

高速气动热实验数据的相关分析

唐贵明

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 本文简要介绍进气道入口区隔道干扰热流实验数据的相关分析。如采用合适的气动热特征参数和几何特征参数来无量纲化湍流干扰热流数据, 不同缩比模型、不同来流条件、不同攻角的干扰热流分布都可相关成一条无量纲热流分布曲线。也就是说, 这条湍流干扰热流相关曲线与模型缩比、来流参数、模型攻角无关。这一结果揭示了隔道高速湍流干扰流动的自相似特性

关键词 激波与湍流边界层干扰, 进气道气动热环境, 高速湍流边界层, 超燃发动机

引言

去年我参加这个会议的报告是高速气动热实验数据的工程估算^[1]。对一些典型外形, 例如平板、楔、圆锥、球、和圆柱体等热流实验分布数据, 可以与工程计算结果比较, 来验证试验方法及实验数据的可靠性, 对减少实验的盲目性, 提高数据的可靠性大有帮助。这次介绍实验数据分析的另一种方法, 实验数据相关。实验数据相关就是从大量的实验数据中寻找流动规律和特征。例如在高速湍流中, 表面圆柱^[2]、台阶^[3]和偏转舵^[4]等突出物干扰流等都是非常复杂的流动, 其干扰热流分布也是十分复杂的, 现有的理论难以预计这些流动的气动热环境。但通过实验数据的分析和相关, 可以用几组非常简单的公式或图表来揭示这些流动的特征和规律, 为复杂热环境防热的分析和设计提供可靠依据。本文用进气道入口区隔道干扰热流实验数据相关结果来说明实验数据相关的好处。

1. 实验结果

有一种进气道不是直接安装在弹面, 而是通过一块隔板连接安装的。隔板厚度 h 大于入口当地边界层, 其目的是让边界层内气流从尖前缘隔板两边流入下游, 流入进气道的是边界层外的气流。进气道前是 9° 压缩面, 模型局部简化外形如图 1 所示。但是尖前缘隔板的斜激波会与弹面和进气道底面的边界层发生干扰, 从而使当地热流成倍升高。为了获得干扰热流分布, 在垂直尖前缘隔板的弹面上布置几行密集的热流测点。实验气流马赫数 $M_\infty=4, 5$ 和 6.5 , B 模型和 A 模型缩比分别为 $1:2$ 和 $1:4$, 模型攻角 $\alpha=4^\circ, 0^\circ, -4^\circ, -8^\circ$ 和 -12° 。 $M_\infty=6.5$ 时, 典型的干扰热流分布如图 2 所示, 图左是模型缩比为缩比 $1:2$ 分布, 图右是模型缩比 $1:4$ 。其中 L 和 S 分别表示测点至隔板尖点和根部垂直距离, h 是隔板厚度。图中结果表明, 干扰热流分布在隔板根部附近出现峰值, 随垂直于隔板的距离 S 的增大逐渐降低, 而且热流值随攻角增大而升高。

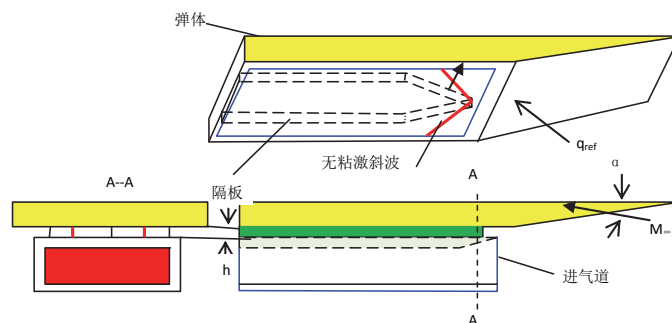


图 1. 进气道入口区局部简化模型

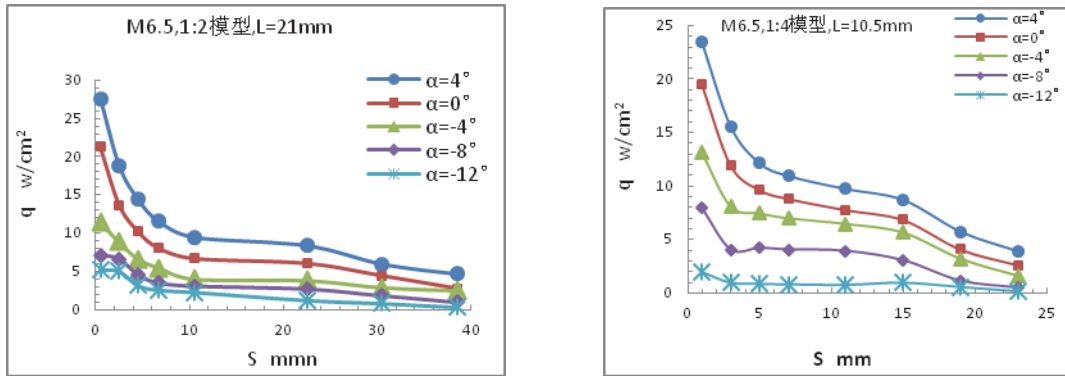


图 2. $M_\infty=6.5$ 时不同模型缩比和不同攻角隔道干扰热流分布

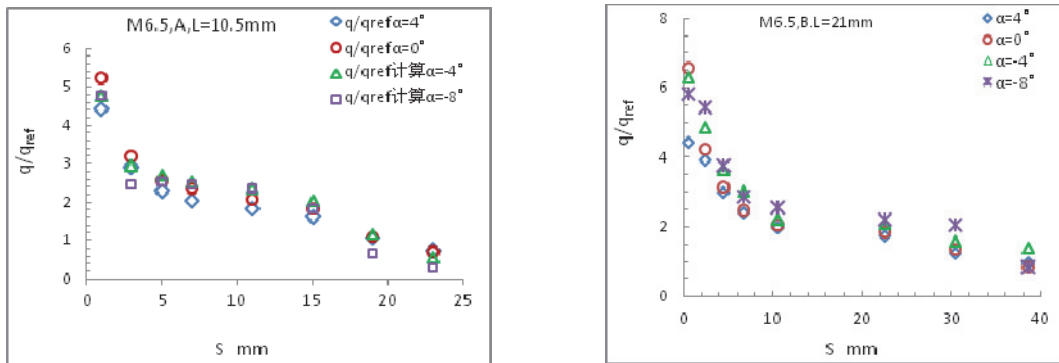


图 3. $M_\infty=6.5$ 时用压缩面热流 q_{ref} 无量纲化的隔道干扰热流分布

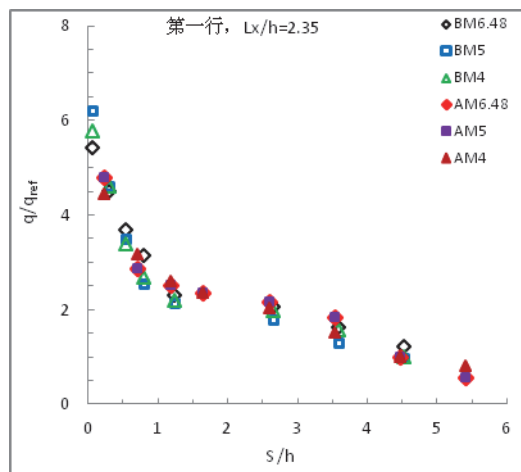


图 4. 不同马赫数、不同模型缩比和不同攻角时进气道入口区隔道干扰热流数据相关结果

图 2 干扰热流分布如果分别用各攻角压缩面后缘附近热流值 q_{ref} 无量纲化，则不同攻角的干扰热流分布数据能相关成一条分布曲线，相关结果如图 3 所示。图 3 中只包括攻角 $\alpha=0^\circ$ ， $\pm 4^\circ$ 和 -8° 湍流干扰数据，因为 $\alpha=-12^\circ$ 时，进气道入口处于气流背风面，压缩面和隔板干扰为转捩或层流状态。马赫数 $M_\infty=4$ 和 5 时的干扰热流分布具有上述相似的性质。

如果将干扰热流数据用压缩面后缘附近热流 q_{ref} 无量纲化，测点距离 S 用隔板高度 h 无量纲化，不同马赫数、不同模型缩比和不同攻角的 24 条干扰热流分布能很好相关成一条分布曲线，正如图 4 所示。其他各行测点干扰热流分布也具有完全相同的相关特性，只是相关分布曲线形状和幅度稍有不同。这说明进气道隔板湍流干扰流动具有表面台阶、圆柱和气动舵干扰流动相同的相关特性。这是由激波与湍流边

界层干扰流动的自相似特性决定的。图 4 干扰热流分布曲线与马赫数、攻角和模型缩比无关，但与测点行的位置 L/h 有关。这种相关结果对航天器复杂区域防热分析和设计非常有实用价值。

2 结 论

通过对进气道入口区隔道干扰热流分布数据相关分析，证实进气道入口区隔道湍流干扰流也具有自相似特性。不同马赫数、不同攻角和不同模型压缩比的湍流干扰热流分布完全可以相关成一条分布曲线。

参考文献

- 1 唐贵明, 高速气动热实验数据的工程估算, 高温气动力学国家实验室 2011 年夏季学术研讨会文集, 内蒙赤峰, 2011.8:313-317
- 2 唐贵明, 表面台阶引起的高超声速湍流边界层分离, 力学学报, 23(1),1994:113-120
- 3 Tang GM. and Yu HR. Aerodynamic heating in the region of shock and turbulent boundary layer interaction induced by a cylinder. Acta Mechanica Sinica, 1992,8 (3) :224-230
- 4 Tang GM, Heating characteristics of blunt swept fin-induced shock wave turbulent boundary layer interaction, Acta Mechanica Sinica, 1998,14 (2) :139-146