双发动机高超声速乘波飞行器性能分析

崔凯，高太元，胡守超，王秀平，杨国伟

（1 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 当以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器以马赫数大于 5 的速度飞行时，激波阻力和摩擦阻力急剧增大，并引发一系列构型设计难题，除在气动方面形成所谓“升阻比屏障”外，还需满足发动机来流要求、整机推阻匹配及容积率约束等难题，同时，这些约束或需求之间还存在相互耦合和矛盾，这进一步加大了构型设计的难度。本文基于一种全参数化乘波飞行器设计方法，设计了一种双发动机模块高超声速飞行器构型，并对其进行了数值性能分析。

关键词 高超声速，乘波体，升阻比，计算流体力学

引 言

当飞行器以 5 马赫或更高速度进行高超声速飞行时，摩阻和波阻均相应增大，此时采用常规的飞行器构型将遭遇“升阻比屏障”等问题。目前解决这一问题的主要思路是采用一体化乘波飞行器构型。这种构型一般以超燃冲压发动机提供动力，以乘波体为主要升力体，飞行器前体同时充当发动机进气道的预压缩面，后体与尾喷管相结合，达到提高飞行器气动性能的目的。

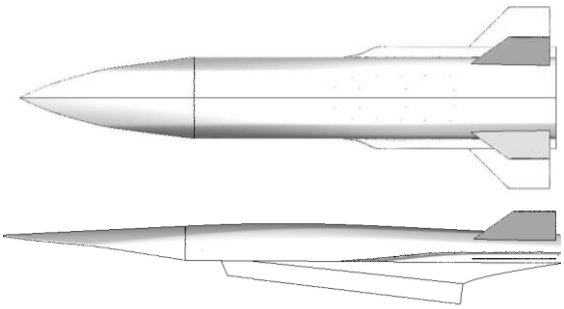
自上世纪九十年代以来，该问题一直是这一领域研究的重点之一。O’Neill[1]等综合考虑整机性能，基于椭圆锥体流场，使用反向流线追踪法生成基本乘波体外形，结合发动机及尾喷管的设计，对整机进行了优化；Takashima 等[2]采用密切锥方法获得乘波体，并对整机进行了一体化设计；He 等[3]提出了反射自由流尾缘曲线以及 Lin[4,5]等提出了用于生成有翼——机身和小翼的多方向弯曲乘波构型。此外，Starkey[6]以及 Javaid[7]分别针对 6 马赫的高超声速乘波构型导弹和 9 马赫乘波飞行器的机身/推进系统一体化概念设计等问题开展了研究，均取得了不同程度的进展。

文献[8]提出了一种全流面一体化概念构型。这种构型由机体、机翼、发动机和尾喷管几部分构成。整个飞行器按照乘波体的设计思路进行设计。机身和机翼下表面均依据追踪流线获得，机身上表面利用样条曲线生成，这样可以保证飞行器的容积率，机翼上表面采用膨胀面设计，以提高飞行器的升阻比。与传统的乘波飞行器设计思路不同，在本文提出的构型中，发动机整流罩也按照追踪流线获得，这样可以进一步保持飞行器的乘波性能。

本文基于上述设计思路，在椭锥参考流场下生成了乘波体构型。在此基础上进而设计了高超声速飞行器构型 X12F。利用 CFD 方法分析了 X12F 构型在马赫数 5 及马赫数 6 下不同攻角所对应的气动性能，分析了升力、阻力、升阻比以及俯仰力矩、压力中心位置随攻角的变化情况，得到了最大升阻比对应的攻角。在该攻角条件下，计算得到了不同马赫数下等温壁条件的壁面热流分布，并且对比了湍流、层流模型的数值结果，分析得到了湍流的影响。

1 飞行器构型简介

在这里，首先给出构型 X12F 的几何示意图，如图 1 所示，



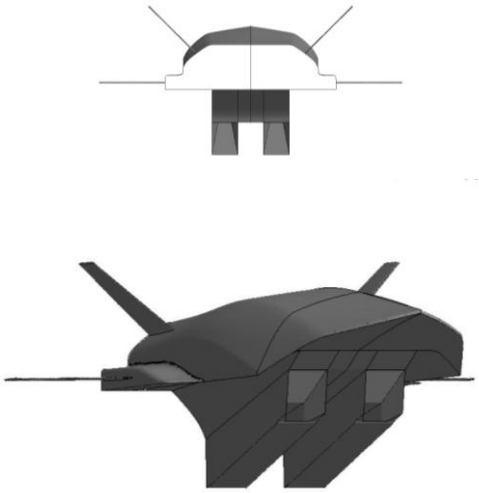


图 1 X12F 构型示意图

由图 1 中视图可以看出，构型 X12F 为基于椭锥参考流场生成的乘波构型，所以可以明显看出其前体为尖前缘。前体乘波体压缩面为曲面，对来流有一定包裹作用。构型的前缘应用曲面过渡钝化，钝化半径约为 5mm。计算采用的构型为双发动机构型，发动机（含进气道）长度为 2m，飞行器长度 4m。力矩中心采用几何中心点：[2，0，-0.15]。参考面积为 1.32m2。

在计算构型的容积时，我们只计算了机体内部即刨除了尾舵、发动机部件。设计要求原型（4 米）尺寸容积小于 0.42 m3，X12F 构型的容积为：0.416m3。

2 计算模型、条件和网格

在高超声速流动中，粘性作用影响较大，因此本文采用三维 N-S 方程作为控制方程，以便更好的模拟飞行器气动力特性；湍流模型采用 $k-\varepsilon$ 模型。求解过程中，空间离散格式采用一阶精度的 Roe 格式，时间离散采用显式推进方法。

计算过程中，边界条件的设定如下：远场来流条件为：飞行高度 25KM，Ma_∞=5，6，P_∞=2550Pa ， T_∞=221.6K ， ， 攻 角 α=-2,0,2,4,6,8，侧滑角为 0；出口边界条件为，有流场内部插值得到；无滑移壁面边界，对称面采取对称边界条件；发动机进气道为开口、冷态通道。

在首先进行的马赫数 5、6 下不同攻角气动力计算中，壁面采用绝热壁条件，可以更好的模拟边界层流体的物性，气动力结果更为真实。接下来进行的最大升阻比攻角下的壁面热流计算，壁面采用等温壁条件，考察热流分布情况。

由于飞行器外挂发动机后构型比较复杂，整体的结构网格较难生成，所以本文中我们使用了完全的非结构网格作为计算网格。由于流动为高超声速，所以我们选择了锥形远场，减少网格数量。由于非结构网格的各向同性，考虑到网格数量，所以壁面最小网格尺度为特征长度的 10^{-3} 量级，网格雷诺数约为 10。由于侧滑角为 0，所以仅对飞行器的半模进行了数值模拟，网格总数控制在 350 万——400 万之间。下面给出 4 米半模的对称面以及壁面的网格示意图：

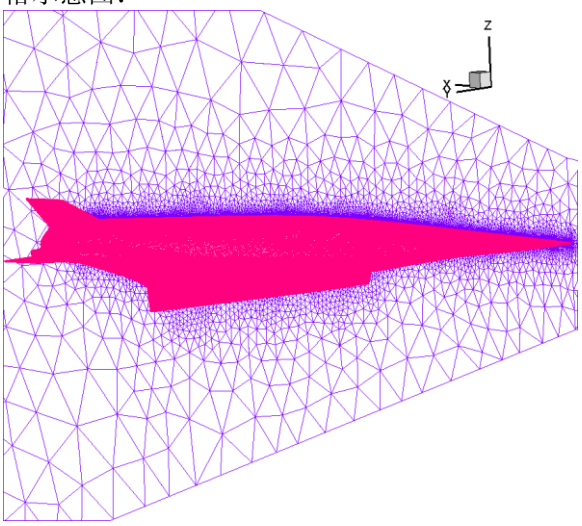


图 2 计算网格示意图

3 计算结果与分析

本文中，首先计算了构型 X12F 在马赫数 5、6 下在攻角分别-2、0、2、4、6、8 下的气动力性能，共计 12 个工况。得到了每个工况下升力系数、阻力系数以及升阻比，以及俯仰力矩、压力中心位置。通过分析得到了不同气动力参数随攻角变化的情况，得到了攻角变化对飞行器气动力特性的影响。最后找到了最大升阻比对应的攻角，为进一步工作奠定了基础。

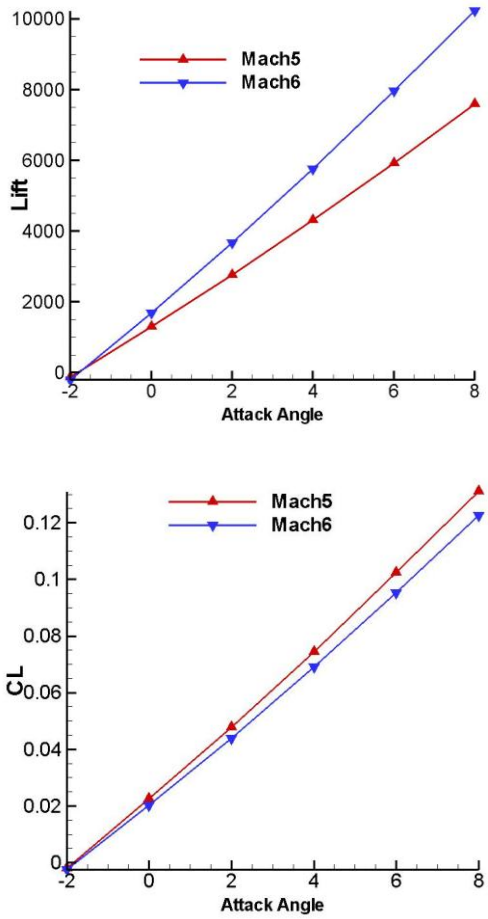


图 3 马赫数 5、6 下升力及升力系数随攻角变化趋势图

图 3 给出了 X12F 在马赫数 5、6 下的升力及升力系数随攻角变化情况。可以发现，飞行攻角增大使得构型的升力及升力系数迅速增大，增长曲线接近线性，即攻角增大一倍，升力系数随之增大一定倍数。相比之下，马赫数为 6 时，飞行器的升力更大，且升力随攻角变化曲线的斜率更大。但是由于飞行速度变大，升力系数曲线相对于马赫数为 5 时反而斜率要小。

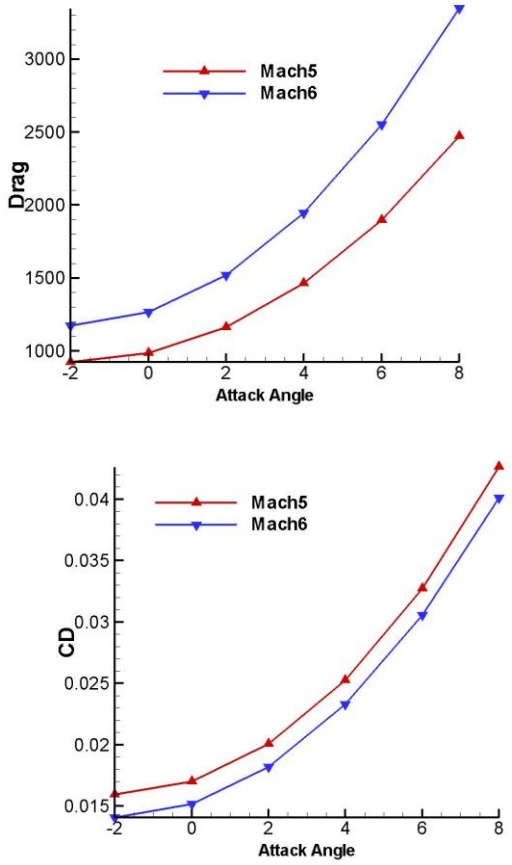


图 4 马赫数 5、6 下阻力及阻力系数随攻角变化趋势图

图 4 出了 X12F 在马赫数 5、6 下阻力及阻力系数随攻角变化情况。与升力系数类似，在两个不同的飞行马赫数下的阻力系数都随着攻角的增大而增大，但是增长并非呈线性变化，一开始增长缓慢，但增长系数不断增加。同样，马赫数为 6 时的阻力要大于马赫数为 5 的情况，但阻力系数偏小。图 5 给出了两个飞行马赫数下，构型的摩阻与总阻力比值随攻角变化情况。可以看出两个飞行器马赫数下，随着攻角增大，摩阻与总阻力比值不断减小。从最大的 60%左右减小到 30%以下。可以得出，随着攻角的增大，飞行器的迎风面增大，使得压阻在总阻力中的比重会越来越大，摩阻比重变小。同时，同一攻角下，马赫数为 6 时，摩阻比重大于马赫数为 5 的情况。可以得出，马赫数增大不但可以增加压阻，同样增加摩阻，使得总阻力增大。

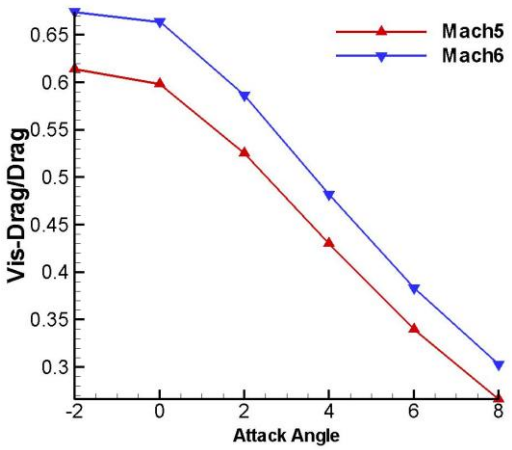


图 5 马赫数 5、6 下摩阻与总阻力比值随攻角变化趋势图

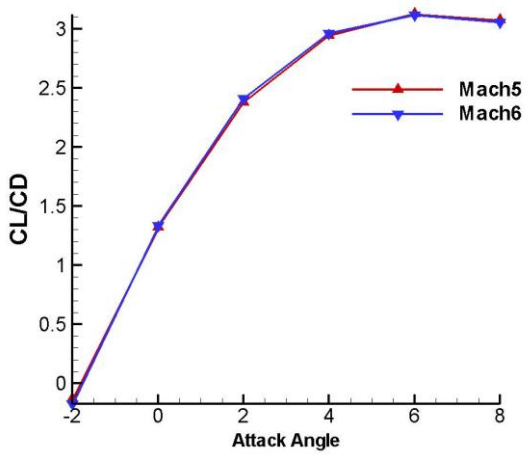


图 6 马赫数 5、6 下升阻比随攻角变化趋势图

图 6 给出了 X12F 构型在马赫数 5、6 下升阻比随攻角变化情况。可以发现，两个马赫数下，升阻比变化曲线基本重合。在同一攻角下，飞行器在马赫数 5、6 时升阻比相差较小。在攻角为-2 时，X12F 的升阻比为负数。随着攻角增大，升阻比增大，升阻比曲线的增长系数（即斜率）逐渐变小，在 6 度攻角时，同时达到最大升阻比。8 度攻角时，升阻比性能下降。但是在 4——8 度攻角范围内，升阻比性能都较高，可以认为 4——8 度为飞行器的最佳飞行攻角范围。

下面再来看一下飞行器的俯仰力矩及压力中心随攻角的变化情况。这里的力矩中心如前所言，采用几何中心点：[2，0，-0.15]。对于压力中心，首先选取了机体对称面的中心轴线（即机体前缘中点与机体尾部中点的连线）$z=-0.0239638\cdot x+0.005$，沿这条直线寻找压力中心，使得飞行器俯仰力矩为 0。

对于马赫数 5 及马赫数 6 的情况，随攻角增大，俯仰力矩逐步变小，符合飞行规律。如图 7 所示，马赫数为 6 时，随攻角增大，俯仰力矩下降更快。但是对于俯仰力矩系数，由于飞行速度增大，马赫数为 5 时，俯仰力矩系数下降更快。

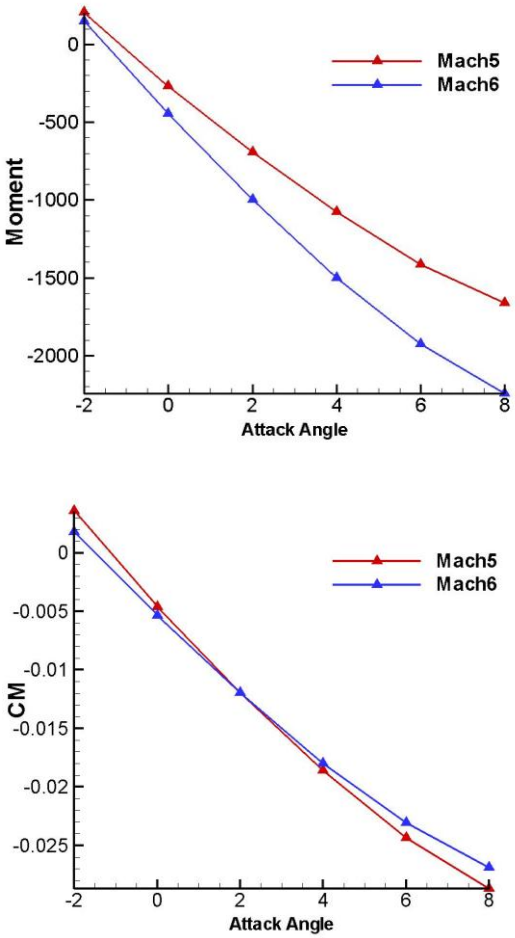


图 7 马赫数 5、6 下俯仰力矩及其系数随攻角变化趋势图

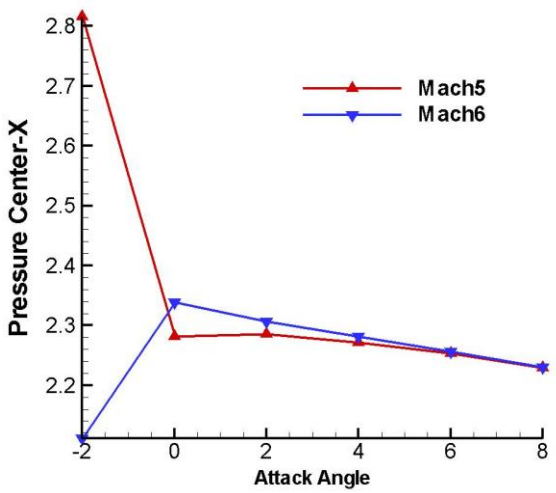


图 8 马赫数 5、6 下压力中心沿轴向位置随攻角变化趋势图

图 8 给出了 X12F 构型在马赫数为 5、6 情况下压力中心沿轴向位置随攻角变化的曲线。可以看出，攻角为-2 度时，两个马赫数下的压力中心位置相差较大，马赫数为 6 时，压力中心位置更靠近机体轴向的中心位置。攻角大于 0 时，随着攻角增大，两个马赫数下的压力中心位置逐步前移。这是由于俯仰力矩随攻角变大越来越小，抬头力矩增大，压力中心前移。

上述根据 CFD 模拟中采用了 $k-\varepsilon$ 湍流模型，针对得到的最大升阻比攻角 6 度攻角，本文再次计算了马赫数 5、6 下层流的工况，分析得到湍流对于计算结果的影响，计算结果如表 1 所示，

表 1 中，Lam-5 和 Lam-6 分别表示层流马赫数 5、6 的结果，ΔValue-5 以及ΔValue-6 分别表示马赫数 5、6 工况下，层流结果与湍流结果的差值。

从表 1 的结果中，可以发现，对于马赫数 5、6 两种情况，层流模型所得结果中，升力、阻力均有不同程度的减小。其中，升力减小较小，阻力下降较大，可达 20%以上，这也是升阻比提升的主要原因。其中详细考察阻力减小的原因，发现摩阻的减小是总阻力减小的主要原因，甚至大于总阻力减小的值。同时，层流模型使得俯仰力矩增大。

对比马赫数 5 与马赫数 6 的结果，可以看出，马赫数为 6 时，层流模型对于计算结果的影响更大，升力、阻力减小更多，升阻比提升更大。图 17 给出了湍流模型与层流模型下，马赫数为 6，攻角为 6 度时，对称面压力分布云图。

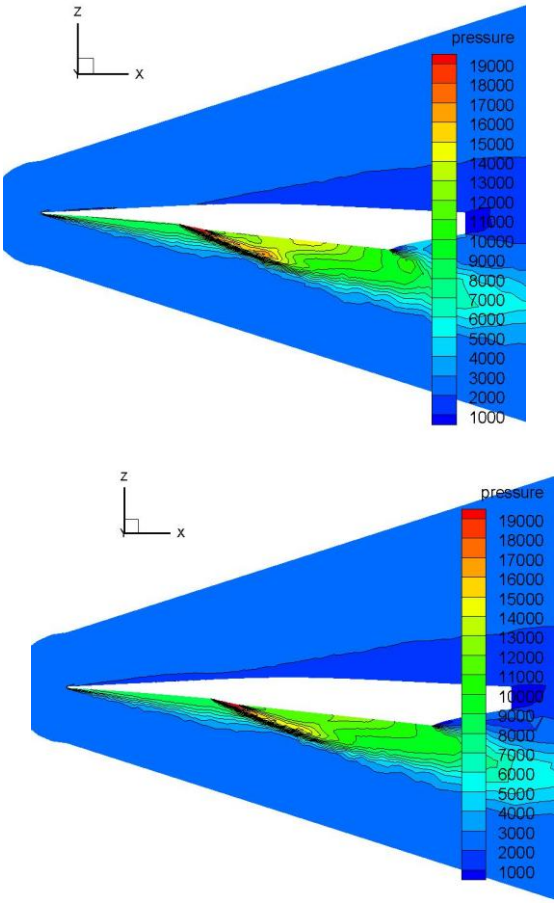


图 9 X12F 构型湍流（上）与层流（下）计算所得对称面压力分布图

由图 9 所示结果，可以看出，层流模型计算所得结果（右侧）同样可以较好捕捉到乘波体压缩来流产生的激波。但是对比湍流模型结果，可以发现，波后压力分布要明显小于湍流模型时的结果。并且，整个流场压力分布不如湍流模型结果细致，等压线稀疏，对于摩阻的模拟能力较弱。

4 结论

综合上述结果，可以得到以下结论：

1 马赫数为 5、6 两种情况下，飞行器升力均随攻角增大而增大，呈线性变化，相比下马赫数为 6 时，升力更大；

2 对于阻力，同样随攻角增大而增大，增长系数不断变大；其中摩阻占阻力的比重随攻角增大逐渐减小；

3 使得升阻比随攻角增大而增大，但是增长系数不断减小，均在 6 度攻角时达到最大升阻比，可以达到 3.12；4——8 度攻角范围内，飞行器可以稳定在较高性能，为最佳飞行攻角范围；

4 对于马赫数为 5、6 两种情况，随攻角增大，飞行器俯仰力矩逐渐减小，抬头力矩增大；

5 压力中心位置在攻角大于 0 后，随攻角增大，逐渐前移，靠近轴向中心。

在层流/湍流计算模型比较方面，可以得到如下结论：

1 层流模型同样可以较好的模拟流场细节，捕捉激波；

2 层流模型会造成对摩阻的计算误差，摩阻大幅减小，导致总阻力减小；

3 层流模型会导致升力减小、俯仰力矩增大；从而导致升阻比大幅增大；

4 马赫数越高，层流模型的影响越大。

参考文献

1. O’Neill M K L, and Lewis M J, Design tradeoffs on scramjet engine integrated hypersonic waverider vehicles, Journal of Aircraft, Vol. 30, No. 6, 1993, pp. 943-952
2. Takashima N and Lewis M J, Optimization of waverider-based hypersonic cruise vehicles with off-design considerations, Journal of Aircraft, Vol. 36, No. 1, 1999, pp. 235-245
3. He X, Rasmussen M L and Cox R A, Waveriders with finlets, Journal of Aircraft, Vol. 31, No. 5, 1994, pp. 1135-1142
4. Lin S C, Liu Y W and Shen M C, Design of hypersonic waveriders with wing-body-tail-inlet-engine, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 34, No. 2, 1997, pp. 258-261
5. Lin S C and Luo Y S, Integrated design of hypersonic waveriders including inlets and tailfins, Journal of Spacecraft and Rockets, 1995, Vol. 32, No. 1, pp. 48-54
6. Starkey R P, Lewis M J, Critical Design Issues for Airbreathing Hypersonic Waverider Missiles, Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, vol.38, no.4, pp.510-519
7. Javaid K H, Serghides V C, Airframe-Propulsion Integration Methodology for Waverider-Derived Hypersonic Cruise Aircraft Design Concepts, Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, vol.42, no.4, pp.663-671
8. 崔凯,杨国伟,全流面乘波飞行器一体化构型,第十三届全国气动力/热学术交流会论文集

表 1 X12F 构型层流、湍流结果对比

Mach Number	*Attack Angle*	*Lift*	*Drag*	*L/D*	*VisDrag*	*Moment*
5	6	5929.58	1897.39	3.1251	645.02	-1413.00
Lam-5	6	5724.79	1444.96	3.9619	162.17	-1288.60
ΔValue-5		**-3.45%**	**-452.43 -23.84%**	**26.78%**	**-482.85**	**8.8%**
6	6	7959.12	2552.04	3.1187	979.11	-1927.17
Lam-6	6	7517.16	1849.05	4.0654	216.20	-1602.96
ΔValue-6		**-5.55%**	**-702.99 -27.55%**	**30.36%**	**-762.91**	**16.82%**