热流密度峰值最小化的鼻锥钝化设计

屈志朋，崔凯，胡守超，李广利

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 针对旋成体高超声速飞行器，采用一种新的钝化外形。基于 CFD 数值模拟分析，完成了新钝化外形和圆锥钝化在气动力方面性能的比较。对三种不同钝化半径/旋成体最大半径（r/R）比 1/40、1/20、1/10 比较分析，结果表明，在相同的钝化半径下，钝锥部分阻力系数增加，但对整个旋成体导弹而言，在超过一定的钝化半径或高度时其总阻力才变化较大。

关键词 旋成体 高超声速 钝化半径 阻力

引　言

飞行器一般采用尖化鼻锥设计，这样设计的目的是可以减小气动阻力，但是在高超声速飞行时，驻点热流值会很大，因此常采用钝头体鼻锥来减小驻点出的热流 the 值，采用钝头体鼻锥钝化设计会增加气动阻力，很多学者作了这方面的研究，如许剑[1]通过理论上分析高超声速飞行的减阻方案，采用开设涵道的方法和外加气动撑杆的方法减小激波阻力；姜维[2]等人采用采用高超声速风洞测力试验方法测量钝头飞行器头部减阻研究减阻杆的气动减阻原理，并且指出减阻杆显著减少了钝头飞行器的阻力；文献[3]采用逆向喷流，上面提到的几种方法可以理解为相当于增加钝锥长细比，将强弓形激波弱化成一组斜激波，降低波后压力与温度，达到同时减小气动阻力和气动加热的目的，采用这种方式可以降低阻力，在一定程度上可以满足气动力和气动热的要求，这种方法具有很大的市场前景，但是这种设计相当于增加了附加装置，对设计造成一定的困难，需要考虑很多问题，给设计人员造成了很多的设计困难。

驻点热流公式[4]表明驻点热流峰值与驻点曲率半径的平方根成反比，这是钝化设计的基础，从这里可以看出，采用较大的半径可以减少最大热流峰值，但是这样又会导致阻力的增加，因此需要在阻力和最大热流值之间进行平衡，一般来说，热的问题是需要优先考虑的，采用钝化设计时必须要满足各个点的最大热流值都满足设计要求，因此需要对常见的圆弧曲线和幂曲线进行优化，使其满足设计要求，因此钝化半径或钝化高度必须足够大才能够降低驻点附近的热流峰值。在这方面已经进行了优化设计，使用遗传算法求解，使得优化后的驻点附近能够满足设计要求，还进行了鲁棒分析，当壁面温度飞行马赫数和飞行高度和前缘厚度在较大范围内改变时，其最大热流峰值较圆弧热流峰值将最低了 20%，但是本文中没有进行力的分析，本文在此基础上进行了三维力的分析， 本文进行了圆弧形的旋成体和优化后的钝头体进行了数值模拟，比较了不同外形在不同攻角的情况和不同钝化半径、钝化高度情况下里的验证。在钝头体进行高超声速飞行时，已经有很多学者做过这方面的研究。比如王唯等人采用三次样条拟合旋成体母线，获得母线方程以减小气动阻力为优化目标完成了气动外形的优化设计。张玉祥[5]等人比较了不同钝化半径情况下飞行器的升阻比变化，指出钝化导致飞行器的升阻比下降，且随着钝化半径增大升阻比下降增大，姜维[2]等人采用高超声速风动测力实验方法测量钝头体飞行器头部减阻，结果表明减阻杆能够减少阻力，但是会引发一系列的问题例如稳定性问题等。本文采用文献[5]的钝化外形，基于 CFD 软件 CFD++进行了数值模拟，比较要详细的比较了新钝化外形和圆锥钝化外形的气动力方面的比较，本文结构主要分以下几个方面来介绍 1.模型介绍 2.来流条件及计算网格 3.不同前缘型线导弹的气动性能 4.不同飞行攻角导弹气动性能，5.结论。

1 模型介绍

本文用到的模型如下所示：

图 1 导弹主视图

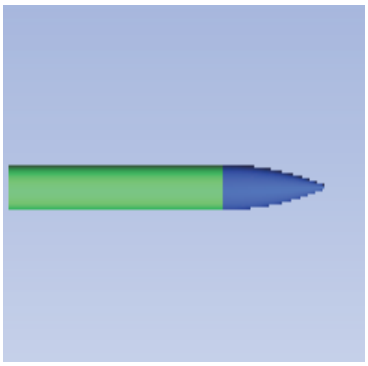

图 2 导弹仰视图

该导弹总长 6 米，分三部分 head1，head2，tail。其中 tail 是圆柱部分，长 4 米，直径 600 毫米，head1 和 head2 总长 2 米（其实不够 2 米，因为前面有圆弧过渡）head2 是一个二次曲线旋转而成的曲面 head1 是一个与二次曲线相切的圆弧或钝化圆弧旋转而成的曲面，其中 head1 的外形有六个，前面分别是直径是 15mm，30mm，60mm 的圆弧（简称 15circle，30circle，60circle）旋转而成的曲面和钝化高度是 15mm，30mm，60mm 的钝化圆弧（简称 15dun，30dun，60dun）旋转而成的。其中 30dun 的钝化外形和 30circle 头部局部放大如下图 3 所示。

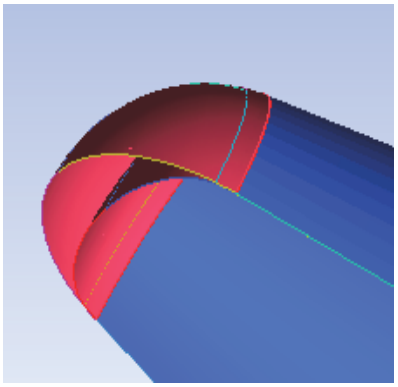

图 3 头部放大图（30dun）

从图上可以看出 30circle 要比 30dun 的头部外形要大一点。

2 来流条件和计算网格

本文采用 CFD 软件 CFD++进行数值模拟，飞行高度 25 千米，马赫数为 6.5，采用湍流模型（即 k-ε-Rt 模型)；导弹网格分布如下图五所示（以 15dun 为例），物面法向第一层网格高度为总长的10^{-5}，网格总量大约为 123.6 万，为保证模拟的准确性，物面尽量可能的密一点。远场的网格设置是 x 坐标从-3000 毫米到 6000 毫米，y 坐标是从 0-5000 毫米，z 坐标是从 -5000-5000 毫米。下图是网格的示意图。

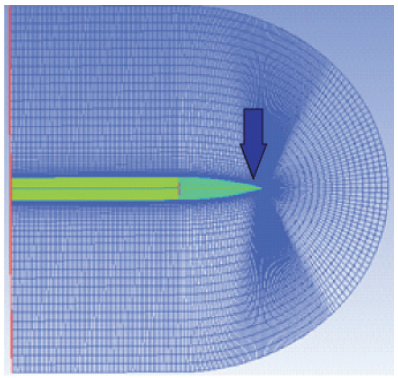

图 4 网格示意图（30dun）

上面这幅图是从垂直于 xz 平面看的，这是一幅整体效果图，从这里可以看出网格的分布情况，从前面的这幅图可以看不清楚 head1 和 head2 部分，我们把这个 head 部分放大如下图所示.

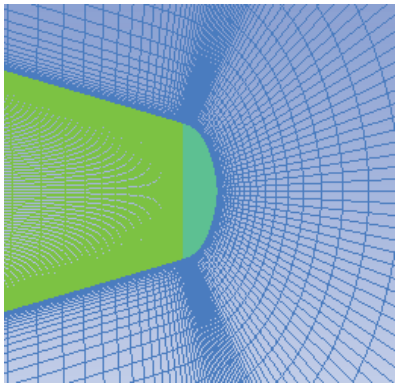

图 5 head 局部放大图（30dun）

3.不同前缘型线导弹的气动性能

六种不同外形在 0 度攻角的高超声速飞行时的数据如下表一所示。由于所给外形是轴对称图形，所以升力为 0，所以我们只考察阻力情况。从下表 1 可以看出随着钝化半径的增大，head2 和 tail 的阻力逐渐减小，在相同的钝化半径下，钝头体的 head1 比圆弧形的 head1 的力大一点，在钝化半径超过一定值的时候总阻力差别才比较大，这为以后高超声速钝头体设计提供一点设计依据，采用钝头体能够减少驻点处最大热流，气动阻力不增加，最大的阻力相差 4.8%。从下表 1 还可以看出 30circle 和 30dun 的所受的阻力最小。

表 1 六种不同外形 0 度攻角情况下所受的阻力（单位：N）

	Head1	Head2	Tail	Total
15circle	4.06	1297.03	255.30	1556.39
15dun	5.04	1294.59	257.18	1556.81
30circle	93.40	1179.42	248.50	1521.32
30dun	120.70	1154.65	245.14	1520.49
60circle	372.12	1046.36	222.20	1640.68
60dun	481.94	1028.76	209.07	1719.77

六种不同外形的压力云图如下：

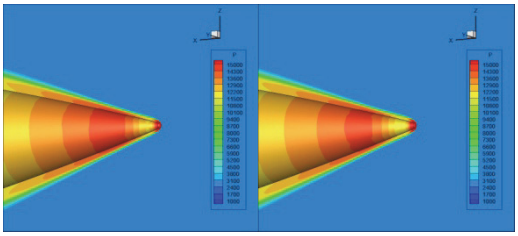

图 6 压力云图（左边是 15circle，右边是 15dun）

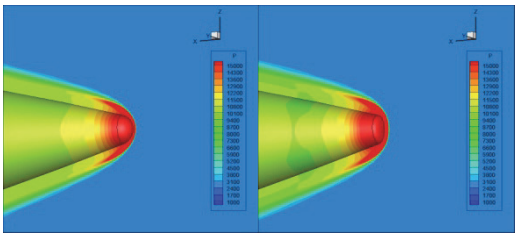

图 7 压力云图（左边是 30circle，右边是 30dun）

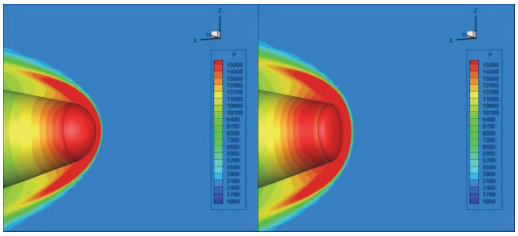

图 8 压力云图（左边是 30circle，右边是 30dun）

从压力云图上可以看出钝头体激波后高温、高压气体范围扩大，激波距离增加，激波阻力增加。从而导致阻力增加，15circle 和 15dun 的 head1 和 15circle1 的 head1 力很小，从压力云图上可以看出是由于在其前面产生一道斜激波， 同时从左侧的云图还可以看到 15circle 和 15dun 的 head2 上面有激波再附，导致激波阻力增加，所以 15circle 和 15dun 所受的阻力比 30circle 和 30dun 所受的阻力大。

4.不同飞行攻角导弹气动性能

在相同的外形下不同飞行攻角的总的升力阻力如下表 2 所示。从上面的表中可以看出随着攻角的增大，升力和阻力都逐渐增大，表中在 0 度攻角时升力不为 0 主要是由于数值模拟计算的误差，从表中可以看出随着攻角的增大升阻比逐渐增大，这是由于升力的增加比阻力的增加大得多。

表 2 不同飞行攻角攻角（单位：度）总的阻力和升力（15circle）

	0	2	4	6	8	10
升力	1556.39	1607.07	1767.34	2077.10	2571.17	3246.44
阻力	-1.19	1201.89	2587.92	4271.14	6174.43	8174.88
升阻比	0.00	0.75	1.46	2.06	2.40	2.52

结　　论

从前面的分析中可以得出以下结论：

1: 在相同的钝化半径下，钝锥部分阻力系数增加，但对整个旋成体导弹而言，在超过一定的钝化半径或高度时其总阻力才变化较大。

2：在给定的外形下，升阻比随着攻角的增大而逐渐增大，同时阻力和升力都增加，但是升力增加的比阻力增加的快。

3：在相同的钝化半径/钝化高度下,head1 的阻力站总阻力的比例相差很小，尤其是 15circle 和 15dun 外形 head1 的阻力占总阻力的比例基本上是一样的。

参考文献

1.许剑.高超声速外形减阻方案及数值模拟.江苏航空，2009 年增刊
2.姜维,杨云军,陈河梧.带减阻杆高超声速飞行器外形气动特性研究.实验流体力学，2011,25（6）：28～53
3.Finly,p.,The flow of a jet from a body oppsing a supersonic free stream.Journay of Fluid mechanics,1966 26(2):337-368
4.JohnD.Anderson,Jr.HypersonicandHigh-TemperatureGasDynamic.AIAAEDUCATIONSERIALS
5.张玉祥，徐金标，王厚庆.钝化对高超声速飞行器升阻比的影响，弹箭与制导学报，2011,31（4）：243～245.

SHAPE DESIGN TO MINIMIZE THE PEAK HEAT-FLUX OF BLUNT NOSE CONE

QU Zhipeng, CUI Kai, HU Shouchao, LI Guangli

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

Abstract We take a new shape of blunting in regard to hypersonic aircraft. It is based on CFD to simulated numerically, we completely the task of the comparison of the aerodynamic performance of the new blunting shape and cone blunting. Three different blunting radius/the spinning radius (r/R) is 1/40,1/20.1/10 has been comparative analysis, the results show that under the same radius/height the blunt cone part of drag coefficient increases, To the total bodies of missile, it is only reach a certain radius/height the total resistance can be changes larger.

Key words bodies of revolution hypersonic radius of blunt drag