

高超声速飞行器摩阻预估

陈文龙, 张陈安, 韩汉桥, 王发民

(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京海淀区 100190)

摘要: 表面摩阻是影响高超声速飞行器性能的重要因素, 在高超声速飞行情况下摩擦阻力在总阻力中占有很重要的一部分。本文应用 CFD 技术来研究摩擦阻力在不同乘波体飞行器在不同飞行条件下的壁面摩擦阻力。计算结果表明, 在高超声速高空的情况下, 摩阻已经达到和波阻一个量级。摩阻的准确预估是飞行器气动力与气动热重要的一部分。

关键词 高超声速飞行器, 摩阻, CFD 技术

引言

对于高超声速巡航飞行器, 由于长时间在大气中飞行, 在设计与优化过程中, 对阻力的预估也是极其重要的。当飞行器在高超声速状态下飞行时, 摩擦阻力预计占总阻力的 30% ~ 50%, 要准确预测飞行器的空气动力学特性, 必须准确预测飞行器的摩擦阻力^[1]。

由于目前高超声速风洞实验难度大、成本高、周期长, 计算流体力学(CFD)已经成为实验技术的有益补充^[2]。对于 CFD 研究而言, 摩擦阻力的计算同样也是一个难点。摩擦阻力是由流体粘性主导的物理现象, 在数值模拟过程中, 受到计算格式、网格分布、湍流模型等因素的影响很大。

James 等对高超声速流动中的湍流模型进行了验证^[3]。国内乐嘉陵等人对高超声速飞行器的摩擦阻力特性进行了研究^[4,5], 阎超等人研究了在高超声速来流条件下, 对于气动力和气动热计算上的网格效应的影响^[6]。丁海河等人对高超声速飞行器的低空低马赫数飞行条件下的摩阻进行了研究^[7]。

现阶段高超声速巡航飞行器的理想构型是以高升阻比为特点的乘波体飞行器构型。乘波体概念是由 Noweiler 于 1959 年提出的^[8], 其思想是从已知流场中构造高超声速飞行器, 将高压气体压在飞行器以下, 从而提高升阻比, 突破升阻比屏障。其生成方法如

图 1 所示。与传统的钝头再入式飞行器不同, 乘波体飞行器需要在大气中长时间飞行, 因而合理的设计, 将有效的提高飞行器的气动性能。但是求解锥型流场生成的乘波体外形具有尖锐的前缘, 在高超声速巡航中, 热载荷对前缘有很大的影响, 而且尖前缘在工程中是不容易实现的, 在综合考虑飞行器气动性能和热载荷的情况下, 一般的解决途径是对前缘进行钝化。Lewis^[9]、Takashima^[10]和 Travis^[11]都对钝化前缘的乘波体飞行器进行研究, 其研究结果显示钝化半径和钝化方式对乘波体飞行器的气动性能和摩阻特性有很大的影响。

本文首先研究了运用锥形流场生成的乘波体在高空高马赫数下的摩阻特性, 并对带有舵面和考虑钝化方式与钝化半径的高超声速飞行器在高空高马赫数情况下的摩阻特性进行了研究。由于在高空高马赫数的飞行条件下的流动主要是层流, 因此本文研究的是层流条件下的摩阻特性。

1 高超声速乘波飞行器设计

1.1 乘波体生成方法

运用求解锥型流场的方法来生成长度为 60m 的乘波体, 其设计点为 $H=60\text{km}$, $M=20$, 6° 锥角^[12]。

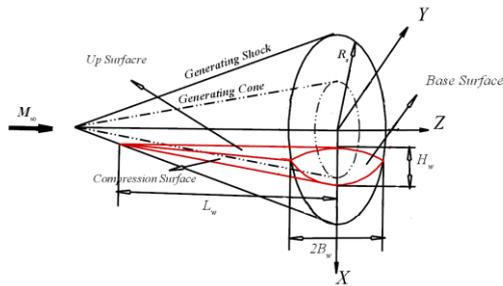


图1 锥导乘波体生成示意图

1.2 乘波体钝化方式

本文使用的钝化方法为加材料钝化，设计思想是将上下表面分别向下、向上平移，然后用圆弧连接钝化^[12]，如图2。该方法在尽量减少对模型形状改变的同时增加了容积率。

本文对钝化半径为 30mm、60mm、180mm、300mm 和 600mm，文献[11]的计算结果表明升阻比和热流随钝化半径变化明显，但是当钝化半径达到一定程度时，对于热流等影响逐渐减小，故本文采用的钝化半径为 30mm，如图3所示。

1.3 模型介绍与网格分布

为了提升其操稳特性，在上表面安装舵面。舵高 5.2m，长 15m，舵面最大厚度为 0.31m，后掠角为 40° ，面积为 58.78m^2 ，前缘钝化半径为 0.155m，舵面与对称面的夹角为 50° ，如图4所示。

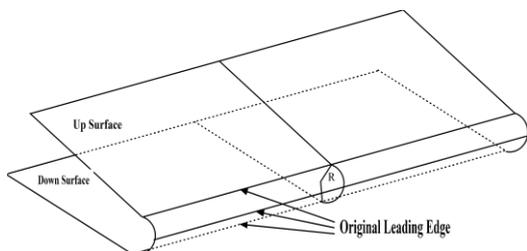


图2 加材料钝化示意图

近壁面第一层网格对高超声速飞行器的摩擦阻力与气动热有着很大的影响，本文取近壁面第一层网格高度为模型总长的 10^{-5} ，小于文献[6]所提到的第一层网格高度，计算网格如图5所示。



图3 钝前缘乘波体示意图

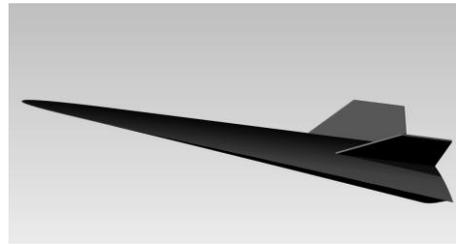


图4 计算模型

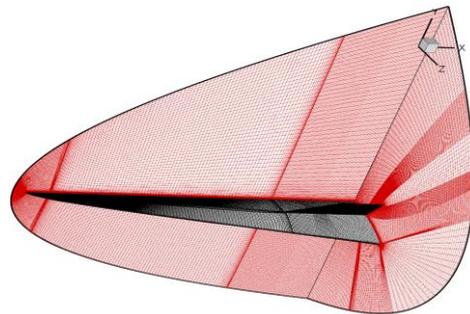


图5 计算网格分布图

2 数值计算方法与程序验证

2.1 数值计算方法

本文采用有限体积法对 N-S 方程进行数值求解。

补充的相应的气态方程、热力学参数计算公式及输运参数的计算公式分别为：

$$P = \rho RT$$

$$h = C_p T$$

$$e = \frac{p}{(\gamma - 1)\rho} + \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2}$$

粘性系数由 Sutherland 公式：

$$\frac{\mu}{\mu_0} \approx \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{3}{2}} \frac{T_0 + 110.0K}{T + 110.0K}$$

式中： $\mu_0 = 1.789 \times 10^{-5} \text{Pa s}$ ， $T_0 = 288 \text{K}$ ；热

传导系数： $k = \frac{\mu C_p}{Pr}$ ，其中 Pr 为普朗特数，对于层流： $Pr = 0.72$ 。计算采用完全气体模型。

计算过程中，空间离散采用中心对称 TVD 格式，并用 Continuous 限制器抑制数值振荡，时间离散采用 LU-SGS 隐式迭代格式进行计算。边界条件分别为：远场采用自由来流条件，出口采用超声速出流条件，壁面采用无滑移条件。

2.2 计算程序的验证

由于高超声速气动热和摩阻计算的要求是类似的，本文以文献[13]的气动热算例，对计算程序进行验证。模型为半径为 38.1mm 的钝

头体，来流条件为 $Ma_\infty = 8.03$ ，温度 $T_\infty = 124.94 \text{K}$ ，壁面温度 $T_w = 294.44 \text{K}$ ，基于圆柱半径的雷诺数 $Re_{\infty L} = 1.835 \times 10^5$ ，计算网格为 121×81 ，计算结果如图 6 所示。

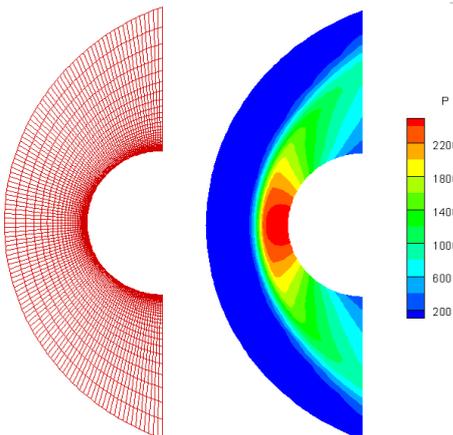


图 6 模型网格与压力等值线

图 7 和图 8 分别给出了钝头体上的压力分布和热流分布，并与贺旭照^[13]的计算结果和 Kolpfer G.H.^[14]等人的实验结果进行了比较。

本文计算结果与文献结果吻合良好，由此可见计算程序能够用于开展飞行器摩阻问题研究。

图 7 M=8.03 时钝头体压力分布

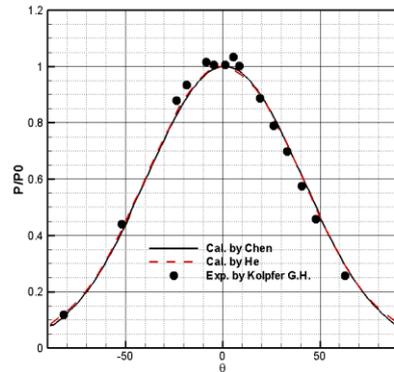
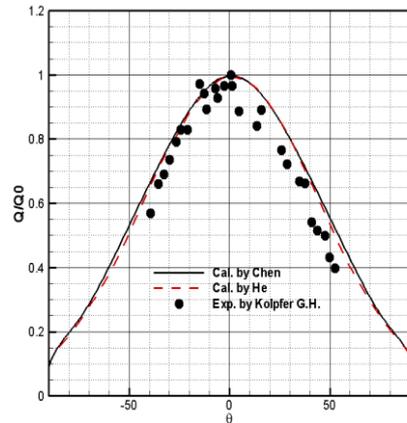


图 8 M=8.03 时钝头体热流分布



3 结果分析

3.1 乘波体飞行器摩阻分析

首先对图 4 给出未加钝化的乘波体飞行器进行摩阻计算。图 9 给出了波阻与摩阻系数随着高度变化的计算结果。

从图 9 可以看出，波阻与摩阻均随飞行高度的增加而增加，且随着飞行高度的增

加，两条曲线逐渐接近；在 $H=70\text{km}$ 时，摩擦系数已经超过波阻系数，这意味着摩擦在总阻力中的比重已经超过 50%。可见在乘波体飞行器达到一定高度的时候，摩擦的影响将占主导作用。

图 10 给出了波阻与摩擦随马赫数的变化。可以看出随着马赫数增加，波阻与摩擦系数略微减小。这是由于马赫数增加， Re 数增大，粘性力的作用变小，从而导致摩擦阻减小。

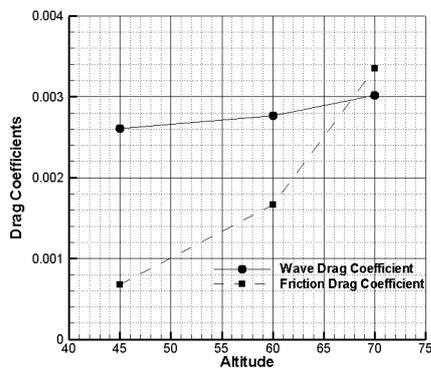


图 9 $M=20, A_oA=0^\circ$ 时随高度变化阻力的分布

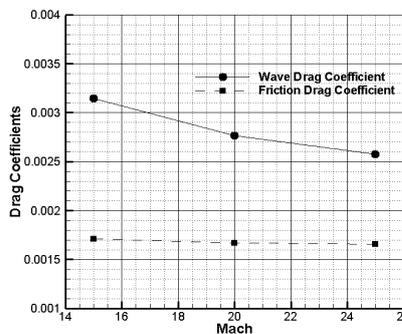


图 10 $H=60\text{km}, A_oA=0^\circ$ 时随着马赫数变化阻力系数的分布

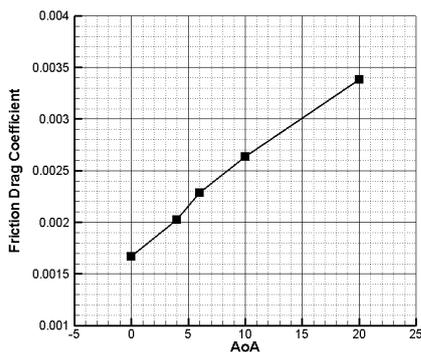


图 11 $H=60\text{km}, M=20, A_oA=0^\circ$ 时随着攻角变化摩擦系数的分布

为了进一步了解摩擦随攻角变化的规律，图 11 给出了摩擦与波阻系数随着攻角的变化。从图中看到随着攻角的增大，摩擦系数变大。这是由于随着攻角增大，切向速度逐渐变小，粘性力作用变大，因而摩擦系数变大。

3.2 高超声速飞行器摩擦分析

接着对图 5 给出的高超声速飞行器进行计算。图 12 给出了波阻与摩擦系数随着高度变化的计算结果。

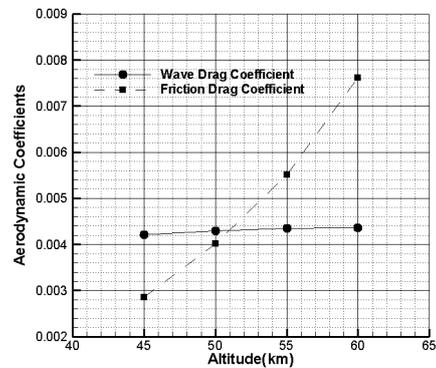


图 12 $M=20$ 时随高度变化阻力系数的变化

从图 12 中可以看出，阻力系数均随飞行高度的增加而增加，且随着飞行高的增加，两条曲线的逐渐接近。在 $H=50\text{km}$ 时，摩擦系数已经和波阻系数相当。可见在乘波体飞行器达到一定飞行高度时，摩擦的影响将在阻力中占主导作用。

图 13 $H=55\text{km}, A_oA=4^\circ$ 时随着马赫数变化阻力系数的变化

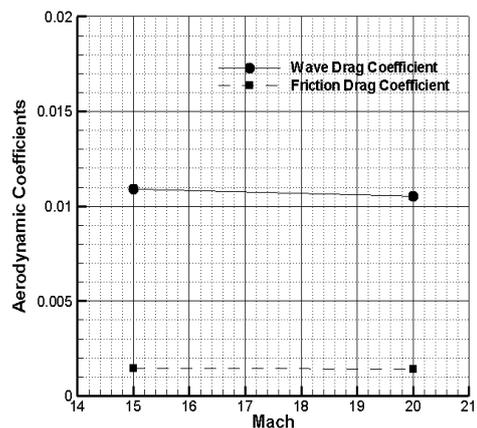
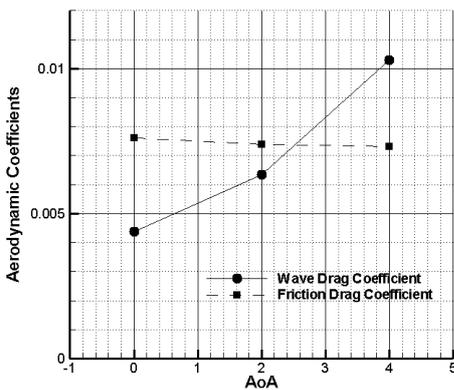


图 13 给出了随着马赫数变化阻力系数的变化。从图中可以看出，随着马赫数增大，乘波体的摩阻系数略微减小。这与 3.1 节图 10 的原因是一致的。

图 14 给出了阻力系数随攻角的变化曲线。图 15 给出了下表面与对称面交线、钝化平分线、舵平分线上的局部摩阻系数分布。从图 14 中可以看出，随着攻角的增大，波阻系数有明显增加；而摩阻系数则与 3.1 节图 11 的变化规律不一致，出现略微降低的现象。从图 15 中看出，平均摩阻系数主要受到飞行器头部和舵面上的摩阻影响，舵面对于摩阻的贡献十分可观，因此增加舵面导致摩阻系数数值急剧变化；当攻角变大时，舵面



的有效浸润面积减小，而导致其部件摩阻降低，因而攻角增大时，飞行器总的摩阻减小。

图 14 H=60, M=20 随着攻角变化阻力系数的变化

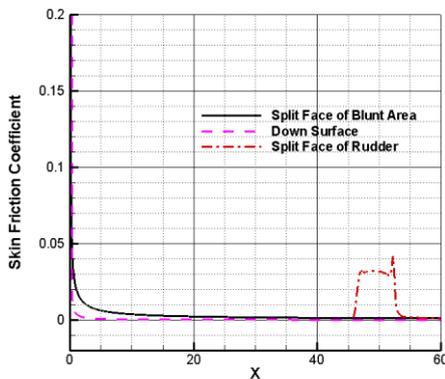


图 15 下表面与对称面交线、钝化平分线、舵平分线上的局部摩阻系数

4 结论

本文通过数值方法分析了乘波体飞行器与增加钝化与舵面的飞行器的几个飞行状态下的摩擦阻力的影响。研究结果表明：

- (1) 高超声速飞行器的摩擦阻力受高度较之于马赫数、攻角等因素影响较大。
- (2) 运用锥形流场生成的乘波体，随着攻角变大，其摩阻系数变大；但是实际飞行器要对前缘进行钝化，同时要增加舵面等部件，它们对飞行器摩阻的贡献甚至有可能与乘波体相当，因而有可能导致高超声速飞行器摩阻变化规律与乘波体的规律不一致。

参考文献

- 1 Anderson J D. Hypersonic and high temperature gas dynamics[M]. McGraw-Hill New York, 1989
- 2 Knight D. RTO WG 10: Test Cases for CFD Validation of Hypersonic Flight, AIAA 2002-0433
- 3 James L.B. Turbulence Model Validation for Hypersonic Flows, AIAA paper 2002-3308, 2002.
- 4 贺旭照, 赵慧勇, 乐嘉陵. 吸气式高超声速飞行器气动热数值模拟方法及应用. 计算物理, 2008, 25 (5): 550-560
- 5 贺旭照, 赵慧勇, 乐嘉陵. 考虑可压缩与热传导的壁面函数边界条件及其应用. 空气动力学报, 2006, 24 (4): 450-453
- 6 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. 空气动力学报, 2006, 24 (1): 125-130
- 7 丁海河. 乘波体/冲压发动机一体化设计与研究. [D]. 中国科学院力学研究所, 北京, 2008
- 8 Nonweiler TRF., Aerodynamic problem of manned space vehicles[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, Vol. 63:521-528
- 9 Gillum M J., Lewis M J. Analysis of experimental results on a mach 14 waverider with blunt leading edge [R]. AIAA 96-0812, 1996.
- 10 Takashima N, Lewis M J. Navier-stokes computation of a viscous optimized waverider [R]. AIAA 92-0305, 1992.
- 11 Travis W D, Ioannis N, Graham V C. Numerical simulation of the AEDC waverider at Mach 8 [R]. AIAA 2006-2816, 2006.
- 12 李维东. 近空间高超声速乘波体高空多物理效应影响特性研究. [D]. 中国科学院力学研究所, 北京, 2011
- 13 贺旭照. 高超声速飞行器气动热数值模拟和超声速流动的区域推进求解. [D]. 中国空气动力研究与发展中心研究生部, 绵阳, 四川, 2007
- 14 Tannehill J C., Buelow P., and Levalts J.A three-dimensional upwind parabolized Navier-Stokes code for real gas flow[R]. AIAA-89-1654, 1989.

THE FRICTION DRAG PREDICTIONS OF HYPERSONIC AIRCRAFT

CHEN Wenlong, ZHANG Chen-an, HAN Hanqiao, WANG Famin

(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract Surface friction drag is considered as an important factor on hypersonic aircraft performances. Many researches showed that the friction drag played an important part of the total drag in hypersonic flight. With of CFD technology, the friction drag of different hypersonic aircrafts at different flight conditions was studied. In the case of high Mach number and high-altitude, friction drag and wave drag had reached the same magnitude. Accurate estimate of friction drag is very important part, when we predict aerodynamic and aerothermal performances.

Key words hypersonic aircraft, friction drag , CFD technology