

喷管内二次喷射的激波测量与分析^{*}

赖 川¹, 郜 冶¹, 陈步学²

(1. 哈尔滨工程大学 建筑工程系, 黑龙江 哈尔滨 150001; 2. 西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 研究了不同喷射位置、喷射马赫数和喷射角度的气体二次喷射混合流场的弓形激波形状。在二维矩形喷管内进行二次喷射试验, 用纹影仪拍摄得到激波照片。将由照片换算得到的激波半径与用爆炸波理论计算的结果相比较, 证实了爆炸波解在计算激波半径方面提供了与实验较符合的结果。

关键词: 发动机喷管; 喷管气流; 二次喷射; 激波; 激波测量

中图分类号: V435.11 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055(2000)03-0026-04

Measurement and analysis for shock due to the secondary gas injection

LAI Chuan¹, GAO Ye¹, CHEN Bu-xue²

(1. Dept. of Architecture, Harbin Engineering Univ., Harbin 150001, China;

2. Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract: Research for bow shock due to secondary gas injection was developed with different points of injection, Mach numbers and jet angles. Experiments were carried out in two-dimensional rectangular jet for photos taken with Schlieren apparatus. The experimental data obtained from Schlieren photograph were compared with the results calculated from the blast wave theory. It proved that the shock radius solutions from the blast wave agreement with the experiments.

Key words: Engine nozzle; Nozzle flow; Secondary injection; Shock wave; Shock wave measurement

1 引 言

利用气体二次喷射产生的侧向力来进行推力矢量控制, 具有频率响应快、效率高、主喷管固定、发动机比冲小等许多突出优点, 一直是一项很有发展潜力的技术。许多文献从各种不同角度, 如喷射位置、喷射马赫数(声速和超声速)、喷射角度、主流和射流的流量比或总压比等等进行了广泛的理论和实验研究, 最广为引用的是基于爆炸波理论的激波分析方法。作者在进行实验研究和参考有关文献的基础上, 对这一方法用于工程计算的准确性进行了一些初步探讨。

2 实验方法

由于难以利用纹影系统拍摄出圆锥喷管的激波

照片, 目前我们的实验采用了矩形喷管。喷管模型见图1。主喷管扩张比 $\epsilon=3.0$, 扩张半角取 15° , 收敛半角取 45° , 喉径为20 mm, 第二喉径为52 mm。在主流正对射流喷孔的对面壁相应位置开测压孔, 测量主流喷口处未扰动压力, 由此推算主流马赫数 Ma_∞ 。在射流喷嘴出口处的侧壁上也开测压孔, 通过测量射流出口压力来推算喷射马赫数 Ma_j 。主喷管模型前后侧用有机玻璃密封, 并将整个装置与法兰焊接。另外, 在正对扩张段部分镶嵌浮法玻璃作观察窗。

激波理论分析方法是从二次流对主流的综合效应出发, 将具有多个参数的射流加以简化, 转化成由一个特征尺寸 R 决定的等效实体, 再利用爆炸波解的有关结果进一步求解激波半径和侧向力。故实验内容包括等效体模型实验和二次喷射两部分。

等效体是用有机玻璃制成的带1/4球形头部的

* 收稿日期: 1999-05-11; 修订日期: 1999-11-18。基金项目: 国家重点实验室基金资助项目。

作者简介: 赖 川(1974—), 女, 硕士生, 研究领域为超声速流场的激波现象及数值模拟。

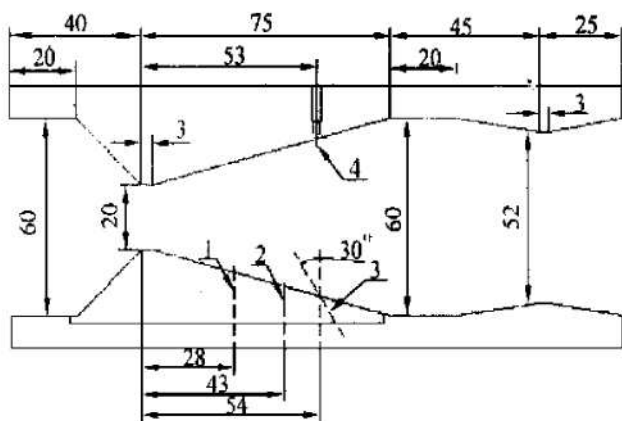


Fig. 1 Nozzle configuration

- 1) Injection 1 2) Injection 2
- 3) Upstream injection 3 nose of equivalent body
- 4) Pressure orifice of main stream

半圆柱体, 有 R6 和 R10 两组。将等效体固定在扩张段适当位置, 然后抽真空至 0.82 Pa 左右, 开启球阀给等效体吹气, 观察激波并通过纹影系统拍照。

二次喷射实验装置如图 2 所示。主喷管下型面是可拆换的活件, 有对应于三个不同位置喷孔的三块下板。在每个喷孔又可以换用不同喷嘴, 这样尽可能得到比较广泛、详尽的实验数据。二次喷射喷嘴参数见表 1。

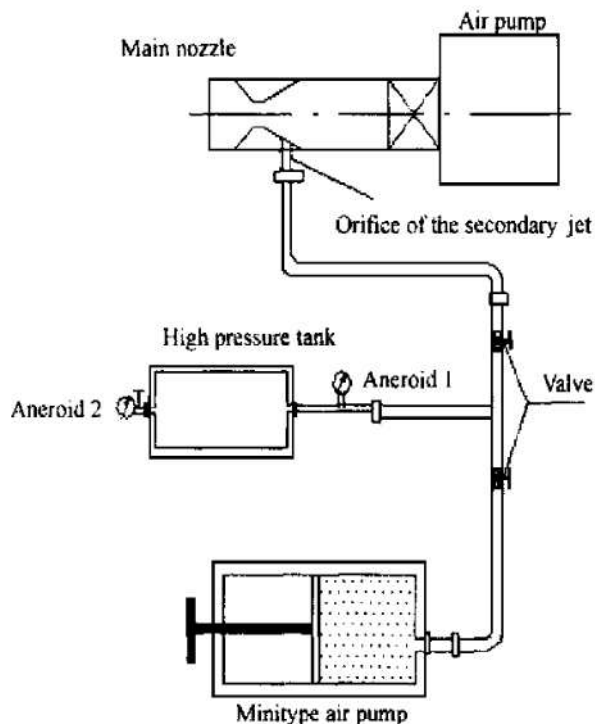


Fig. 2 Secondary gas injection test setup

在 $Ma_{\infty} = 2.01$, 喷孔位置 1 处, 用 4 个不同的喷嘴进行实验, 表示为 P11, P21, P31, P41; 在位置 2, $Ma_{\infty} = 2.26$ 时, 喷嘴 2, 3, 4 进行的实验表示为

P22, P32, P42; 在位置 3, $Ma_{\infty} = 2.39$ 时喷嘴 3 的实验表示为 P33, 等效体模型实验以 R6, R10 表示, 数字为喷嘴半径。

Table 1 Parameters of the injections

Injector	Throat diameter/mm	Exit diameter/mm	Ma_j
1	6.6	8	1.83
2	5.6	8	2.22
3	5	8	2.47
4	3	4	2.06

通过对所获得的各组纹影照片进行归纳比较, 可以直观地看到喷射位置、喷射角度、喷射马赫数和喷射流量等诸因素对混合流场的影响效果。

3 实验结果及分析

等效体实验和射流实验的照片都得到清晰的“ λ ”波 (见图 3), 且激波波形很相似, 说明等效体模型是行之有效的。无论是主流还是射流, 由测得的静压值算得的当地马赫数与按喉径比算得的数值都很接近 (相差 3% 以内)。这说明, 主流和射流的气动损失都不大, 在二者相互作用前均可用绝热等熵关系来推算各流动参数。

下面引用激波理论分析方法的有关公式来计算实验条件下等效体与主流作用的激波半径。选取 R6, R10 试验组中清晰、有代表性的照片, 照片的比例尺可由照片上的喉径与真实模型的喉径相比得到。在照片上按图 4 (a) 建立 $R_s \sim Z$ 坐标系, 然后按一定的间隔 ΔZ 量取对应的 R_s 值, 得到激波半径实验曲线。激波有一定厚度, 以激波外缘为准。

由文献 [1] 中公式计算得到的 $R_s (Z)$ 理论曲线见图 5, 与实验结果的吻合程度令人满意。在此基础上, 只要能得到正确表征主流和射流喷射条件的等效特征尺寸 R_e , 就能相应算得射流实验的激波半径

$$C_a = 1 \pm \frac{V_i}{V_{\infty}} \cos \omega \quad (\text{逆喷取} +, \text{顺喷取} -) \quad (1)$$

声速喷射的特征尺寸

$$R' = \left| \frac{4}{\pi} \frac{A_{\infty}}{C_d} \frac{\dot{m}_j C_a}{\dot{m}_{\infty}} \right|^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

但作者认为, 上式不太适用于射流气体与主流气体不是同种气体的情况, 这时采用渗透高度公式更合适:

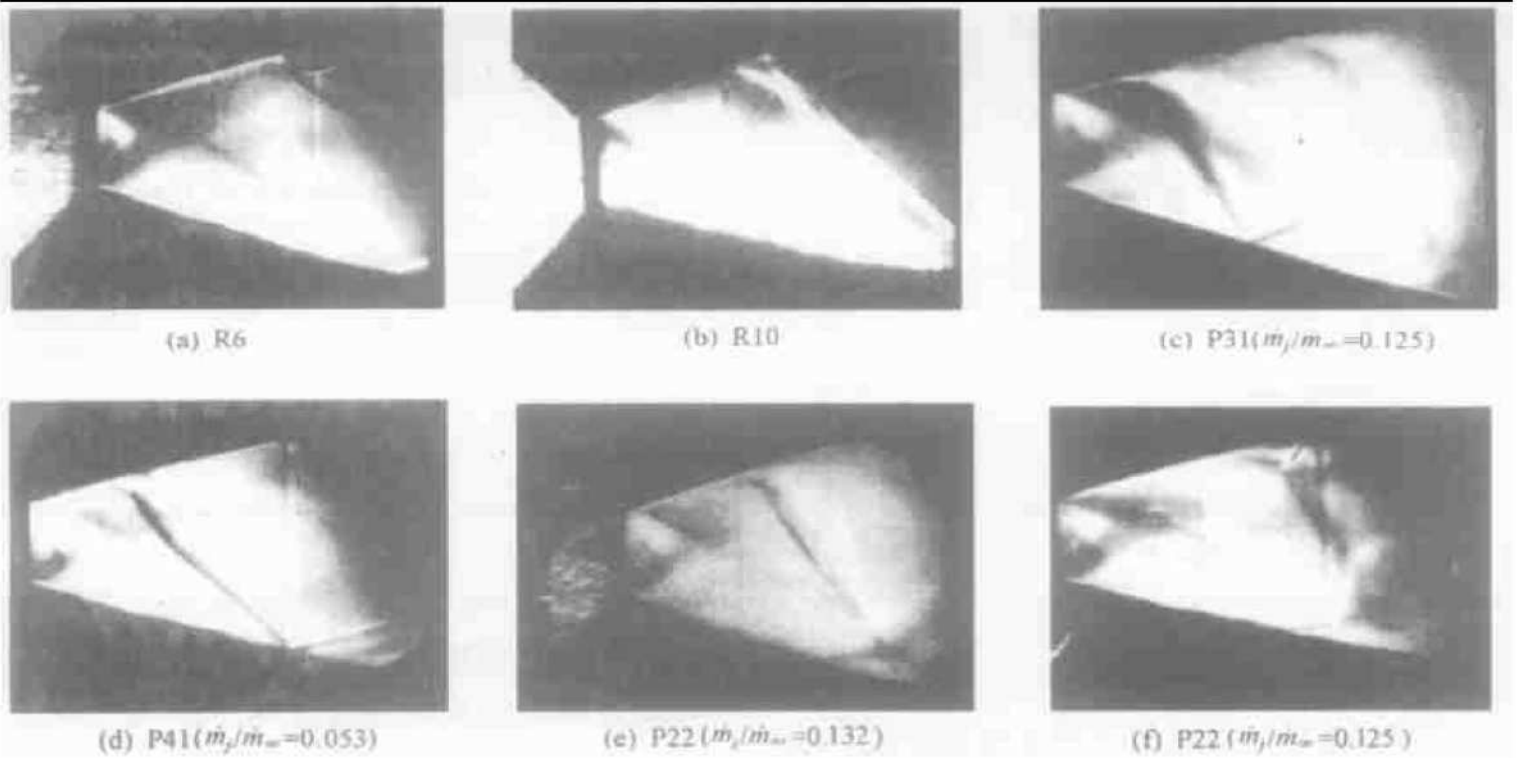


Fig. 3 Typical schlieren photographs

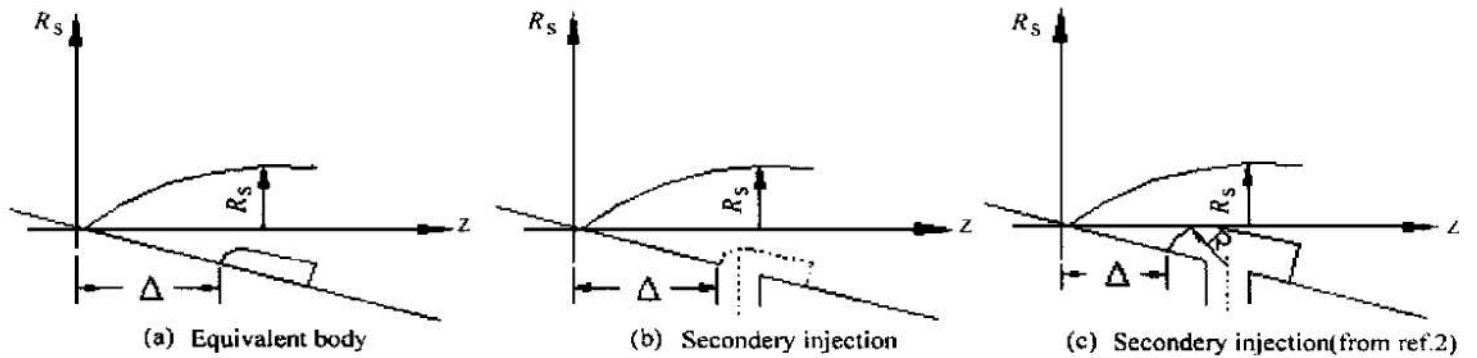


Fig. 4 Flow model

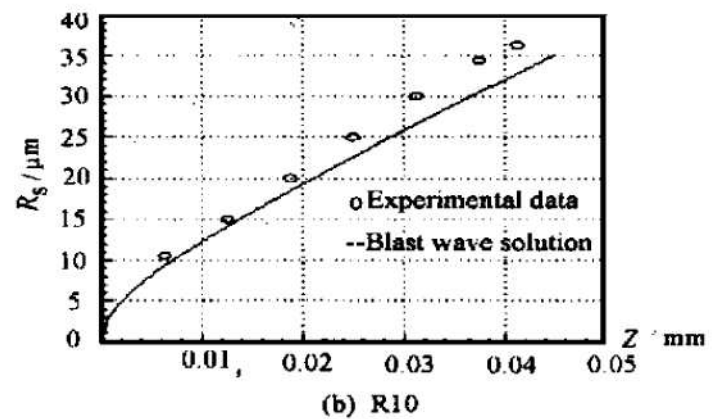
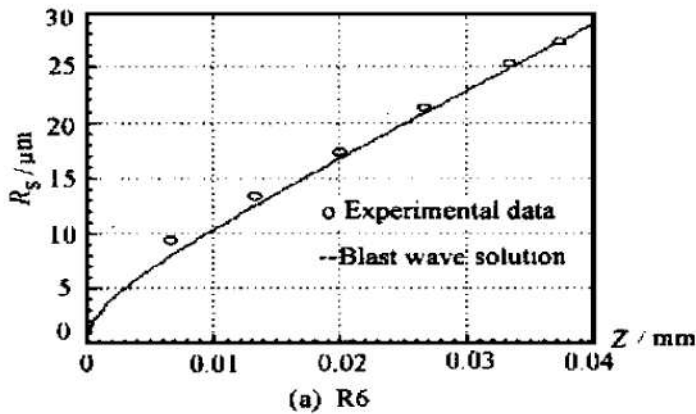


Fig. 5 Shock shapes

$$h = C_a^{\frac{1}{2}} \frac{d_j}{Ma_\infty} \left(\frac{p_{oj}}{p_\infty} \frac{k_j}{k_\infty} \frac{1}{C_d} \right)^{\frac{1}{2}} \times \left| \frac{2}{k_j - 1} \left(\frac{2}{k_j + 1} \right)^{\frac{k_j + 1}{k_j - 1}} \left| 1 - \left(\frac{p_\infty}{p_{oj}} \right)^{\frac{k_j - 1}{k_j}} \right| \right|^{\frac{1}{4}} \quad (3)$$

对于带 1/4 球头的半圆柱等效体 $R' = h$, 式 (3) 对各种二次流都适用, 但计算中发现, 对于同种气体喷射

的情况, 式 (2) 比式 (3) 更符合实验结果超声速喷射的特征尺寸经验公式

$$R = R' \times M_j^{0.4} \times \left[\frac{k_j + 1}{2 + (k_j - 1) M_j^2} \right]^{0.2} \times D_r^{-0.2} \quad (4)$$

将计算得到的激波半径与实验比较, 结果见图 6。

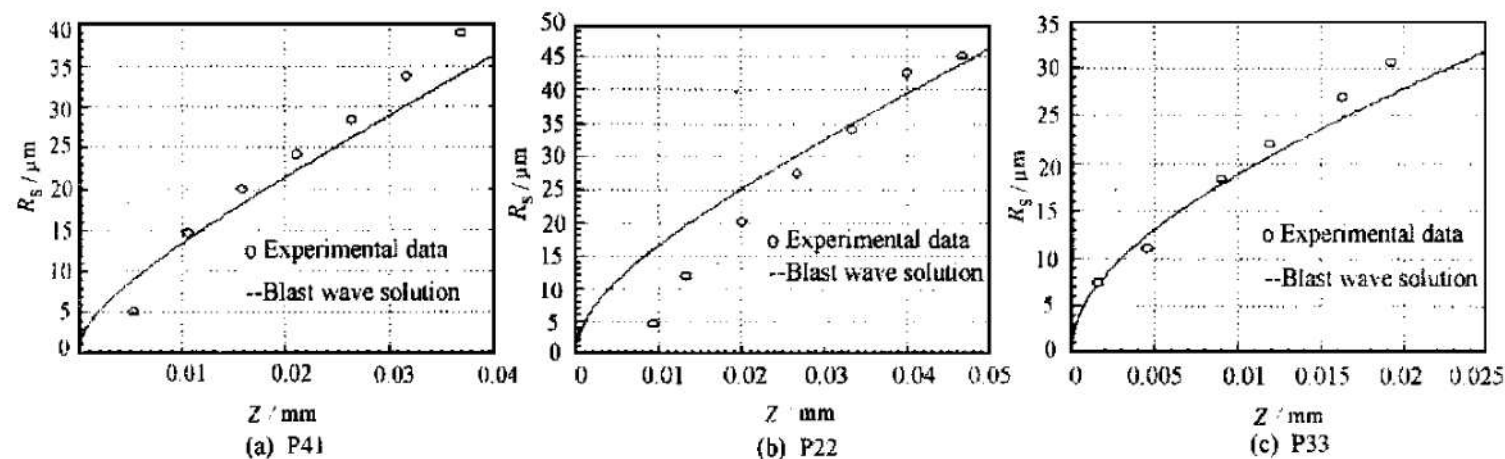


Fig. 6 Shock shapes

从图上看, 理论结果与实验的激波波形大致上是一致的, 说明将爆炸波解与二次喷射情况进行类比是合理的。但理论曲线普遍偏小, 这一点在喷射位置靠前 (P41) 时更加明显。这是因为文献 [1] 没有考虑到二次喷射的分离激波扩大了弓形激波的影响区域; 如果分离激波影响的修正系数 $C_1 > 1.0$, 则理论曲线与实验结果将会很好地吻合。从图上看, C_1 与喷射位置、喷射角度均有关。喷口后移 (P22), C_1 值就要取得小一些。从 C_1 的物理意义上看, 这是合理的, 因为喷口后移, 当地通道面积就较大一些, 分离激波的影响区域所占的比例就相应小一些。(P44) 虽较 (P22) 靠后, C_1 却较大, 说明逆喷可以增加激波影响区域。另外, 从图上还可以看到理论曲线在等效体头部附近 (激波最前段) 的误差较大, 说明了爆炸波解在原点附近不太适用。

广为接受的坐标系 $R_s \sim Z$ 如图 4 (c), 但对我们本次实验结果而言, 我们采用的是图 4 (b), 因为这样处理的结果更合适。文献 [3] 介绍的实验是在二维喷管中进行的声速喷射, 照文献 [1] 计算出原试验条件下的激波半径 (对于气体 N_2), 并与原文给出的实验结果作比较, 结果发现这时采用图 4 (c) 得到的理论曲线与实验曲线吻合得更好。这一问题可能说明超声速喷射的特征尺寸 R 不如声速喷射的 R' 算得准确, 这可能是因为公式 (4) 适用范围有限。一般来说, 用二次喷射进行推力矢量控制时, 要求弓形激波在喷管出口截面不要超过喷管轴线, 否则侧向力会

降低。我们本次试验的射流对主流的流量比偏大, 激波半径过大, 也许超过了公式 (4) 的适用范围。进行下一步实验时可以调整流量比, 对这一猜测加以检验。

4 结 论

(1) 实验研究表明, 爆炸波理论在激波形状方面能提供与实验数据比较一致的计算结果。

(2) 对于气体喷射推力矢量控制系统的设计者及进行有关实验的研究人员来说, 公式 (1) ~ (4) 及文献 [1] 的相关公式可以用来选择有关参数和预测实验结果, 有利于实现喷射参数的优化组合。

(3) 在选择 $R_s \sim Z$ 坐标轴、计算超声速喷射特征尺寸等方面, 尚有一些细节需要进一步的研究。

参 考 文 献

- [1] 林 飞, 王根彬. 固体火箭发动机推力矢量控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 1981.
- [2] Ambrosio A, Wortman A. Stagnation point shock detachment distance for flow around spheres and cylinders [J]. ARS J, 1962, 32: 281.
- [3] Henry Tao-Sze Hsia, Howard S, Seifert, et al. Shocks induced by secondary fluid injection [J]. J Spacecraft, 1965, 2 (1).

(责任编辑: 史亚红)