_y \text{gard} v + n_z \text{gard} w \quad (5)$$

且:

$$\text{grad} \Phi \approx \frac{1}{V} \sum_i^6 \Phi_i \text{ds}$$

$$\text{div}(q) \approx \frac{1}{V} \sum_i^6 \Phi_i \text{ds}$$

分区网格中, 不同区域的信息是通过交界面的通量加权完成的, 以确保边界的通量守恒。设区域 A 中 (i, j, k) 单元的 p 面与区域 B 中 $1 \sim M$ 个单元对应, 设区域 A 上该单元 p 面上的面积为 S_p , 对应的 B 区域中 M 个单元的面积是 S_l , 通量是 Q_l , 则 A 区域中 p 面上的通量是:

$$Q_p = \frac{1}{S_p} \sum_{l=1}^M (Q_l \cdot S_l) \quad (6)$$

为了满足高温化学反应、热辐射和复杂流动特性强耦合计算的需要, 计算方法上在 NND 格式的基础上, 应用了一种对称性强的隐式格式。在化学反应源项上应用了线形松弛法^[2-4], 以克服高温化学反应的刚性问题。

对应这样复杂的流动, 为较好地计算壁面的热流率, 壁面的第 1 层网格必须满足 $Y^+ < 5$, 且在 $Y^+ < 25$ 内必须有足够的网格点, 这在现有计算机条件下, 还有一定的技术困难, 为此应用下面非线性代数方程进行壁面函数迭代。

$$\frac{u_1}{\sqrt{\tau_w / \rho_w}} = \frac{1}{\rho_\Delta} \left[EY_1 \frac{\sqrt{\tau_w \rho_w}}{\mu_w} \right] \quad (7)$$

3 航天运载器热环境分析

在 110 km 以上高空, 航天运载器尾舱的物理现象主要是姿控发动机羽流在低密度环境的过渡膨胀, 及羽流下游复杂的流动结构。而主发动机的高温羽流由于在航天运载器尾舱的后部, 对尾舱热环境的贡献比较小。图 5 描述了姿控发动机非对称压力云图, 可以看出喷流外侧的射流由于外部的低密度区, 而形成过膨胀区, 在喷口附近形成了射流马赫盘。喷流的下游遇到主机喷管外壁的阻碍, 在姿控发动机和主发动机之间形成涡环, 图 6 给出了该涡环的速度矢量。在这个区域中, 由于流动的速度降低, 势能转换成内能, 产生一个高温区, 其温度分布见图 7, 它给出了姿控发动机 0° 摆角的温度分布图; 图 8 给出了姿控发动机 20° 摆角的温度分布图。

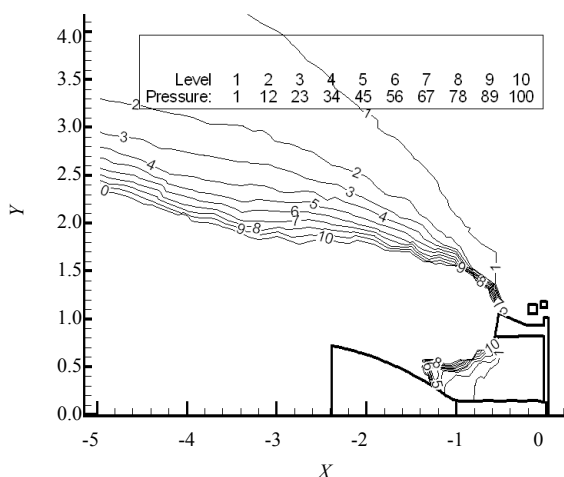


图5 姿控发动机附近截面压力 (Pa) 等值线(0°)

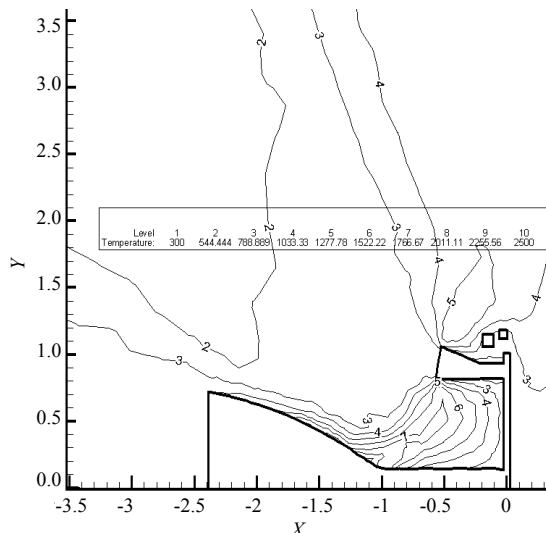


图8 截面温度 (K) 等值线 (20° 摆角)

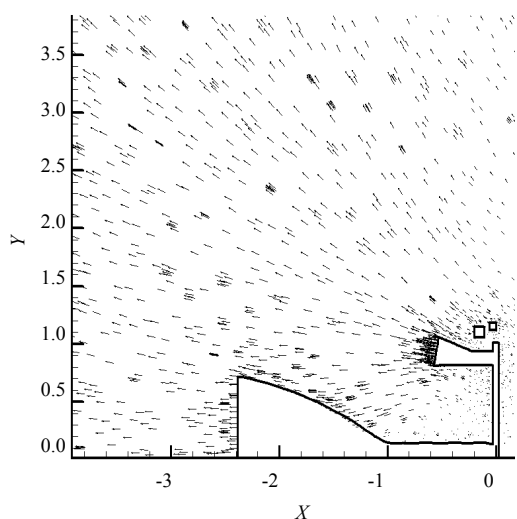


图6 姿控发动机附近截面速度矢量云图(0°)

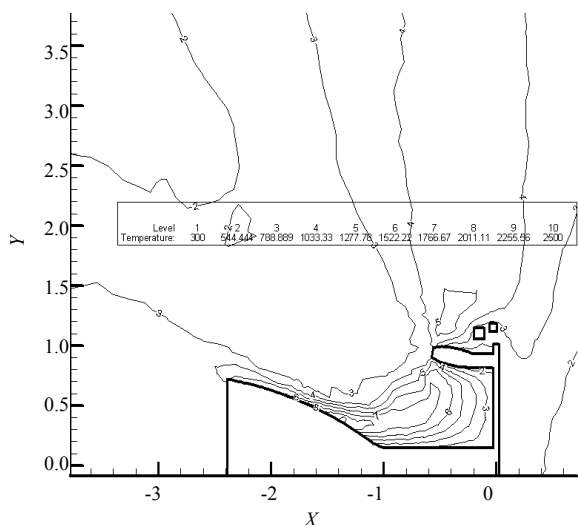


图7 截面温度 (K) 等值线 (0° 摆角)

在 70 km 高空，尾舱的热环境分析中，运载器的尾部高速流动与姿控发动机高温高压流动相互作用形成 λ 激波与滑移边界。图 9 截面的压力分布中，明显地描述了这种流动特征，同时外部环境中的氧气与富油燃气发生高温非平衡化学反应，这两个因素都会引起温度的变化，特别是外部激波的作用使支架上的热流上升 24.5%。

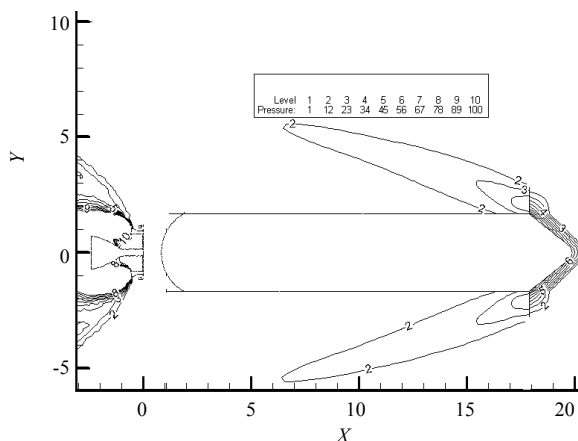


图9 70 km 截面的压力 (Pa) 等值曲线

姿控发动机的摆动也使尾舱的流动特征和热环境发生改变。随着摆动角度的增加，姿控发动机射流与主发动机的壁面的影响减小，涡流产生的高温区减小。图 10 给出了姿控发动机在发动机安装架上等组件的表面热流分布与姿控发动机摆角间的关系曲线。这是因为姿控发动机的摆动改变了姿控发动机喷管中心线与主发动机喷管外壁及安装之间的空间角度，导致了流动结构的变化，进而影响热流分布。

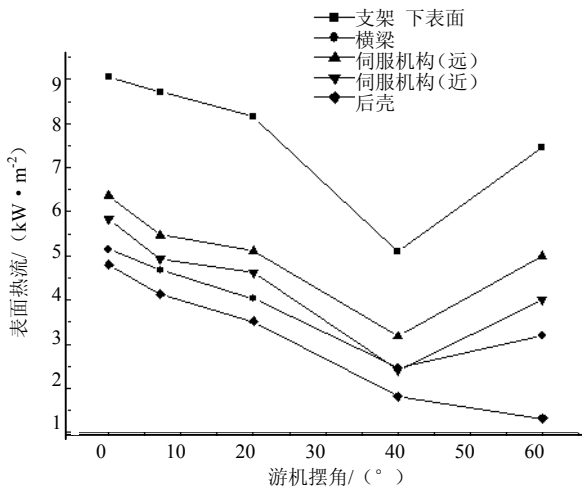


图 10 表面热流和姿控发动机摆角关系曲线

航天运载器在高空飞行，通过遥测数据得到其在典型位置的热流值，在后短壳离底 325 mm 的位置和支架上布置有测点。高空正常飞行时，游动发动机的摆角约 0°，遥测得到热流值分别为约 5 kW/m² 和 10 kW/m²，其后也通过地面实验和工程估算^[5]的办法对火箭热环境进行了分析，其结果和本文中数值模拟的结果符合也较好。

4 结 论

本文采用有改进的有限体积法 NND 格式推进法

求解 NS 方程、湍流、热辐射和非平衡化学反应耦合的高超声速流场。在计算中用代数法和偏微分方程相耦合的多块网格生成法生成高质量的网格，耦合的求解方式提高了对流场的模拟精度和热流计算的准确性。本文采用真空自由膨胀喷流代替喷流和稀薄绕流共同作用流场的办法来简化，使得连续介质的模拟方法 110 km 以上高空仍然可以应用。通过计算，结果表明这样得到的典型部件热流与典型地面实验及遥测的结果符合得很好。目前该项工作的结果已得到工程部门的认可，其应用和推广正在进行中。

参 考 文 献

- [1] 马辉, 赵烈, 王发民. 高超声速三维化学非平衡流动数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30 (2): 168-172.
- [2] 王发民, 沈月阳, 姚文秀, 刘宏, 雷麦芳. 高超声速升力体气动热数值计算[J]. 空气动力学学报, 2001, 19 (4): 439-445.
- [3] 王发民, 张杰. 运载火箭二级尾舱热环境分析[R]. 中国国防科学技术报告. 北京: 中国科学院力学研究所, 2005.
- [4] 傅德彬, 姜毅, 张杰. 斜喷管燃气射流气动干扰数值模拟[J]. 宇航学报, 2004, 25 (2): 131-134.
- [5] Dave Olynick, Tim Tam. Trajectory-based validation of the shuttle heating environment[J]. J. of Spacecraft and Rockets, 1997, 34 (2).

NASA 计划改进阿瑞斯 5 火箭设计方案

为确保阿瑞斯 5 火箭具备将牵牛星月球登陆器、4 名宇航员以及货物送到月球任意地点的能力，美国国家航空航天局 (NASA) 计划改进阿瑞斯 5 火箭的设计方案。

阿瑞斯 5 火箭先前的设计方案为：火箭全长 110 m，芯级使用 5 台普·惠-洛克达因公司的 RS-68 氢氧发动机并捆绑 2 枚 5 段式航天飞机固体助推器，第 2 级 (地球飞离级) 采用 1 台 J-2X 发动机，近地轨道运载能力 124.6 t，奔月轨道运载能力 54.6 t。由于该方案运送牵牛星月球登陆器与猎户座载人探测飞行器飞往月球所需的运载能力不足，所以位于马歇尔航天飞行中心的阿瑞斯项目办公室考虑提高阿瑞斯 5 的运载能力。

改进后，阿瑞斯 5 火箭芯级将使用 6 台 RS-68 发动机，同时配以 2 个 5.5 段式的航天飞机改进型固体助推器。为了适应

新助推器的长度，火箭芯级的推进剂贮箱长度也将有所增加。如此，阿瑞斯 5 火箭的全长将达到 116 m，近地轨道运载能力 188 t，奔月轨道运载能力 71 t。火箭第 2 级仍将使用 1 台 J-2X 发动机提供动力。

目前，用于阿瑞斯 5 火箭两种设计方案 (先前方案和改进方案) 的硬件、推进系统以及相关技术的研发都在进行中。NASA 星座项目办经理杰夫·汉雷表示，NASA 正在建造的月球探索系统 (包括猎户座载人探测飞行器、阿瑞斯火箭以及牵牛星月球登陆器) 能够按时完成建造，并于 2020 年送宇航员登上月球。

(李思思 供稿)