文章编号:1000-8055(2020)10-2144-08 doi:10.13224/j.cnki.jasp.2020.10.014

高速自旋飞行体的气动加热特性

张 俊[1],许 哲[1],贾广臣[1],刘荣忠[2],郭 锐[2]
(1. 上海海洋大学 工程学院,上海 201306;
2. 南京理工大学 机械工程学院,南京 210094)

摘 要: 一种典型的弹箭类高速自旋飞行体为例,选取目标在超声速、跨声速、亚声速飞行状态下的弹道计算数据作为来流条件,结合滑移网格和多坐标系法,采用基于密度的耦合隐式算法、Roe-FDS(flux difference splitting)通量格式和 SST(shear stress transfer) k-ω 湍流模型,对飞行体的外流场进行了热流模拟研究。重点分析了目标在高速自旋飞行条件下的壁面压力、温度、气流密度、热流率、湍流动能等变化规律,并与不考虑飞行体高速自旋的流场进行了对比研究。研究结果表明:在高速自旋飞行条件下,飞行体表面的流线相互干扰,贴壁气流对飞行体产生的扰动更加剧烈,飞行体尾部的气流集聚效应明显,湍流发展与演化过程更加复杂,飞行体壁面的气流速度、压力、温度、热流率均高于无转速飞行情况,尤其在超声速飞行条件下的差异显著。

关 键 词: 飞行体;有旋流动;飞行弹箭;气动加热;气动特性;湍流动能
中图分类号: V211.3;TJ410 **文献标志码:** A

Aero-heating characteristics of flight body with high spinning speed

ZHANG Jun[1], XU Zhe[1], JIA Guangchen[1], LIU Rongzhong[2], GUO Rui[2]
(1. College of Engineering Science and Technology,
Shanghai Ocean University, Shanghai 201306, China;
2. School of Mechanical Engineering,
Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: As a typical projectile with high spinning speed was taken as an example, the flight data of the projectile at supersonic, transonic and subsonic states were separately defined as the inflow conditions, and the fluid-thermal analysis was simulated by a combination of sliding mesh and multi-coordinate approaches. The coupling implicit algorithms based on density, Roe-FDS (flux difference splitting) flux scheme and SST (shear stress transfer) k-ω turbulence were also applied in simulations. The pressure, temperature, density, heat flux and turbulent kinetic energy on the surface of the flight body with high spinning speed were studied, and compared with the flow field disregarding the spinning speed. Results demonstrated that the streamlines interfered with each other, and disturbance of the airflow on the surface of the was more intense under the spinning conditions. Moreover, airflow accumulations at the tail of the were obvious, and the development and evolution of turbulence were more complicated. The velocity, pressure, temperature, and heat flux on the surface of the

收稿日期: 2020-02-04
基金项目: 国家自然科学基金(51775329);上海市科委创新行动计划(17050502000);
上海海洋大学科技发展专项基金(A2-2006-20-200210)
作者简介: 张俊(1983—),男,副教授,博士,主要从事高速流动与传热的相关研究。

引用格式: 张俊,许哲,贾广臣,等.高速自旋飞行体的气动加热特性[J].航空动力学报,2020,35(10):2144-2151. ZHANG Jun, XU Zhe, JIA Guangchen, et al. Aero-heating characteristics of flight body with high spinning speed[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(10): 2144-2151.

flight body were higher than those disregarding the spinning speed, especially at supersonic regimes.

Key words: flight body; spinning flow; flying projectile; aero-heating; aerodynamic characteristics; turbulent kinetic energy

开展高速有旋流动的基础理论和数值研究不仅对流体力学的学科发展有重要意义,且具有十分广泛的应用价值[1-3]。对弹箭类飞行体而言,高速自旋是其实现稳定飞行的一种方式,掌握其飞行过程中的气动加热特性既是武器实验靶场中的弹体坐标、着靶位置、姿态及偏航等实验数据测量的关键,也是外防热结构设计与隐身、红外成像仿真及对抗评估技术的理论依据[4-7]。

在飞行体气动特性的理论建模和数值研究中[8-11],关于目标在高速进动、自旋及俯仰耦合运动条件下的气动加热研究较少。Mahulikar 等[12]建立了飞行器表面的热流分析模型,考虑了后机身内部排气管以及外部气流的对流和辐射耦合换热,得出飞行器外部热流对蒙皮冷却或加热作用主要由飞行马赫数和飞行高度决定的结论,但没有考虑高速自旋的影响。Silton[13]在不考虑飞行体高速自旋的条件下,针对不同飞行马赫数和攻角条件下的飞行弹箭外流场进行了数值模拟,其阻力系数、升力系数与实验值和半经验公式的计算值符合较好,但是,马格努斯力和力矩与实验值偏差较大。Spirito[14]对 M910 旋转飞行弹箭的绕流流场进行了数值模拟研究,获得亚声速和跨声速条件下,采用雷诺平均和大涡模拟混合湍流模型计算的气动数据与实验值符合最好。刘周等[15]建立了自旋弹丸翼身组合体模型的空气动力学模型,研究了弹箭绝热壁面在不同飞行速度和攻角条件下的温度场分布,但没有讨论高转速的影响。冈敦殿等[16]基于 NPLS(纳米粒子的平面激光散射技术)开展了来流边界层为层流的平板上三个不同高度圆台突起物的绕流流场研究,获得了超声速圆台绕流精细流场结构,观察到突起物后方尾迹区域边界层发展的过程,但是在 NPLS 图像中均可看到自相似的结构。陈东阳[17]采用非定常雷诺平均 N-S(Navier-stokes)方程对高速自旋 SOCBT 弹丸进行数值模拟,弹丸的侧向气动力和力矩在小攻角范围与实验数据吻合较好,而在大攻角范围存在较大差异,通过采用 DES(延迟分离涡法),其模拟结果得到了明显改善。马杰等[18]基于 CFD 稳态方法研究了高速有旋流场在不同来流条件下的气动效应对飞行体表面压力分布的影响,而对于不同来流条件对飞行体表面温度分布的影响有待进一步研究。郑京良[19]针对高速飞行器的气动加热环境进行实验研究,其原理是通过热辐射传递给飞行器表面的热流等于气动加热传递给飞行器的热流,以进行瞬态热环境模拟和结构热响应分析。文献[20-21]主要针对飞行弹丸的气动加热和温度场进行研究,关于考虑高速自旋的数值计算方法有待进一步研究。

综上所述,国内外针对高速自旋飞行体的气动力特性开展了大量研究,但对于飞行体在高速自旋飞行条件下的气动加热研究很少,尤其是高转速对气动加热的影响机理尚不明确。基于此,本文以一种高速自旋弹箭飞行目标为研究对象,选取目标在超声速、跨声速、亚声速飞行状态下的弹道数据作为来流条件,结合滑移网格和多坐标系法,对高速飞行体附近的有旋绕流流场进行了热流模拟研究,得到了飞行体在自旋飞行条件下的表面压力、温度、热流率及湍流动能等变化规律,并与不考虑高速自旋的情况进行了对比分析,发现了高转速对飞行体表面的气动加热存在较大影响的研究结果。

1　飞行体结构模型及弹道数据

以一种典型的高速自旋弹箭飞行体为研究对象,图 1 为飞行体的结构示意图。圆柱部直径 $d=155$ mm,锥型部长 $L_1=400$ mm,圆柱部长 $L_2=500$ mm,飞行体质量 $m=46.5$ kg,赤道转动惯量 $I_e=1.814$ kg·m^2,极转动惯量 $I_p=0.163$ kg·m^2,初始速度 $v_0=1030$ m/s,发射角 $\theta=45°$,膛线缠度 $\eta=21$,初始自转角速度 $\omega_0=1988.2$

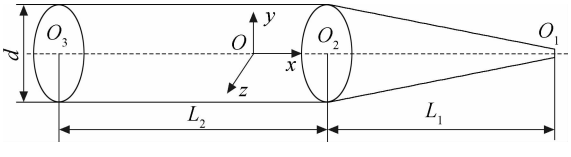


图 1　结构模型

Fig. 1　Structural model

rad/s。飞行体的运动规律采取六自由度刚体弹道模型进行描述，其建模过程和动力学方程组参见文献[10]。发射位置取标准海平面大气参数，采用四阶五级 Runge-Kutta 法求解，计算的飞行时间 $t=80$ s。取超声速、跨声速、亚声速飞行状态下的部分外弹道计算数据作为来流条件，如表 1 所示。

表 1 六自由度弹道模型的计算数据

Table 1 Calculation datum of six-degree of freedom trajectory model

飞行时间 t/s	飞行高度 y/m	飞行速度 v/(m/s)	自转角速度 ω/(rad/s)	来流气温 T_∞/K	来流压力 p_∞/Pa	飞行马赫数 Ma
0	0	1030.0	1988.2	288.15	101325	3.012
2.0	1336.5	875.3	1674.5	279.46	86266	2.599
6.0	3460.7	689.7	1322.6	265.65	66096	2.100
10.5	5109.6	578.1	1129.6	254.94	53233	1.797
20.0	7924.3	420.0	889.7	236.64	35991	1.355
30.5	9433.1	334.5	769.1	226.8	28813	1.100
40.2	9780.7	296.6	695.7	224.6	27335	0.982
80.0	2733.1	350.3	388.6	270.4	72522	1.057

2 数值计算模型

2.1 控制方程与湍流模型

多坐标系法作为一种模拟有旋流动问题的数值计算方法，其计算结果是非定常解对计算时间的平均值，其原理是通过旋转坐标系，在飞行体壁面附近的流场区域施加绕轴线旋转的角速度矢量，而在该区域之外的流场区域则不设置角速度。相关研究表明：这种方法能够有效模拟飞行体在高速进动、自旋及俯仰耦合运动条件下的复杂绕流现象和飞行体的强迫自旋效应，同时具有计算规模小、收敛快等优点。

在飞行体旋转坐标系下，流场的控制方程组采用柱坐标法进行描述。三维非定常可压缩流动的控制方程组表示为

$$\begin{cases}\dfrac{\partial\rho}{\partial t}+\nabla\cdot(\rho\boldsymbol{u})=0\\ \dfrac{\partial}{\partial t}(\rho\boldsymbol{u})+\nabla\cdot(\rho\boldsymbol{u}\boldsymbol{u})+\\ \quad\rho(2\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{u}+\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{\omega}\times r)=-\nabla p+\nabla\cdot\boldsymbol{\tau}+\boldsymbol{F}_{\mathrm{m}}\\ \dfrac{\partial}{\partial t}(\rho E_{\mathrm{r}})+\nabla\cdot(\rho\boldsymbol{u}H_{\mathrm{r}})=\nabla\cdot(\lambda\nabla T+\boldsymbol{\tau}\cdot\boldsymbol{u})+S_{\mathrm{h}}\end{cases}\tag{1}$$

式中动量方程中包括两个附加加速度项，即科氏加速度 $\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{u}$ 和向心加速度 $\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{\omega}\times r$；$p$、$\boldsymbol{F}_{\mathrm{m}}$、$\boldsymbol{\tau}$ 分别表示压力、质量力和黏性应力；ρ、λ、r 分别表示流体密度、热导率和飞行体半径；$\boldsymbol{u}$ 为飞行体旋转坐标系下的速度，$\boldsymbol{v}$ 是惯性系下的速度，$\boldsymbol{\omega}$ 为自转角速度矢量；S_{h} 表示源项，E_{r} 表示相对内能，H_{r} 表示相对总焓。

$$\boldsymbol{u}=\boldsymbol{v}+\boldsymbol{\omega}\times r\tag{2}$$

能量方程包含相对内能 E_{r} 和相对总焓 H_{r}

$$E_{\mathrm{r}}=e-\frac{p}{\rho}+\frac{1}{2}(u^2-v^2)\tag{3}$$

$$H_{\mathrm{r}}=E_{\mathrm{r}}+\frac{p}{\rho}\tag{4}$$

式中 e 为内能。

采用 SST(shear strees transfer) k-ω 湍流模型，该湍流模型不需要使用容易失真的黏性衰减函数，特别适用于描述高速流动贴壁边界层区域内的复杂流动现象，其计算模型可表示为

$$\boldsymbol{\varphi}_3=f\boldsymbol{\varphi}_1+(1-f)\boldsymbol{\varphi}_2\tag{5}$$

式中 $\boldsymbol{\varphi}_1$ 表示标准 k-ω 两方程湍流模型；$\boldsymbol{\varphi}_2$ 表示变形后的 k-ε 两方程湍流模型；f 表示模式函数。

2.2 滑移网格与计算方法

飞行体的外流场网格采取滑移网格划分方法，设置两个流场计算区域，即飞行体高速自旋产生的贴壁绕流区域和外部区域。两区域的交界面不需要节点重合，计算中通过 interface 进行交界面处理。通过赋予飞行体附近区域的网格绕轴旋转，设置旋转角速度的数值和方向，即可模拟飞行体的强迫自旋效应。对绕流区域流动变化剧烈的部位进行局部网格细化，在贴近壁面的区域添加边界层网格，网格总数约为 320 万。

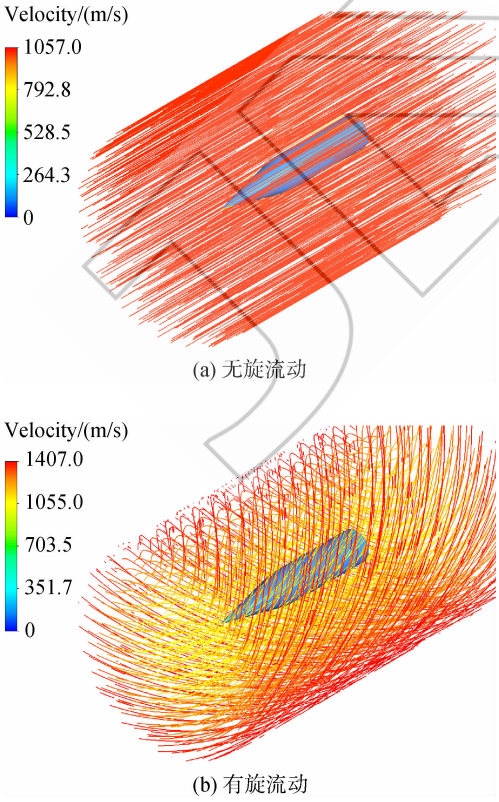
采取基于密度的耦合隐式算法和 Roe-FDS (flux difference splitting)通量格式，这种计算方法能有效提高数值计算效率和收敛精度[2]。湍流动能及湍流耗散率均采用 second-order-upwind 格式。流场入口、出口及周向均采用 pressure-far-field 边界条件。

3　数值模拟与结果分析

3.1　飞行体有旋和无旋的流场对比分析

取表 1 的六自由度弹道计算数据作为来流条件，对飞行体的外流场进行 CFD 数值模拟。图 2 为飞行马赫数为 3.012 时，飞行体有旋和无旋条件下的贴壁区域流线图。对比分析得出：在不考虑高速自旋时，飞行体壁面附近的流线基本上不发生偏转，而在考虑转速时，流线存在明显的旋转绕流现象，气流对飞行体产生的扰动将更加剧烈，飞行体有旋比无旋时的流动特性更加复杂；在同一飞行马赫数下，飞行体有旋情况下的绕流速度明显高于无旋情况，这种截然不同的绕流差别必然会对飞行体的气动加热产生影响。

图 3 和图 4 给出了飞行体无旋和有旋条件下，飞行体表面的温度场和湍流动能变化趋势。计算结果表明：考虑高速自旋时，飞行体壁面的湍流动能明显高于无旋情况，湍流发展与演化过程更加复杂，尤其是对飞行体尾部产生的扰动更加明显，气流物性的数据变化幅度相对较大；在飞行体锥型部与圆柱部的交界处，湍流动能产生突跃变化；考虑转速时的飞行体壁面温度高于无旋情况，飞行马赫数越高，影响越明显，但主要体现在飞行体的圆柱部，而对锥型部的影响较小，这是由于相对飞行体直径而言，弹头的曲率半径小，对气流的扰动范围较小的缘故。



(a) 无旋流动

(b) 有旋流动

图 2　$Ma=3.012$ 时的贴壁区域流线对比图

Fig. 2　Comparison of streamlines near the wall at $Ma=3.012$

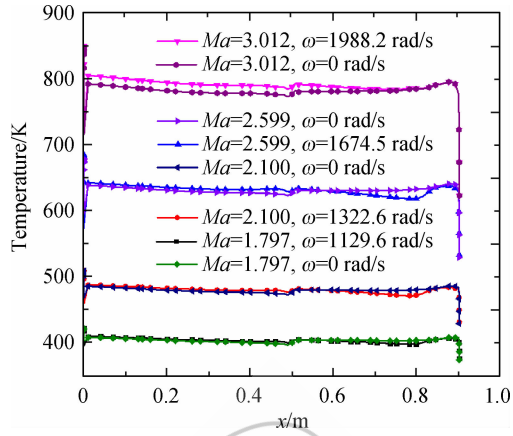


图 3　飞行体壁面的温度对比图

Fig. 3　Comparison of wall temperatures of flight body

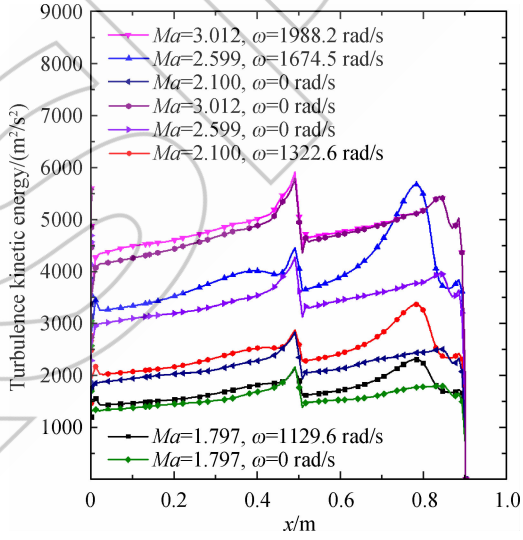
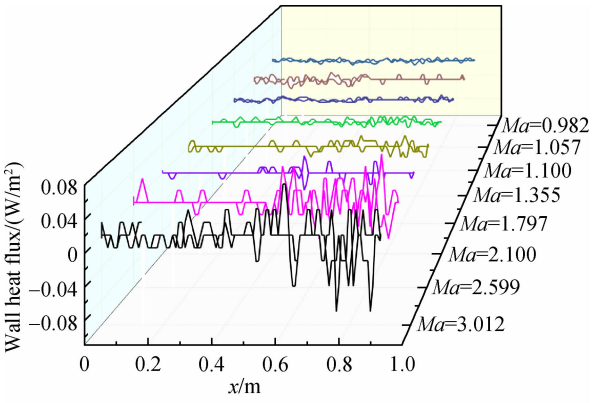


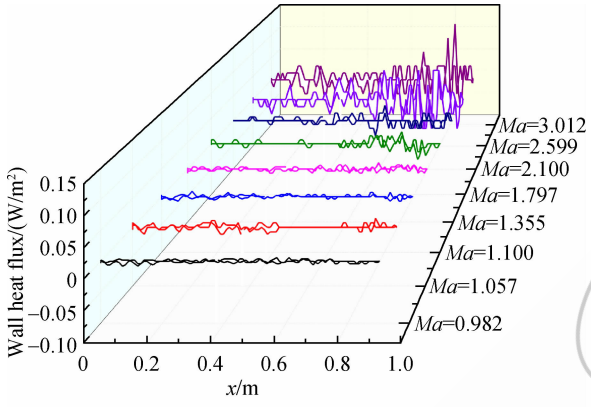
图 4　飞行体壁面的湍流动能对比图

Fig. 4　Comparison of wall turbulent kinetic energy of flight body

图 5 给出了飞行体无旋和有旋两种情况下、不同飞行马赫数下的壁面热流率变化趋势。计算结果表明：随着飞行马赫数增大，飞行体壁面热流率的变化幅度越来越大。在飞行体超声速飞行条



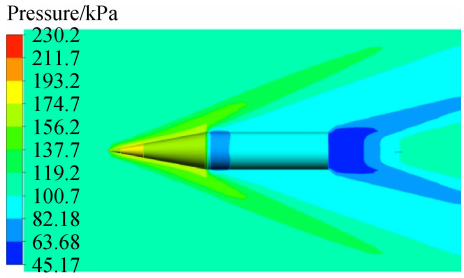
(a) 无旋流动



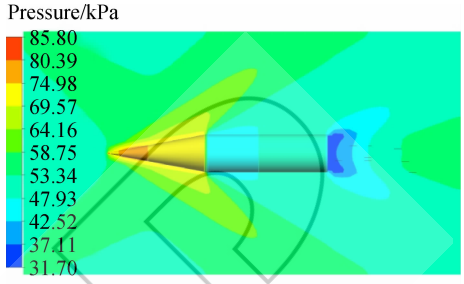
(b) 有旋流动

图 5 飞行体壁面热流率的对比图

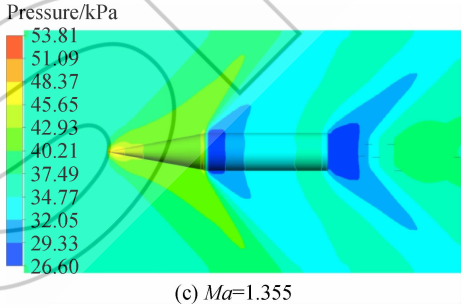
Fig. 5 Comparison of wall heat fluxes of flight body



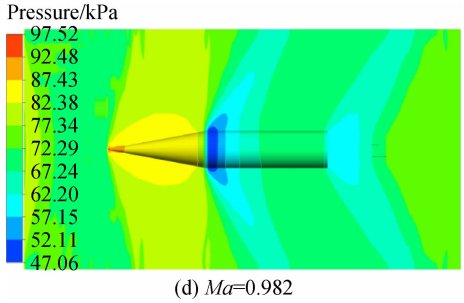
(a) Ma=3.012



(b) Ma=1.797



(c) Ma=1.355



(d) Ma=0.982

图 6 不同飞行马赫数下的压力分布云图

Fig. 6 Pressure distributions at different flight Mach numbers

件下，弹头部和锥型部的壁面热流变化幅度明显高于飞行体圆柱部，而在跨声速和亚声速条件下，飞行体壁面热流率的变化幅度不大。此外，考虑飞行体旋转时的壁面热流率明显高于飞行体无旋情况，尤其在超声速飞行条件下的差别显著，进一步说明飞行体无旋和有旋两种飞行状况存在较大差异，因此，高速自旋的影响不可忽略。由此可见，对于以高速自旋维持稳定的飞行体而言，其表面产生的气动加热是由持续的高速进动、自旋及俯仰耦合运动所决定的，仅考虑飞行速度对流场环境和气动加热特性的影响，与实际情况存在较大差别。

3.2 飞行体自旋条件下的热流特性分析

图 6 为不同飞行马赫数下的流场压力分布云图，图 7 为不同飞行马赫数下的壁面压力变化规律。

图 8 为不同飞行马赫数下的飞行体壁面温度分布云图，图 9 为不同飞行马赫数下壁面温度变化趋势。

对比分析可知：弹头部、锥型部与圆柱部交接处的气流物性数据变化幅度最大，飞行马赫数越高，飞行体壁面的峰值压力和压力变化梯度越大，飞行体壁面的气流密度与其表面压力的变化趋势相近。在超声速飞行条件下，弹头部将出现明显的强激波，飞行马赫数越高，激波角越小；根据空气动力学相关理论，气流经过激波时受到了突跃式压缩作用，气流具有熵增加，做功能力下降的特点，且激波越强，熵增越大，而气流经过激波后的物性数据在瞬间和极短距离内将产生剧烈变化，这种过程必然是一个不可逆的耗散过程，因此经过激波后的气流流动速度下降，而相应的气流温

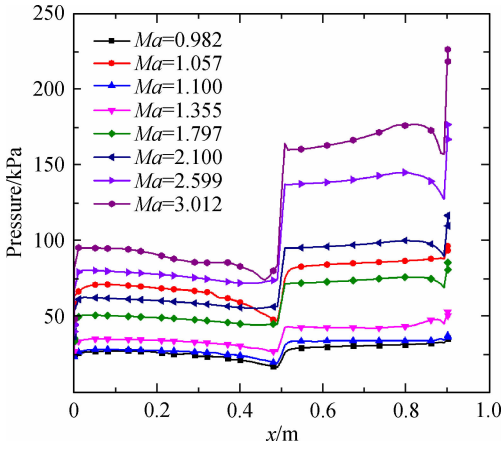


图 7　飞行体自旋条件下的壁面压力变化

Fig. 7　Variation of wall pressure of flight body under spinning conditions

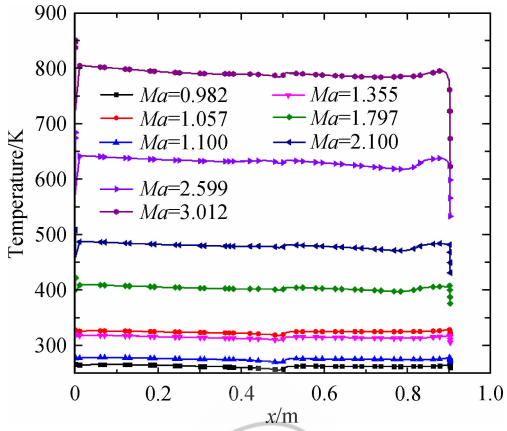


图 9　飞行体自旋条件下的壁面温度变化

Fig. 9　Variation of wall temperature of flight body under spinning condition

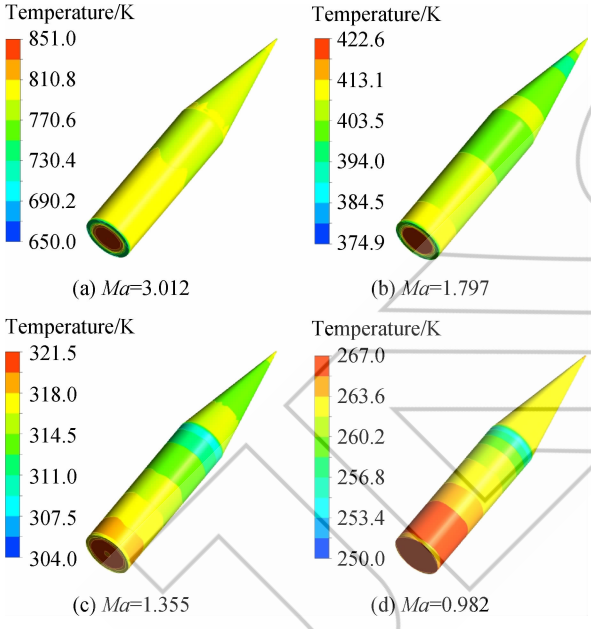


图 8　不同飞行马赫数下的飞行体温度分布云图

Fig. 8　Temperature distributions of flight body at different flight Mach numbers

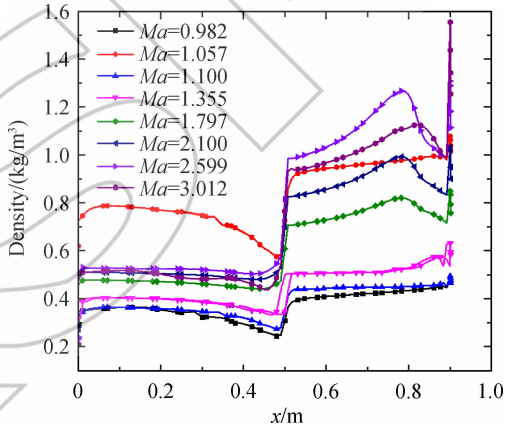


图 10　飞行体自旋条件下的壁面气流密度变化

Fig. 10　Variation of wall airflow density of flight body under spinning condition

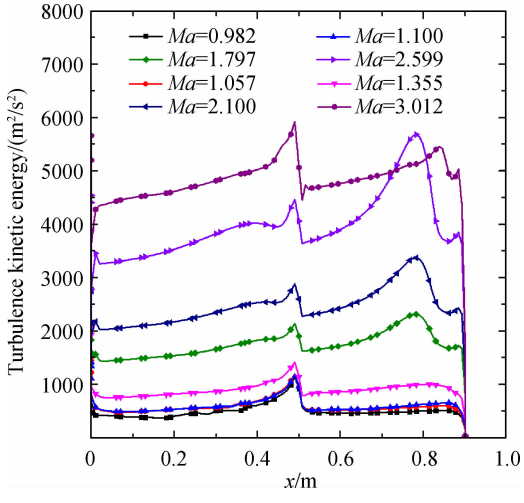


图 11　飞行体自旋条件下的贴壁湍流动能变化

Fig. 11　Variation of wall turbulent kinetic energy of flight body under spinning condition

度和压力则均升高。

图 10 给出了飞行体自旋条件下的壁面气流密度变化趋势。图 11 给出了飞行体自旋条件下的壁面湍流动能变化规律。

计算结果表明:在飞行体尾部出现了一个连续的膨胀波扇形区域[21],这是由于飞行体壁面的高速气流产生偏转后,相当于增大了气流通道,而增大超声速气流的通道截面,必然会使气流进一步加速流动,因此,每一道膨胀波都不可能出现彼此相交的情况。在超声速流场中,气流并不能遍布于整个流场区域,气流数据的变化主要体现在

马赫锥以内，而在马赫锥以外，气流的物性参数均不产生明显变化，飞行马赫数越高，受到超声速干扰的流场范围越小。在亚声速流场中，贴壁绕流流场中不存在明显的强压缩激波，只出现了弱压缩波，在这种情况下，由于飞行体壁面对气流所造成的扰动能够逆流传播，从而会影响到前方的气流，使其流线产生偏转，所以整个流场中的气流物性参数都产生了相应的变化；由于气流高速绕流过程中的流线相互干扰，在飞行体的尾部出现了明显的气流集聚效应，造成飞行体壁面的湍流动能增大；飞行体的尾部和底部的温度均高于无自旋飞行情况，随着飞行马赫数增加，飞行体表面的温度呈非线性增加趋势；飞行体的头部和底部的温度变化幅度最大，其表面的湍流产生和演变过程越复杂，而锥型部和圆柱部的温度变化较小，因此其表面的湍流动能变化幅度也相对较小。

4 结 论

1）在飞行体超声速飞行条件下，壁面气流数据的变化主要体现在马赫锥范围内，飞行马赫数越高，激波角越小，激波越强，熵增越大；飞行马赫数越高，飞行体壁面的压力梯度和峰值压力越大，气流密度与飞行体表面压力的变化趋势相近；在飞行体尾部的流场区域内，形成了一个连续的膨胀波扇形区域，该区域对飞行体尾部的流动环境有较大影响；在飞行体亚声速飞行条件下，不产生明显的强压缩激波，只存在弱压缩波，整个流场的气流物性参数都将产生相应变化。

2）在飞行体自旋飞行条件下，高速气流对飞行体产生的扰动更加剧烈，飞行体贴壁绕流的湍流发展与演化过程更加复杂，壁面的绕流流线相互干扰，尾部出现了明显的气流集聚效应，尾部和底部的温度明显高于无自旋情况；在同一飞行马赫数下，壁面附近的气流速度、压力、温度、热流率均高于无自旋情况，尤其在超声速情况下的差异显著。综合以上分析得出，对于以高速自旋维持稳定的超声速飞行体而言，转速对气动换热存在较大影响，需进一步深入研究。

参考文献：

[1] OZAWA T, SUZUKI T, FUJITA K. Aerodynamic measurements and computational analyses in hypersonic rarefied flows[J]. AIAA Journal, 2015, 53(11): 3327-3337.

[2] ALBAN C J, PALAZOTTO A N, RUTLEDGE J L. Thermal considerations with respect to sliding contact at high speed[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2016, 30(1): 54-61.

[3] 季卫栋，王江峰，樊孝峰，等. 高超声速流场与结构温度场一体化计算方法[J]. 航空动力学报，2016，31(1)：153-160.
JI Weidong, WANG Jiangfeng, FAN Xiaofeng, et al. Algorithms for hypersonic fluid-structural-thermal integrated [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(1): 153-160. (in Chinese)

[4] EYI S, HANQUIST K M, BOYD I D. Aerothermodynamic design optimization of hypersonic vehicles[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2019, 33(2): 392-406.

[5] QIN Q H, XU J L, GUO S. Fluid-thermal analysis of aerodynamic heating over spiked blunt body configurations[J]. Acta Astronautica, 2017, 132(3): 230-242.

[6] 夏新林，艾青，任德鹏，等. 飞机整体瞬态热状况的数值仿真研究[J]. 航空学报，2007，28(3)：513-518.
XIA Xinlin, AI Qing, REN Depeng, et al. Numerical analysis on the transient thermal status of aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(3): 513-518. (in Chinese)

[7] KNIGHT D, CHAZOT O, AUSTIN J, et al. Assessment of predictive capabilities for aerodynamic heating in hypersonic flow[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2017, 90(4): 39-53.

[8] GERDROODBARY M B, BISHEHSARI S, HOSSEINALIPOUR S M, et al. Transient analysis of counterflowing jet over highly blunt cone in hypersonic flow[J]. Acta Astronautica, 2012, 73(4): 38-48.

[9] 张俊，刘荣忠，郭锐，等. 高速旋转飞行弹丸外弹道表面温度场研究[J]. 兵工学报，2013，34(4)：425-430.
ZHANG Jun, LIU Rongzhong, GUO Rui, et al. Surface temperature field of projectile flying at high rotational speed in exterior ballistic[J]. Acta Amamentarii, 2013, 34(4): 425-430. (in Chinese)

[10] 张俊，刘荣忠，郭锐，等. 高速飞行弹箭目标表面动态热辐射[J]. 航空动力学报，2017，32(2)：289-297.
ZHANG Jun, LIU Rongzhong, GUO Rui, et al. Surface dynamic thermal radiation of high-speed flying projectile[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 289-297. (in Chinese)

[11] SAVINO R, FUMO M D, PATERNA D, et al. Aero-thermodynamic study of UHTC-based thermal protection systems[J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9(2): 151-160.

[12] MAHULIKAR S P, SONAWANE H R, RAO G A. Infrared signature studies of aerospace vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2007, 43(7/8): 218-245.

[13] SILTON S I. Navier-stokes computations for a spinning projectile from subsonic to supersonic speeds[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42(2): 223-231.

[14] SPIRITO D J. CFD prediction of Magnus effect in subsonic to supersonic flight[R]. US Army Research Laboratory, ARL-TR-4929, 2009.

[15] 刘周，谢立军，杨云军，等. 弹丸旋转空气动力效应非定常数值模拟[J]. 航空学报，2016，37(5)：1401-1410.

LIU Zhou, XIE Lijun, YANG Yunjun, et al. Unsteady numerical simulation of aerodynamic effect of a spinning projectile[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(5): 1401-1410. (in Chinese)

[16] 冈敦殿,易仕和,赵云飞. 超声速平板圆台突起物绕流实验和数值模拟研究[J]. 物理学报, 2015, 64(5): 1-8.
GANG Dundian, YI Shihe, ZHAO Yunfei. Experimental and numerical studies of supersonic flow over circular protuberances on a flat plate[J]. Acta Physica Sinica, 2015, 64(5): 1-8. (in Chinese)

[17] 陈东阳. 超音速旋转弹箭气动特性及流固耦合计算分析[D]. 南京:南京理工大学, 2013.
CHEN Dongyang. Aerodynamic characteristics and fluid-structure interaction computations and analysis of supersonic spinning flying vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2013. (in Chinese)

[18] 马杰,陈志华,姜孝海. 高速旋转条件下的弹丸气动特性研究[J]. 弹道学报, 2015, 27(2): 1-6.
MA Jie, CHEN Zhihua, JIANG Xiaohai. Aerodynamic characteristics of a projectile with high spinning speeds [J]. Journal of Ballistics, 2015, 27(2): 1-6. (in Chinese)

[19] 郑京良. 高超声速飞行器气动加热与热防护系统性能的仿真与试验研究[D]. 上海:上海交通大学, 2009.
ZHENG Jingliang. Simulation and test of aeroheating and thermal response of TPS for hypersonic vehicle[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2009. (in Chinese)

[20] 张俊,刘荣忠,郭锐,等. 飞行弹丸表面温度的两种数值计算方法[J]. 南京理工大学学报, 2013, 37(4): 585-589.
ZHANG Jun, LIU Rongzhong, GUO Rui, et al. Two numerical methods to calculate surface temperature of flying projectile[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2013, 37(4): 585-589. (in Chinese)

[21] 张俊,田中旭,韦甘,等. 无控飞行弹箭气动加热特性[J]. 探测与控制学报, 2013, 42(2): 311-316.
ZHANG Jun, TIAN Zhongxu, WEI Gan, et al. Aerodynamic heating characteristics of uncontrolled flying projectile[J]. Journal of Detection and Control, 2013, 42(2): 311-316. (in Chinese)

(编辑:陈　越)

JUST