

# 飞行器襟翼局部热环境实验研究

余明亮<sup>1</sup>, 张业<sup>2</sup>

<sup>1</sup>硕士生, yumingliang@imech.ac.cn

<sup>2</sup>博士生, zhangye@imech.ac.cn

中国科学院力学研究所流固耦合系统力学重点实验室, 北京, 邮政编码100190

针对高超声速飞行器襟翼模型, 在中国科学院力学研究所 GJF 管风洞开展了气动热试验研究, 试验条件为: 来流马赫数  $Ma=4, 5$ , 攻角  $\alpha=0^\circ, 10^\circ$ , 舵偏角  $\delta=0^\circ, 10^\circ, 30^\circ$ 。试验采用平板模型, 研究襟翼在不同舵偏角下的热流分布, 给出了襟翼模型迎风面、拐角缝隙和拐角前方平板的热流分布试验结果。试验研究发现, 由于拐角缝隙的存在, 襟翼平板上热流在相同马赫数  $Ma$  和攻角  $\alpha$  条件下, 不随舵偏角的改变而变化, 气流在拐角前方没有发生分离。襟翼迎风面上热流在  $\delta=0^\circ$  和  $10^\circ$  时, 在  $Ma=4$  和  $5$ ,  $\alpha=0^\circ$  和  $10^\circ$  时随到拐角距离变化不明显, 气流没有发生分离,  $\delta=30^\circ$  时, 气流在拐角缝隙入口处发生分离。襟翼缝隙内热流在  $\alpha=0^\circ, \delta=0^\circ$  和  $10^\circ$  时较小;  $\alpha=0^\circ, \delta=30^\circ$  时热流在缝隙入口处最大, 进入缝隙后逐渐减小;  $\alpha=10^\circ$ , 在 3 个不同舵偏角下变化规律相同, 均在缝隙入口处最大, 进入缝隙后逐渐减小。