

稀薄气体效应对高速飞行器气动性能的影响

孙泉华, 樊菁, 刘宏立, 蒋建政

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京市北四环西路 15 号, 100190)

(中国科学院高超声速科技中心, 北京市北四环西路 15 号, 100190)

摘要 高超声速飞行器在跨大气飞行时, 一段时间内处在低密度的大气环境, 流动具有明显的稀薄气体效应, 导致飞行器的气动性能改变。本文采用直接模拟 Monte Carlo 方法, 模拟了简单外形如三角翼形的模型飞行器在努森数为 0.001 到 0.1 的范围内以不同来流马赫数和不同飞行攻角飞行时的流场, 计算了飞行器所受到的气动力和气动热, 获得了稀薄气体效应对飞行器气动性能影响的一般规律。研究发现, 稀薄气体流场中的激波厚度增加, 激波与边界层混合可导致流场中呈现无明显激波结构; 飞行器的阻力系数增加, 升阻比减小, 无量纲后的热传导率增加。说明稀薄气体效应降低了飞行器的气动力和气动热性能。因此高速飞行器在稀薄条件下的外形优化对于提高飞行器的性能尤其重要。

关键词 稀薄气体效应, 高速飞行器, 直接模拟 Monte Carlo 方法, 气动性能

引言

高超声速飞行器及其飞行一直是航空大国的研究重点。其中有一些飞行器(如宇宙飞船, 轨道器, 以及空天飞机等)跨大气飞行, 一段时间内处在非平衡的稀薄气体流动的飞行状态。由于飞行器在高温高速稀薄气体流动下的气动性能与连续流状态时的差异明显, 需要重新预估跨大气飞行器的气动性能来设计和发展跨大气飞行器。

国外自上世纪六十年代开始就比较多地研究飞行器在稀薄流动条件下的气动性能^[1]。早期的研究手段主要是风洞实验、飞行数据和简单理论分析相结合。然后由于风洞难于再现实际飞行条件和缺乏有效的理论, 地面研究结果往往很难正确解释飞行数据。自七十年代开始, 随着直接模拟 Monte Carlo (DSMC) 方法的诞生和发展^[2], 飞行器在比较稀薄的流动条件(努森数 $Kn > 1$)下的流场和气动性能开始由数值计算得到, 并很好地解释了相关的飞行数据。但是 DSMC 方法需要很大的计算资源, 有关飞行器在稀薄流动条件下的数值研究是零星的和零碎的。

本文采用直接模拟 Monte Carlo 方法比较系统地研究典型几何外型的飞行器在不同来流马赫数以不同飞行攻角在不同稀薄条件下的气

动性能, 以获得稀薄气体效应对高超声速飞行器的气动性能的影响规律。

1 稀薄气体效应下的飞行器性能综述

飞行器的形状千差万别, 通常有升力体、乘波器、航天飞机、三角翼型等。广义的还有板、锥、楔、球、柱等。一般地认为升力体具有很好的气动性能而乘波器在高超声速条件下的性能更优。但是在高速稀薄流动条件下, 飞行器的气动性能普遍变差, 需要对不同外型的飞行器的气动性能有重新认识。

在高超声速稀薄流动条件下, 升力体外形已不再具有优势。如 NACA0009 机翼在 $Kn=0.47$ (马赫数 $Ma=5$, 攻角为 1.25°) 时的升阻比(约为 0.072)不及同弦长的 9% 厚度的弧形机翼的升阻比(约为 0.093)^[3]。类似的情况也发生在低雷诺数流动。如有研究表明, 5% 厚度的平板机翼在雷诺数 $Re=4000$ (远远小于普通飞行器飞行时的雷诺数)时的升力比 NACA 系列机翼的气动性能要好得多^[4]。在高超声速条件下, 乘波体被认为能有效利用激波对气流的压缩, 具有很大的升阻比。但是, 在稀薄气流条件下, 激波和粘性层比较厚并有很强的相互作用, 导致激波脱体, 使飞行器不再乘在激波上, 严重影响飞行器的性能。Anderson 等研究^[5]认为, 在连续流条件下, 经

过粘性优化后的乘波器的最大升阻比可以达到 $(L/D)_{\max} = 6(Ma + 2)/Ma$ 。如最近国内的研究^[6]也表明, 经优化后的乘波器在 30 千米高度以马赫数 6 飞行时的升阻比可以达到 7.5。然而, Rault^[7]采用 DSMC 方法计算了 Anderson 等人优化的乘波器^[5]的气动性能(马赫数 25, 飞行高度 90 千米, 飞行攻角 0°, 飞行器长约 5 米), 发现在正确考虑稀薄气体效应后, 乘波器的升阻比明显变小。如在 90 千米飞行高度时, DSMC 计算得到的升阻比为 0.3, 比连续流计算估计的 1.4 低了许多^[7]。

由此可见, 稀薄气体效应对飞行器的气动性能有明显影响。飞行器在过渡区飞行时的流动已不能由基于连续性假设的理论或数值方法来预估, 一般需要采用 DSMC 方法来模拟稀薄气体流动。图 1 为文献中的一些飞行器在不同努森数条件下的升阻比数据。所涉及的飞行器外型包括乘波器、NACA 机翼、航天飞机、三角翼、弧形机翼、以及平板等。这些数据所依赖的飞行环境(飞行马赫数和来流攻角)有所差异, 难以全面比较不同飞行器的升阻比, 但在定性上可以清楚地看出各种飞行器的升阻比随着流动 Kn 数的增大而明显变小。如当 Kn=0.001 时, 图中的最大升阻比约为 1.0; 而当 kn=0.1 时, 最大升阻比只有 0.5 左右了。这与飞行器在连续流区(Kn<0.001)具有较大的升阻比是一致的。从图中还可以看出, 在同一 kn 数下, 不同外型飞行器的升阻比相差很大。如在飞行速度为 7500m/s、飞行攻角为 40°的条件下, 平板的升阻比要比航天飞机的高。又如在飞行攻角为 30°时, 三角翼比乘波器的升阻比好。一般地, 当 Kn 数大于 0.001 时, 平板机翼和三角翼的外型具有相对较大的升阻比。

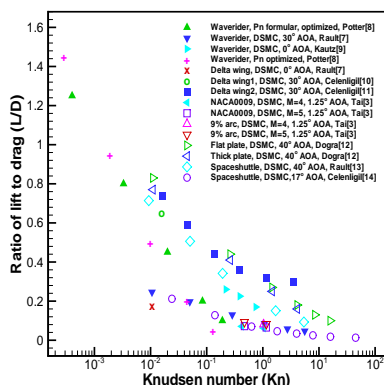


图 1 各种外型的飞行器的升阻比随流动努森数的变化

2 计算方法

稀薄气体流动计算一般采用直接模拟 Monte Carlo 方法^[15]。DSMC 方法不依赖于连续性假设, 而是通过跟踪流场中的大量代表性粒子的运动和内能来模拟稀薄流动。但是 DSMC 计算中的时间步长很小, 这样分子的运动和碰撞可以解耦近似。分子的碰撞过程采用变硬球(VHS)模型来处理。也就是分子的碰撞截面依赖于分子间的相对速度, 而碰撞后的散射沿立体角均匀分布。分子内的动能和内能交换按 Larsen-Borgnakke 统计模型来处理。计算中将三维的计算区域分成一系列的小网格。当网格的空间尺寸大于分子的平均自由程的一半时, 计算还采用亚网格技术^[15]。

计算中考虑了典型的简单三维几何外型。这里以三角翼型(如图 2)为例说明计算的具体条件。计算近似把大气模拟为单一组分, 考虑分子的转动能和振动能。分子与飞行器表面的适应系数设为 1.0, 并假设飞行器的表面温度为 300K。当流动的努森数接近于 0.1 时, 模拟粒子数约为 10,000,000, 而当流动的努森数降为 0.001 时粒子数增加为 70,000,000。由于 DSMC 模拟中的粒子总是动态的, 模拟时先让计算进行一段时间使得流动进入定常状态, 然后继续计算并对粒子进行统计采样, 进而获得流场及飞行器壁面的宏观信息。具体计算在多节点计算机上并行运行。若以主频为 2.4GHz 的单机 CPU 来衡量, 模拟一个流动状态一般需要几天到一个月的时间。

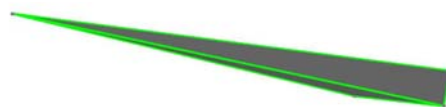


图 2 三角翼型飞行器外形

3 飞行器的气动性能

为比较飞行器在不同飞行条件下的流场及气动性能, 相关物理量按常规进行无量纲化。

3.1 流场特征

稀薄气体效应对流场有明显的影响。以来流马赫数为 25、攻角为 5°的流动为例, 比较努森数在 0.0023、0.012、0.078 时的对称面上的密度场(分别如图 3, 4, 5 所示)。从图中可以发现, 三角翼的迎风面处有一道斜激波; 但随着流动努森数的增加, 激波变宽、变弱(流

线的偏转有明显差异），甚至激波与边界层相混合。另外在三角翼的上方应该是稀疏波。但是由于壁面温度较来流温度（189K）大，图 3 中的最大密度处并没有处在飞行器的前缘，而是与前缘及壁面有一定距离。这与文献 12 中的观察是一致的。随着流动努森数的增加，同一壁面上的密度逐渐相同，趋向于自由分子流的密度值。从图中还可以看出，流场中的扰动区域随着流向增加，也随着努森数的增加而增加。从计算中还发现，由于激波中的双模态速度分布，激波层中的温度升高比密度早。另外在前缘处温度上升的多，说明激波强度随壁面减弱。

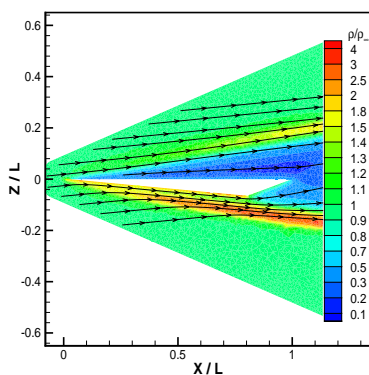


图 3 流动努森数为 0.0023 时的密度场及流线

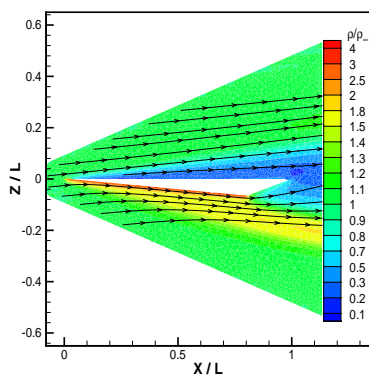


图 4 流动努森数为 0.012 时的密度场及流线

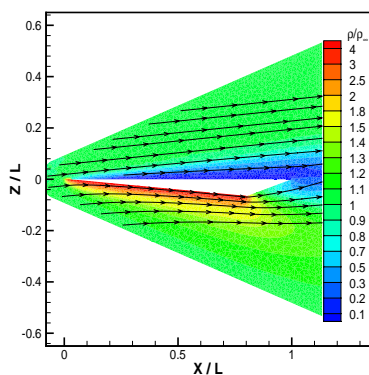
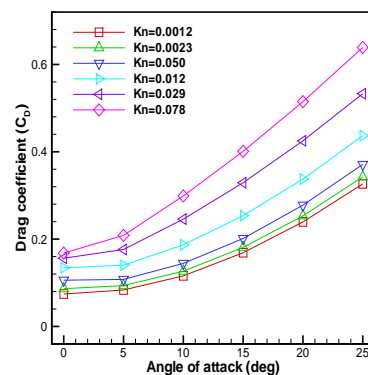


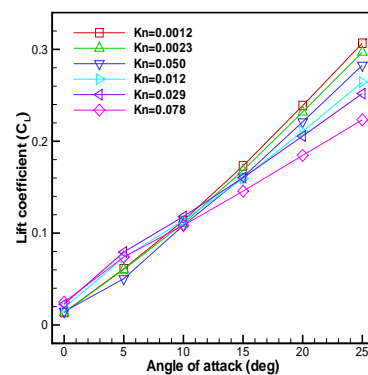
图 5 流动努森数为 0.078 时的密度场及流线

3.2 气动力和气动热

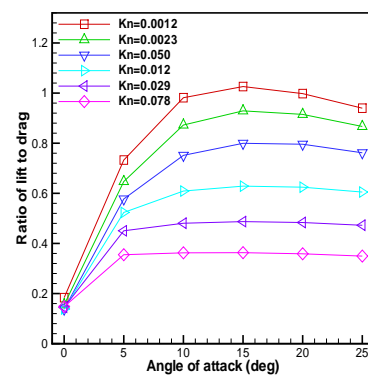
当飞行器几何大小不变时，流动努森数的变化意味着环境密度的改变。努森数的增加对应于环境密度的减小，因此飞行器所受到的气动力也将减小。但是由于稀薄气体效应，飞行器的阻力系数和升力系数有着不同的变化规律。如图 6 所示，阻力系数不仅随着飞行攻角的增大而增大，也随着流动努森数的增加而增加。如努森数为 0.078 时的阻力系数几乎为其在 0.0012 时的两倍，并且这种关系随飞行攻角的影响并不大。在同一努森数下，当飞行攻角较小时，飞行器受到的阻力随着攻角的增大只



(a) 阻力系数



(b) 升力系数



(c) 升阻比

图 6 来流马赫数 25 时的气动力随努森数的变化

是略微增大；但当攻角较大时（ 10° 及以上），阻力随攻角的增加而快速上升。飞行器的升力也随着飞行攻角的增大而增大（当攻角达到一定大角度后减小）。当攻角为 0° 时，飞行器由于机翼的微小仰角具有很小的升力。随着攻角的增加，升力逐渐上升。当攻角超过 15° 后，飞行器的升力系数随流动努森数的增大而减小。基于阻力和升力的这种变化，可以得到飞行器的升阻比随着努森数的增大而减小。从图 6 (c) 中还发现，飞行器的升阻比基本在攻角为 15° 时达到最大。

飞行器壁面传热率随努森数的变化规律与阻力类似。由于环境密度随努森数的增大而减小，壁面传热率减小，但无量纲化后的传热率随努森数的增大而明显增加。图 7 所示为飞行器下表面上的传热率分布。可以看出，迎风面特别是前缘处的热流较大，而背风面上的热流要小得多。定量来说，在迎风面的大部分面积上，努森数为 0.078 时的无量纲热流率为其在努森数为 0.0023 时的两倍以上。可见，稀薄气体效应增加了飞行器壁面的相对传热率。

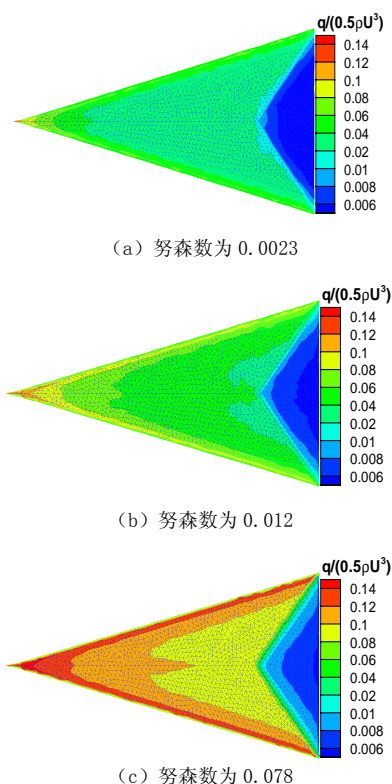


图 7 来流马赫数 25 时的壁面传热率分布

4 讨论与结论

文献中的结果（图 1）和本文的计算清楚地表明稀薄气体效应明显地影响了飞行器的升阻比。在升阻比减小的情况下，讨论各种因素在同一努森数下对飞行器升阻比的影响就变得重要了。

首先考虑飞行器外型的影响。前面的综述已提到不同外型的飞行器具有不同的气动性能。我们以三种外型（三角翼，带扁平翼的细长体，带半球头的柱体）为例来说明这种影响。图 8 所示为该三种外型在马赫数为 25 努森数为 0.012 时的升阻比。发现三角翼型的升阻比远远大于半球头柱体的升阻比，并且这种相对关系在努森数为 0.001 到 0.1 的范围内变化不大。但在自由分子流时，这种差别有所缩小。

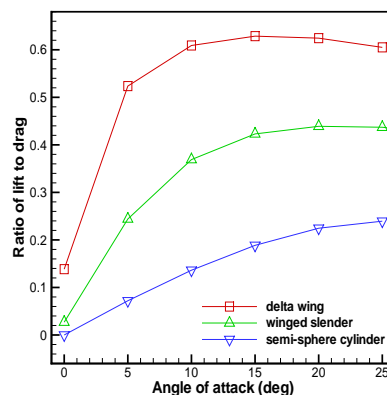


图 8 不同外型飞行器的升阻比

文献 9 提到高超声速流的马赫数独立性原理在过渡区（也就是稀薄流）对于钝体或大攻角条件下成立。事实上我们的模拟结果发现，不同飞行马赫数对三种外型飞行器的升阻比都有影响。图 9 所示为三角翼型在两个努森数不

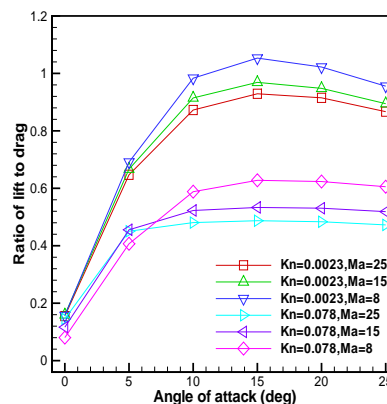


图 9 飞行器在不同马赫数和努森数条件时的升阻比

同马赫数时的升阻比。可以清楚地看出，在较大的努森数流动中，马赫数对升阻比的影响非常明显。特别是当飞行攻角大于 10° 时，减小飞行马赫数可以提高飞行器的升阻比。

另外，飞行器的最大升阻比往往在 15° 至 30° 之间获得。从图 8 可以看出，三角翼的最大升阻比大约在攻角为 15° 时，带翼细长体的对应攻角大约在 20° 左右，而半球头柱体可能在 30° 或稍大。图 10 所示为文献中的类似结果。对应于最大升阻比的飞行攻角为 20° 附近。这与我们的计算结果一致。

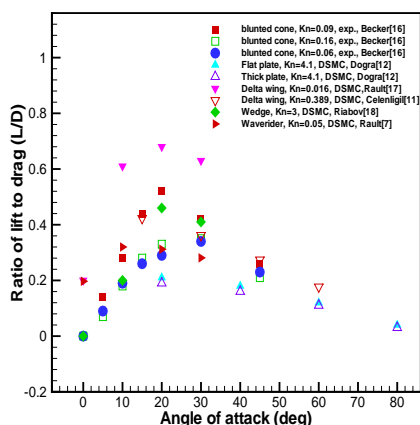


图 10 各种外型的飞行器在不同飞行攻角时的升阻比

根据以上讨论，飞行器的升阻比与飞行器的几何外型、流动努森数、飞行马赫数以及飞行攻角都有关系。要把这些因素采用简单的表达式概括起来很不容易。文献中曾有把 Potter 的桥联公式^[19,20]用来预估飞行器的升力和阻力^[5]。Potter 把飞行器的总体形状引入到驻点雷诺数，根据当时已有的飞行数据，发现修正后的驻点雷诺数与归一化（根据自由分子流和无粘流结果）后的阻力系数和升力系数有很好的依赖关系，因而提出了桥联公式用来计算飞行器在不同 Potter 数下的气动性能。因此 Potter 的桥联公式只是一个粗糙的工程估算公式，并涉及到飞行器的自由分子流和无粘流的解。我们采用桥联公式得到的升阻比与 DSMC 模拟得到的有很大差别。

对于我们所模拟的一定条件下的飞行器的升阻比，从 DSMC 模拟结果观察得到有如下近似关系。首先，飞行器的升阻比与流动努森数（0.001~0.1）有一定关系：

$$\frac{L}{D} \propto \frac{1}{\sqrt{Kn + 0.12}} \quad (1)$$

其次，在飞行攻角稍大（大于 10° ）时，飞行器的升阻比与飞行马赫数的关系近似如下：

$$\frac{L}{D} \propto \frac{1}{Ma^{\omega-0.5}} \quad (2)$$

其中 ω 为气体粘性的温度指数，对于空气近似为 0.77。再次，飞行器一般在 20° 附近达到最大的升阻比。另外，具有扁平状结构的飞行器的气动性能相对较好。

致谢

本工作为国家自然科学基金项目资助（批准号：90816012，50836007，和 10742001）。

参考文献

- Potter JL. The transitional rarefied flow regime. In: Brundin CL ed. Rarefied Gas Dynamics, vol. 2, Academic Press, 1967
- Bird GA. Molecular gas dynamics. Clarendon Press, 1976
- Tai TC. Direct simulation of low-density flow over airflows. AIAA 90-1539
- Sunada S, Sakaguchi A, Jawachi K. Airfoil section characteristics at a low Reynolds number. Journal of Fluids Engineering, 1997, 119: 129-135
- Anderson JD, Ferguson F, Lewis MJ. Hypersonic waveriders for high altitude applications. AIAA 91-0530
- Cui K, Zhao D, Yang G. Waverider configurations derived from general conical flowfields. Acta Mech Sin, 2007, 23: 247-255
- Rault DFG. Aerodynamic characteristics of a hypersonic viscous optimized waverider at high altitudes. Journal of Spacecraft and Rockets, 1994, 31(5): 719-727
- Potter JL, Rockaway JK. Aerodynamic optimization for hypersonic flight at very high altitudes. In: Shizgal BD, Weaver DP ed. Rarefied Gas Dynamics: Space Science and Engineering, 1993: 296-307
- Kautz FA, Baron JR. Direct simulation of waveriders in hypersonic rarefied flow. AIAA 91-1317
- Celenligil MC, Moss JN. Direct simulation of hypersonic rarefied flow about a delta wing. AIAA 90-0143
- Celenligil MC, Moss JN. Hypersonic rarefied flow about a delta wing - direct simulation and comparison with experiment. AIAA Journal, 1992, 30(8): 2017-2023
- Dogra VK, Moss JN. Hypersonic rarefied flow about plates at incidence. AIAA 89-1712
- Rault. Aerodynamics of the shuttle orbiter at high altitudes. Journal of Spacecraft and Rockets, 1994, 31(6): 944-952
- Celenligil MC, Moss JN, Blanchard RC. Three-dimension rarefied flow simulations for the aeroassist flight experiment vehicle. AIAA Journal 29(1): 52-57
- Bird GA. Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows. Clarendon Press, 1994
- Becker M, Bachour F, Webber E, Erdtel D. Forces and heat transfer on blunted cones in the transition regime. In: Proceedings of the 9th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, 1974, D9

- 17 Rault DFG, Wilmoth RG, Bird GA. An efficient DSMC algorithm applied to a delta wing. AIAA 91-1316
- 18 Riabov VV. Comparative similarity analysis of hypersonic rarefied gas flows near simple-shape bodies. AIAA 97-2226
- 19 Potter JL. Transitional, hypervelocity aerodynamic simulation and scaling. In: Moss JN and Scott CD ed. Progress in Astronautics and Aeronautics: Thermo-physical Aspects of Re-Entry Flows, Vol 103, 1986: 79-96
- 20 Potter JL. Procedure for estimating aerodynamics of three-dimensional bodies in transitional flow. In Muntc EP etc. ed. Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol 118. 1989: 484-492

RAREFIED GAS EFFECTS ON THE AERODYNAMICS OF HYPERSONIC AIR VEHICLES

SUN Quanhua FAN Jing LIU Hongli JIANG Jianzheng

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, No. 15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

(Hypersonic Research Center CAS, No. 15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract Hypersonic air vehicles experience low-density environment when traveling across the atmosphere, and the flows exhibit rarefied gas effects, which alters the aerodynamics of the vehicles. In this paper, the direct simulation Monte Carlo method is employed to simulate flows of modeled air vehicles having simple geometric shape such as delta wing at a Knudsen number between 0.001 and 0.1 for various Mach number and angle of attack conditions. With the calculated aerodynamic forces and heating, we obtained the general behavior of the rarefied gas effects on the vehicles' aerodynamics. It was found that the shock thickness increases in the rarefied flow, and the shock and boundary layer could mix to have a shockless structure in the flow field. When the Knudsen number increases, the drag coefficient of the vehicle increases whereas the ratio of lift to drag decreases. In addition the nondimensional heat transfer rate increases. Namely, the rarefied gas effects deteriorate the aerodynamics of the vehicle. Then shape optimization under the rarefied flow conditions becomes very important in order to improve the vehicle's performance.

Keywords rarefied gas effect, hypersonic air vehicle, direct simulation Monte Carlo method, aerodynamics