

单脉冲等离子体合成射流对飞行器控制特性研究



王春岩¹, 黄护林¹, 徐晗¹, 陈田田¹, 胡锡精²

1. 南京航空航天大学 航天进入减速与着陆技术实验室, 江苏 南京 211106

2. 北京控制与电子技术研究所, 北京 100038

摘要: 等离子体合成射流(PSJ)激励器通过电弧放电产生的高速射流可以有效提升飞行器的控制效率和精度, 克服传统飞行控制技术存在的响应时间长、脱靶量大和效率低等问题。本文基于唯象模型, 对PSJ激励器的单脉冲射流性能进行研究。研究发现, 增大沉积能量可以有效提升射流的流动性能, 使射流的峰值速度、持续时间和冲量明显提升。飞行高度的升高会对射流的流动性能产生消极影响, 当飞行高度由0提升至20km时, 射流的峰值速度减小约20%, 但是射流持续时间基本不变。飞行速度的增大会降低射流的峰值速度, 但延长了射流的持续时间, 使单脉冲射流产生的冲量显著提高。PSJ控制下的飞行器偏转速率均高于传统气动表面, 虽然飞行高度的升高导致其在20km处所达到的偏转速率仅为0处的4%, 但是对应的有效性参数高达12.66。本文的研究成果对实现飞行器的高效姿态控制有一定的参考意义。

关键词: 飞行器; 姿态控制; 等离子体合成射流; 飞行高度; 偏转速率

中图分类号: V237

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.12.004

飞行控制技术存在的响应时间长、脱靶量大和效率低等问题已成为高超声速飞行器发展中亟待解决的关键问题^[1-4]。等离子体合成射流(PSJ)激励器作为一种新型的主动流动控制装置, 不仅具有结构简单、尺寸小、响应时间短等优势, 还优化了传统合成射流技术在高海拔地区效率低的问题, 产生的高速射流对流场具有很强的控制能力, 可以有效地提升高超声速飞行器的控制效率和精度^[5]。中国临近空间飞行器技术发展论证报告、美国国家航空航天局(NASA)的多个重点项目均强调了发展主动流动控制技术对于改善高超声速飞行器飞行控制问题的重要性^[6]。

PSJ激励器作为一种主动流动控制技术, 于2003年由Grossman等^[7]首次提出后, 逐渐在高速流动控制^[8-10]和边界层控制^[7, 11-12]领域展现了良好的工程应用前景。在研究方法方面, 由于PSJ的持续时间短、参数变化剧烈, 很难通过试验方法准确测量, 因此数值模拟研究逐渐成为探究PSJ性能的主要方法, 其中唯象模型在当前研究中得到了广泛的应用^[13]。Zheng Borui等^[14]采用唯象模型探究了PSJ激励

器在高频放电下的性能衰减规律, Anderson等^[15]也通过该方法评估了静态环境下PSJ的流动性能。相比之下, 虽然等离子体反应模型可以对激励器的放电过程进行描述, 但是计算成本高, 模拟过程也十分复杂, 在PSJ相关研究中仍处于起步阶段^[16-18]。在性能优化方面, 激励器的环境适应性和腔内气体的补充效率等问题受到了广泛关注。为了优化射流性能衰减的问题, Haack^[19]和罗振兵等^[20]在传统2电极结构的基础上, 开展了新型3电极PSJ激励器的研究, 通过降低击穿电压的方式, 显著提高了射流的速度。李晋峰等^[21]提出了一种结合压电振子的PSJ激励器结构, 提高了腔内气体的补充效率。近年来, 单向阀执行机构^[22]、低射流孔倾角^[23]、拉瓦尔型射流孔^[24]等结构优化形式也相继提出, 但是这些方法对射流性能的提升效果十分有限, 仍需继续探究新的性能提高方式。

偏转速率是评价飞行器姿态控制技术的重要性能指标, PSJ流动性能的改变会对其姿态控制效果产生直接影响, 如何选择最优的系统参数, 提升飞行器的偏转速率是

收稿日期: 2024-04-16; 退修日期: 2024-07-19; 录用日期: 2024-09-20

基金项目: 航空科学基金(2023Z037052002)

引用格式: Wang Chunyan, Huang Hulin, Xu Han, et al. Aircraft control characteristics performance investigation of single pulse plasma synthetic jet[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(12): 28-39. 王春岩, 黄护林, 徐晗, 等. 单脉冲等离子体合成射流对飞行器控制特性研究[J]. 航空科学技术, 2024, 35(12): 28-39.

PSJ激励器的重要研究方向。在当前研究中,尚未有综合考虑环境特性和飞行条件对PSJ流动性能影响的相关报道,因此本文将基于能量沉积假设和唯象模型,针对圆柱形结构的PSJ激励器进行研究,详细分析沉积能量、飞行速度和飞行高度对PSJ流动性能的影响,并对PSJ的飞行器姿态控制性能进行评价。

1 计算模型

1.1 物理模型

选择一种较经典的PSJ激励器腔体结构^[15](见图1)进行研究,其腔体底面直径 $D=10\text{mm}$,圆柱高度 $H=10\text{mm}$,倾斜角 $\beta=45^\circ$,射流孔直径 $d=2\text{mm}$ 。腔体外部的来流马赫数为 Ma ,环境压力(压强)为 p_∞ ,环境温度为 T_∞ 。在工作状态下,腔内气体经纳秒脉冲放电作用发生电离,电离后气体温度和压力分别激增至 T_0 和 p_0 ,导致高速射流瞬间从射流孔喷出,对外界流场产生扰动效果。

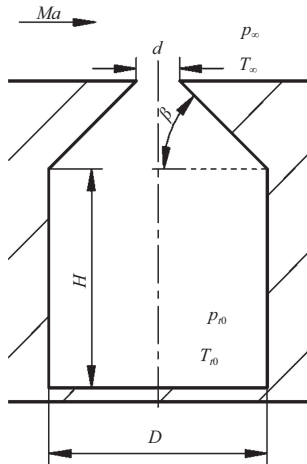


图1 PSJ激励器腔体结构示意图

Fig.1 Schematic diagram of PSJ actuator cavity structure

1.2 控制方程

采用Navier-Stokes方程作为流场的求解方程,其中式(1)~式(3)分别表示流体的连续性、动量和能量方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \quad (1)$$

$$\rho \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \rho(\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} = \nabla \cdot [-p\mathbf{I} + \boldsymbol{\tau}] \quad (2)$$

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} + \rho c_p \mathbf{u} \cdot \nabla T + \nabla \cdot \mathbf{q} = 0 \quad (3)$$

式中, ρ 为空气密度, $\mathbf{u}$ 为速度矢量, t 为时间, p 为压力, $\mathbf{I}$ 为单位矩阵, $\boldsymbol{\tau}$ 为黏性应力矢量, c_p 为比定压热容, T 为温度, $\mathbf{q}$ 为热通量矢量。

空气密度 ρ 由理想气体状态方程确定

$$\rho = \frac{M_n p}{RT} \quad (4)$$

式中, M_n 为空气平均摩尔质量, R 为通用气体常数。

比定压热容 c_p 表示为

$$c_p = \frac{\gamma R}{M_n(\gamma - 1)} \quad (5)$$

式中, γ 为比热[容]比。

黏性应力矢量 $\boldsymbol{\tau}$ 表示为

$$\boldsymbol{\tau} = \mu (\nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T) \quad (6)$$

热通量矢量 $\mathbf{q}$ 表示为

$$\mathbf{q} = -k \nabla T \quad (7)$$

动力黏度 μ 和热导率 k 通过Sutherland定律^[25]确定

$$\mu = \mu_{\text{ref}} \left(\frac{T}{T_{\text{ref}}} \right)^{3/2} \frac{T_{\text{ref}} + S_\mu}{T + S_\mu} \quad (8)$$

$$k = k_{\text{ref}} \left(\frac{T}{T_{\text{ref}}} \right)^{3/2} \frac{T_{\text{ref}} + S_k}{T + S_k} \quad (9)$$

式中, μ_{ref} 为参考动力黏度, T_{ref} 为Sutherland定律参考温度, S_μ 和 S_k 分别为动力黏度和热导率计算采用的Sutherland常数, k_{ref} 为参考热导率。

射流产生的力矩表示为

$$M_F = L \times \int_0^{A_e} (p - p_\infty + \rho u^2) dA dt \quad (10a)$$

单脉冲射流产生的总冲量表示为

$$I = \int_0^{t_f} \int_0^{A_e} (p - p_\infty + \rho u^2) dA dt \quad (10b)$$

式中, L 为激励器腔体与飞行器重心的距离, t_f 为射流持续时间, A_e 为射流孔面积, dA 为单位面积。

1.3 边界条件与计算方法

根据能量沉积假设^[15],放电后产生的沉积能量 Q 使腔内气体被瞬时、均匀地加热,加热后气体的温度 T_0 和压力 p_0 分别由式(11)和式(12)确定。激励器壁面设置为无滑移壁面, ε 为沉积能量。

$$T_0 = T_\infty \left[1 + \left(\frac{Q}{p_\infty V} \right) (\gamma - 1) \right] \quad (11)$$

$$\frac{p_0}{p_\infty} = \frac{T_0}{T_\infty} \quad (12)$$

$$\varepsilon = \frac{Q}{p_\infty V} \quad (13)$$

式中, ε 为量纲一(旧称无量纲)沉积能量,其为激励器内气体的内能提升倍数, V 为激励器腔体体积。

为了探究射流性能随不同影响因素的变化,本文分别对飞行速度、飞行高度和沉积能量进行研究,计算采用的参数和变量分别见表1和表2。

表1 计算参数

Table 1 Calculating parameters

参数	数值
Sutherland定律参考温度 T_{ref}/K	273
参考热传导率 $k_{ref}/(W/(m\cdot K))$	0.0241
参考动力黏度 $\mu_{ref}/(Pa\cdot s)$	1.3716×10^{-5}
动力粘度 Sutherland 常数 S_{μ}/K	273
导热系数 Sutherland 常数 S_k/K	194
比热率 γ	1.4

表2 计算变量

Table 2 Calculating variables

变量	数值
飞行马赫数 Ma	静态,3
飞行高度/km	0,20
量纲一沉积能量 ε	2~8

1.4 网格独立性验证

为了保证计算精度的前提下减少网格数量、节省计算时间,采用射流孔和边界层网格加密、其余区域相对稀疏的划分原则。网格独立性验证结果见表3,网格1~网格4按照网格细化程度依次增加。并给出了相对网格4为基准的计算结果,其中网格3计算的平均速度相对误差为0.42%,冲量相对误差为0.45%,完全满足精度要求。综合考虑后,选择网格3进行数值计算。图2为网格3划分示意图,其边界层的第一层高度为 $1\times 10^{-6}m$,对应的 y^+ 值为0.3,总数量为325276。

表3 网格独立性验证

Table 3 Grid independence verification

	网格1	网格2	网格3	网格4
网格数	81830	191016	325276	472136
速度/(m/s)	154.3	158.6	162.8	163.5
$\Delta u/\%$	5.6	2.9	0.42	0
冲量/(N·s)	2.05×10^{-3}	2.09×10^{-3}	2.19×10^{-3}	2.2×10^{-3}
$\Delta I/\%$	6.8	5	0.45	0

1.5 程序验证

为了验证计算程序的准确性,选用表4所示变量与文献[15]结果进行对比。在算例1条件下射流的温度场和流线与参考文献结果的对比如图3所示,可以看出计算结果与参考文献结果基本一致。在算例2条件下通过计算得到的冲量为 $287.07N\cdot s$,与参考文献结果 $287.48N\cdot s$ 的相对误差仅为0.14%,吻合程度较高,可以验证本文计算程序的有效性。

2 计算结果与讨论

2.1 PSJ流动特性分析

不同飞行高度下环境气体的压力、温度以及密度均会

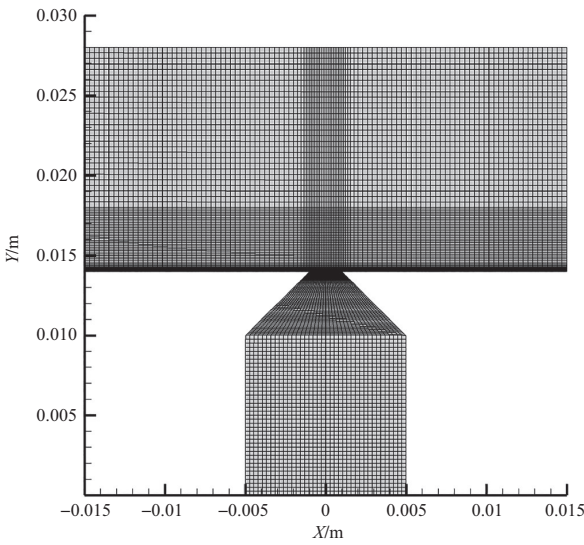
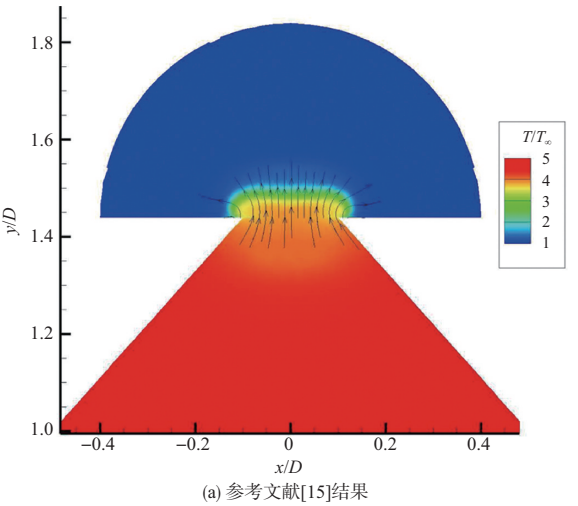
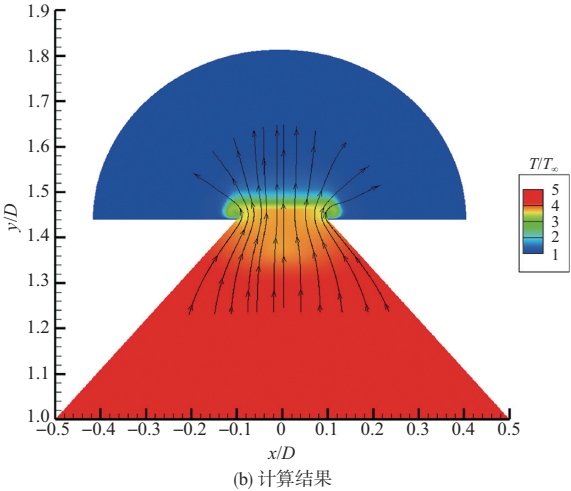


图2 M3计算网格示意图

Fig.2 M3 computational grid diagram



(a) 参考文献[15]结果



(b) 计算结果

图3 温度与流线示意图

Fig.3 Temperature contours and instantaneous streamlines

表4 计算变量
Table 4 Calculating variables

	ε	d/m	H/m	D/m	$\beta/(\circ)$
算例1	8.5	0.2	1	1	47.7
算例2	5	0.3	1	1	39

有明显差异,导致PSJ激励器内气体的可沉积能量随之发生改变。图4为PSJ激励器内气体参数随沉积能量的变化曲线,可以看出气体温度会随能量的注入而不断升高,导致气体压力也随之增大。海拔升高会导致环境气体的温度和压力均明显下降,因此在相同的无量纲沉积能量下,其在20km处的温度和压力分别相较于高度为0处减小约27%和94%。

图5~图7分别给出了一组PSJ激励器及外界环境在单脉冲射流持续时间内,射流压力、温度以及速度对比,可以看出在能量沉积后,激励器内气体的压力和温度均明显高于外界环境,导致射流由射流孔喷出后形成膨胀波,并逐渐

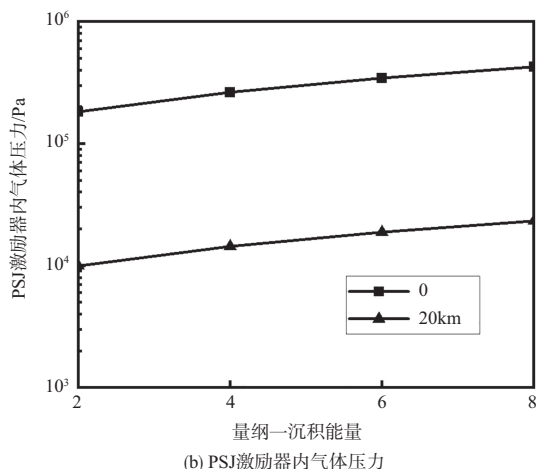
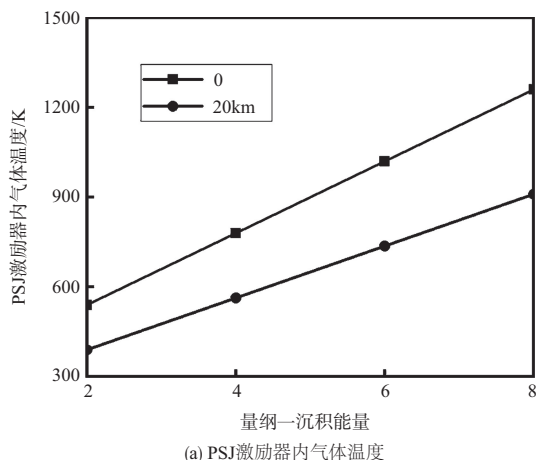


图4 PSJ激励器内气体参数随沉积能量的变化曲线

Fig.4 Variation curve of gas parameters with deposition energy in PSJ actuator

向低压、低温区域扩散。在1ms左右稳定的射流已经形成,其压力、温度和速度梯度主要集中在射流孔附近。射流持续至3.37ms时,静态环境下激励器内外的气压已经基本平衡,流速趋近于0。与静态环境相比, Ma 3时环境气体与射流的相互扰动阻碍了射流的喷出,导致其压力、温度和速度的衰减速率有所下降。因此,在3.37ms的射流持续时间内,射流压力、温度和速度的分布未发生明显变化,激励器内的气压高于外界环境,射流仍在持续。

射流速度是评价PSJ流动性能的重要因素,当其降为0时射流结束,因此为了进一步探究外界环境对射流性能的影响,本文针对图8所示的射流速度随时间的变化曲线进行研究。从图8中可以看出,与 Ma 3时相比,静态环境下射流的峰值速度较高,但是其持续时间较短。增大沉积能量会提高射流的峰值速度和持续时间,在飞行高度为0和静态环境下,当 ε 由2增大至8时,射流的峰值速度由290.28m/s提升至614.02m/s,射流的持续时间由1.95ms提升至3.37ms。飞行高度的增大对射流持续时间的影响并不明显,但是会在一定程度上减小射流的峰值速度,在 $\varepsilon=8$ 和静态环境下,当飞行高度由0增大至20km时,射流的峰值速度减小21.8%。

图9是单脉冲射流持续时间内射流冲量随时间的变化曲线。与静态环境相比,由于 Ma 3时射流的峰值速度较低,因此其在射流初期阶段的冲量也较小;随着射流持续的时间不断增加,其冲量会逐渐超过静态环境条件。当飞行高度为0且 $\varepsilon=8$ 时,在静态环境的射流持续时间内, Ma 3对应的射流冲量是静态环境的2.27倍。 ε 的增大会提升射流的冲量,在飞行高度为0和静态环境下,当 ε 由2增大至8时,射流冲量由 $1.68 \times 10^{-4} \text{N} \cdot \text{s}$ 提升至 $9.97 \times 10^{-4} \text{N} \cdot \text{s}$ 。增大飞行高度会明显降低射流的冲量,在 $\varepsilon=8$ 和静态环境下,当飞行高度由0提升至20km时,射流的冲量减小93.9%。

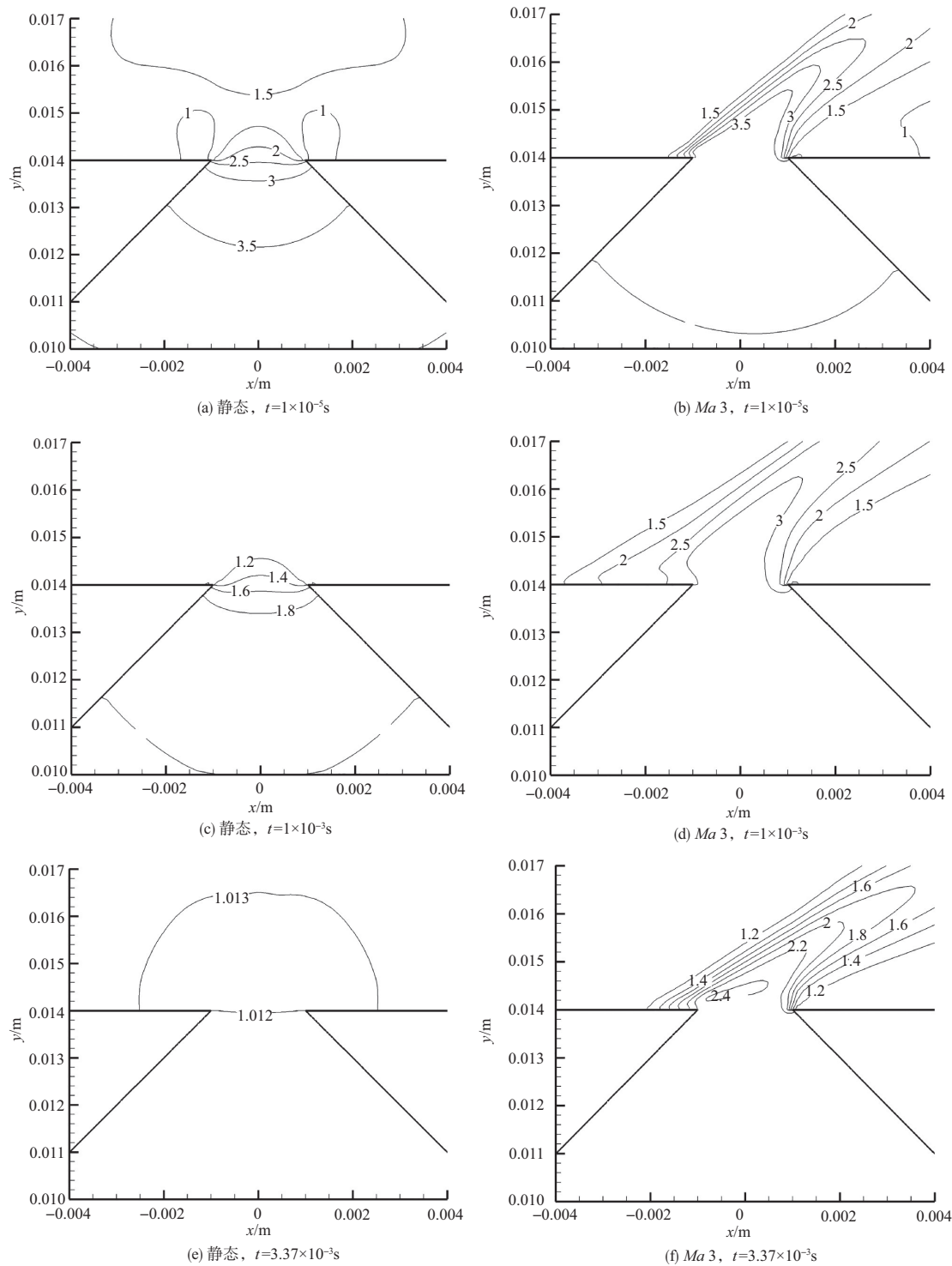
2.2 PSJ姿态控制特性分析

为了探究PSJ对飞行器的姿态控制性能,本文做出以下假设:(1)除射流孔外,飞行器表面压力呈对称分布;(2)飞行器偏转力臂与射流方向垂直;(3)激励器腔体直径远小于腔体与飞行器重心的距离。

基于以上假设,PSJ控制下的飞行器偏转速率表达式^[15]为

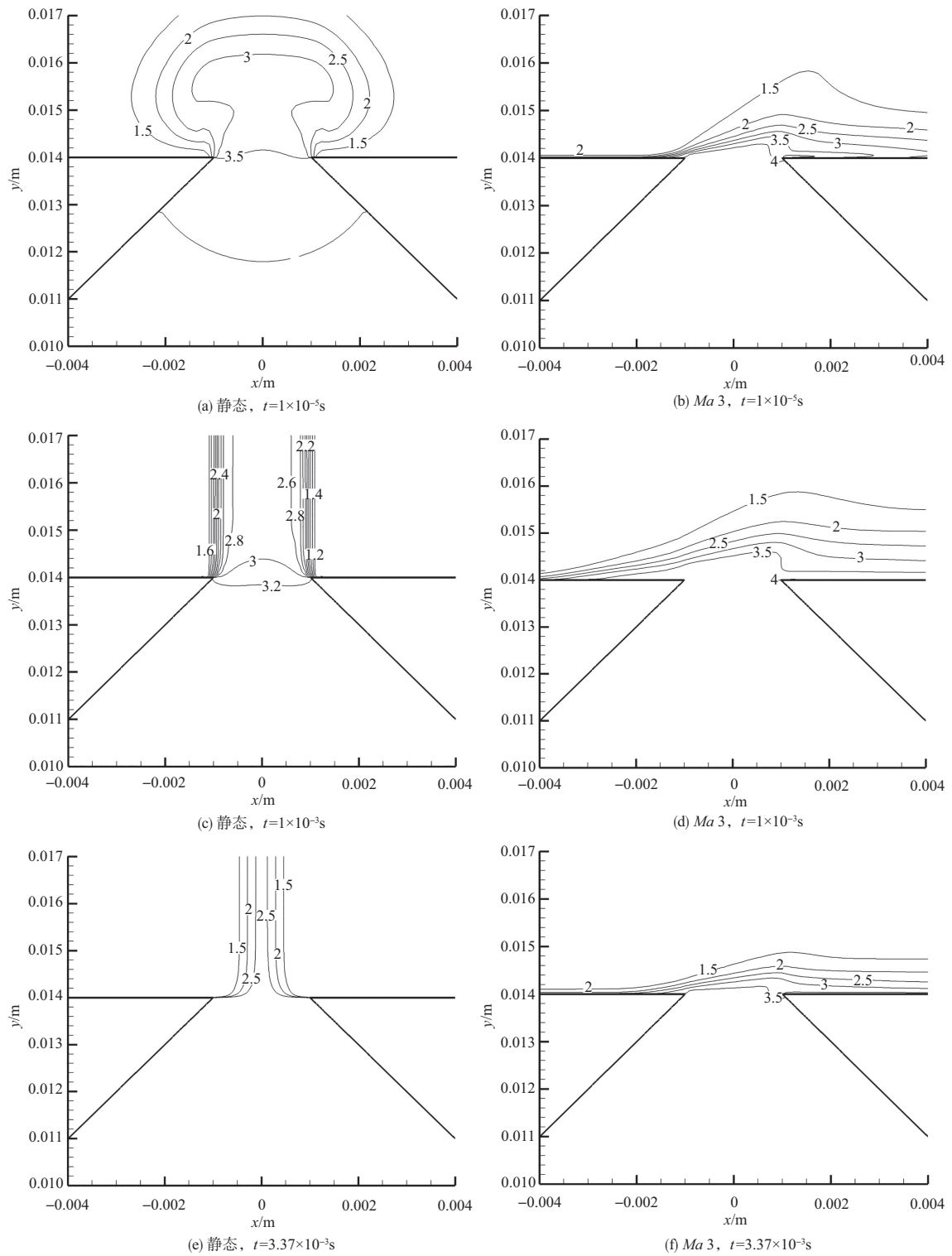
$$\frac{d\theta_p}{dt} = \frac{NLI}{M} \quad (14)$$

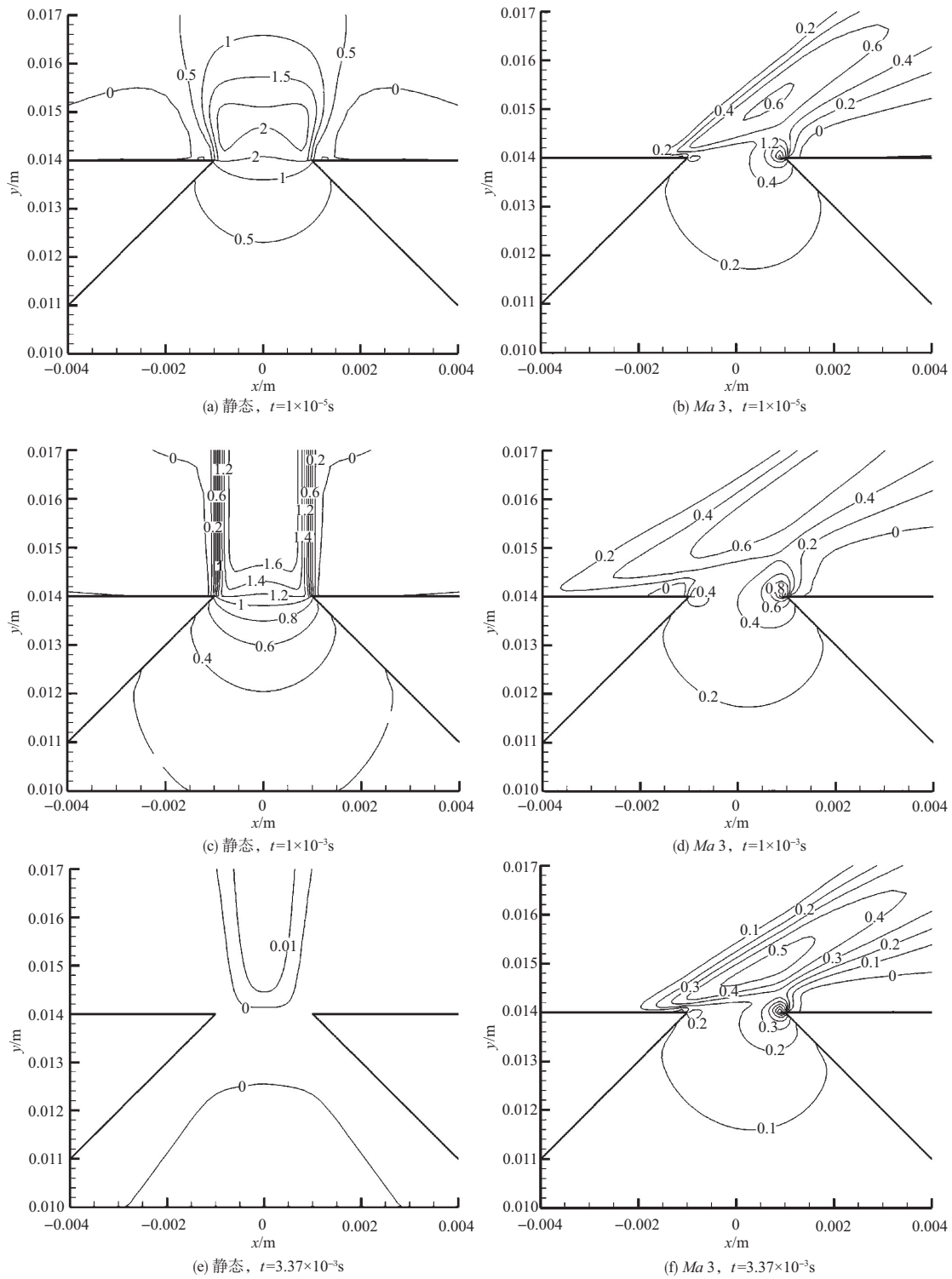
式中, θ_p 为PSJ控制下的飞行器偏转角度, N 为PSJ激励器的阵列数量, M 为飞行器转动惯量。

图5 不同参数下射流压力分布示意图(p/p_∞)Fig.5 Schematic diagram of gas pressure distribution under different parameters (p/p_∞)

根据参考文献[4]的飞行器参数,本文进行单个激励器在单脉冲作用下的性能计算,得到了如图10所示的力矩变化曲线。在图10(a)中可以看出,由于射流在静态环境下的初始速度高于 $Ma\ 3$ 时(见图8),因此对应的射流力矩更大。

然而,静态环境下高速射流的喷出使激励器内的气体密度减小,导致其在 0.22ms 后的射流力矩低于 $Ma\ 3$ 时,并在 3ms 内逐渐趋近于0。对比图10(a)和图10(b)可知,飞行高度的提升导致的气体密度减小会显著降低射流力矩。当飞



图7 不同参数下射流速度分布示意图(u/a_x)Fig.7 Schematic diagram of gas velocity distribution under different parameters (u/a_x)

度上提升PSJ控制下的飞行器偏转速率,但是飞行高度的升高带来的负面影响最为明显,在 $\varepsilon=8$ 且 $Ma\ 3$ 时,飞行高度在20km处对应的偏转速率仅为高度为0时的4.49%。

将PSJ与传统气动表面控制下的飞行器偏转速率之比定义为有效性参数 η ,用于进一步评价PSJ的飞行器姿态控制性能。有效性参数 $\eta^{[15]}$ 的表达式为

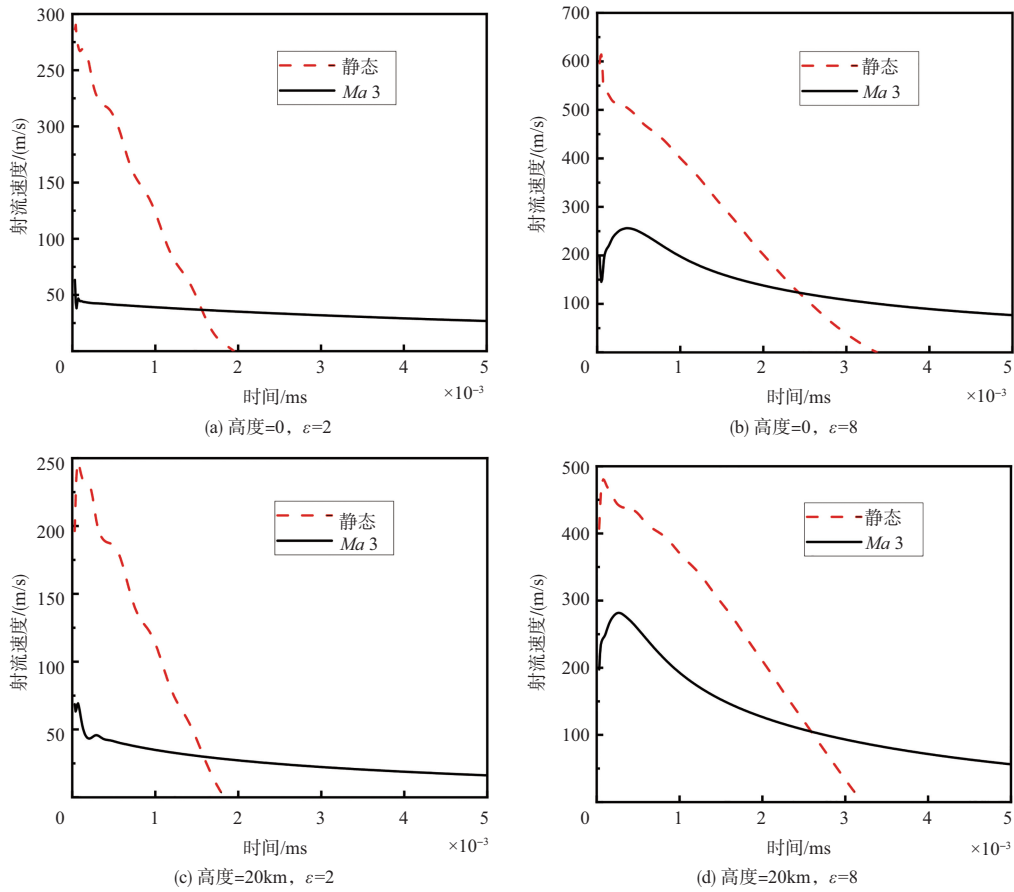


图8 PSJ激励器射流孔处射流速度随时间的变化曲线

Fig.8 Variation curve of gas velocity with time at the jet orifice of PSJ actuator

$$\eta = \varpi I \sqrt{\frac{\gamma \varepsilon}{p_{\infty} V Q}} \frac{A_c}{A_f} \frac{N A_c}{A_f} \left(\frac{\Delta p}{p_{\infty}} \log(\cosh(\hat{\omega} t_r a_0 A/V)) \right)^{-1} \quad (15)$$

其中

$$\varpi = \frac{V \zeta}{a_{\infty} A_c} \quad (16)$$

$$\hat{\omega} = \varpi (1 + (\gamma - 1) \varepsilon)^{-\frac{1}{2}} \quad (17)$$

式中, A_c 为激励器腔体最大横截面面积, A_f 为气动控制襟翼的表面积, $N A_c / A_f$ 表示阵列 PSJ 激励器相对于气动表面的填充比, 当两者为等效面时达到最大值 1。 a_{∞} 为当前环境声速, ζ^{-1} 为气动表面的特征时间尺度, Δp 为气动表面完全偏转时的压力提升, $\Delta p / p_{\infty}$ 为气动表面偏转引起的无量纲压力波动, 以上变量的确定方式参考文献[15]。

当填充比达到 0.9 时, $Ma 3$ 对应的有效性参数变化曲线如图 12 所示, 可以看出增大沉积能量会有利于提升有效性参数。当 ε 由 2 提升至 8 时, 在 0 和 20km 飞行高度下的有效性参数分别提升 2.71 倍和 2.91 倍。飞行高度的升高会降低

有效性参数, 降低比例会随沉积能量的增大而提升。当 $\varepsilon=8$ 时, 在飞行高度为 20km 处的有效性参数仅为高度为 0 时的 59.4%。虽然飞行高度的升高会明显降低有效性参数, 但是图 12 所示曲线中各点数值均大于 1, 表明在文中给定的参数条件下 PSJ 的飞行姿态控制性能全部高于传统气动表面, 其中最大值为 21.28, 表示对应条件下 PSJ 的飞行姿态控制性能是传统气动表面的 21.28 倍。

图 13 给出了不同飞行高度下量纲一沉积能量与实际沉积能量的对应关系, 可以看出, 虽然提升飞行高度会降低 PSJ 对飞行器的姿态控制效率, 但是将初始内能提高相同倍数时所消耗的能量数值也会随飞行高度的升高而明显减小, 因此计划在后续研究中继续探究 PSJ 激励器在高海拔地区提升可沉积能量的方法, 从而进一步提高 PSJ 的飞行器姿态控制性能。

3 结论

本文基于能量沉积假设, 通过唯象模型对 PSJ 激励器

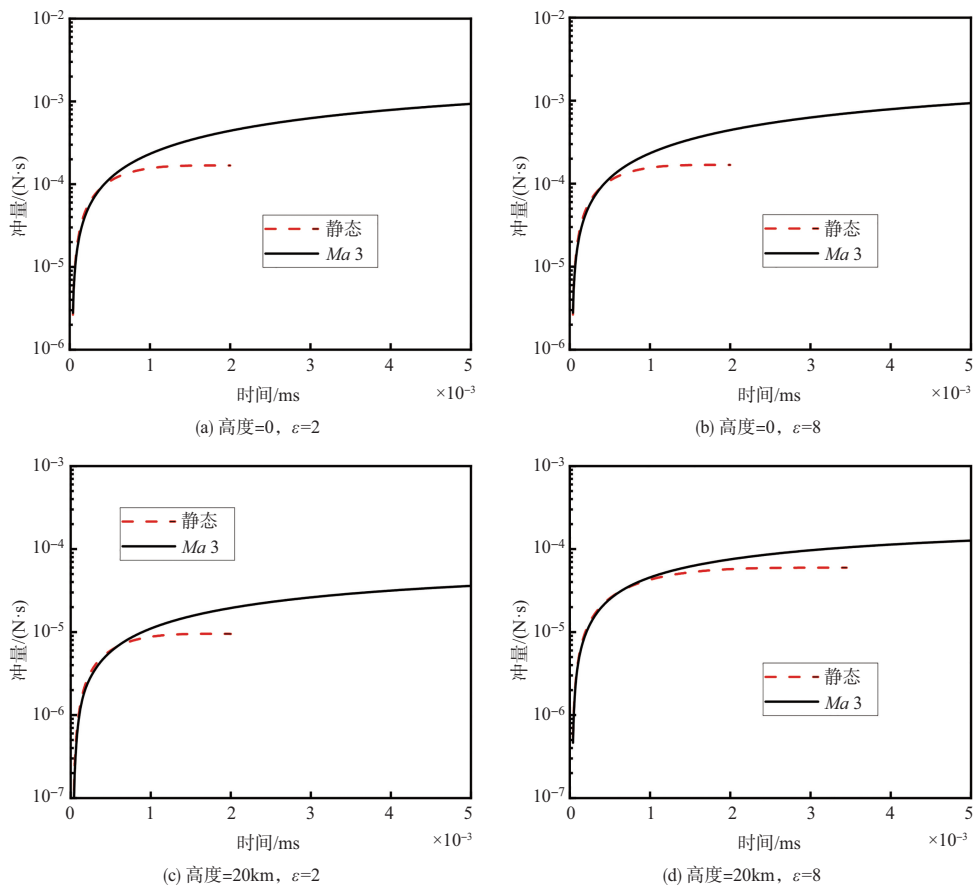


图9 射流冲量随时间的变化曲线

Fig.9 Variation curve of jet impulse with time

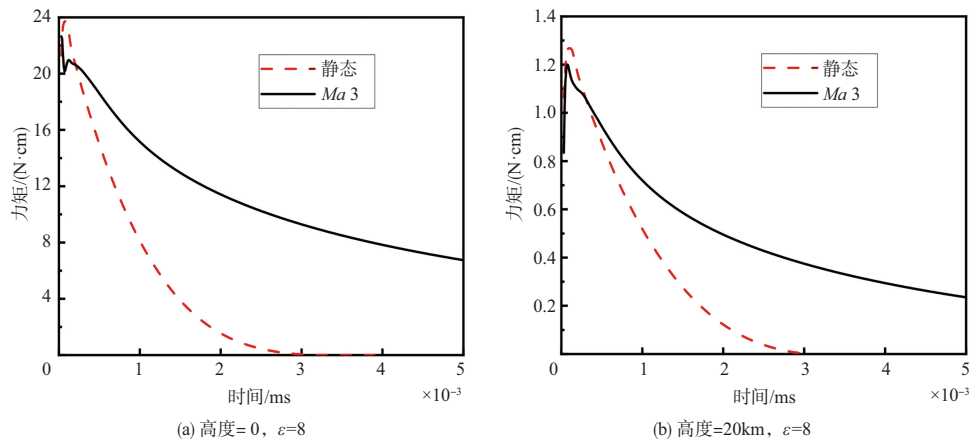


图10 射流力矩随时间变化曲线

Fig.10 Variation curve of jet torque with time

的单脉冲射流进行求解,分析了PSJ在不同参数下的射流特性的差异,并对PSJ的姿态控制性能进行评估。研究得出以下结论:

(1) 增大沉积能量是提升PSJ流动性能的直接方法,当

ε 由2增大至8时,激励器腔内气体的压力和温度均增大两倍以上,射流的峰值速度、持续时间和冲量也随之有不同程度的提升。飞行高度的增大会明显降低PSJ的射流性能,在 $\varepsilon=8$ 和静态环境下,将飞行高度由0增大至20km时,射流

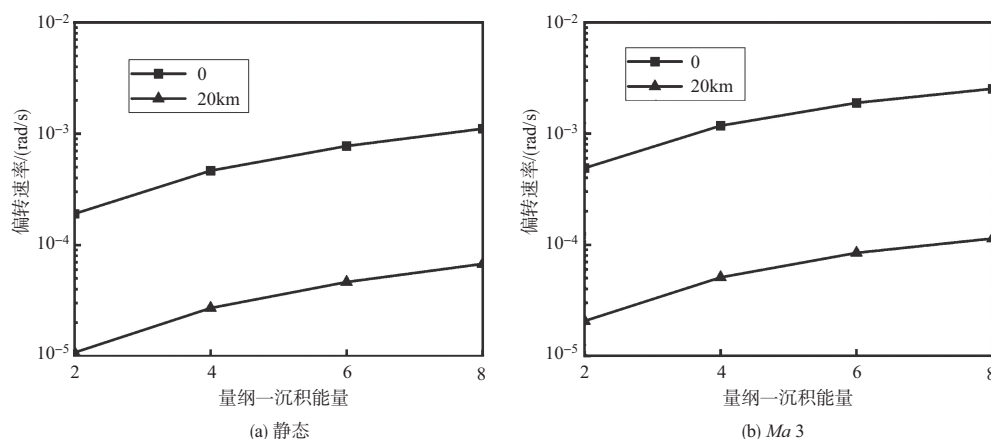


图 11 PSJ 控制下飞行器的偏转速率变化曲线

Fig.11 Deflection rate variation curve of the aircraft under PSJ control

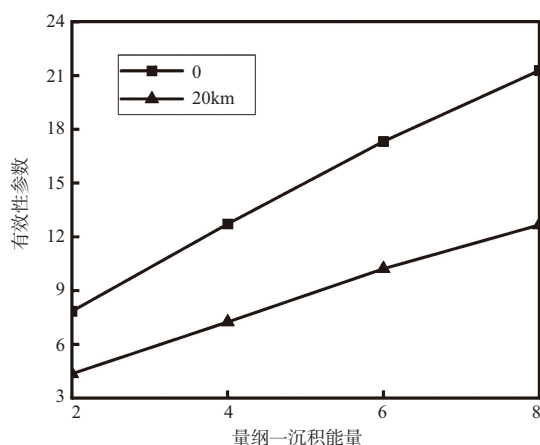


图 12 有效性参数变化曲线

Fig.12 Variation curve of the effectiveness parameter

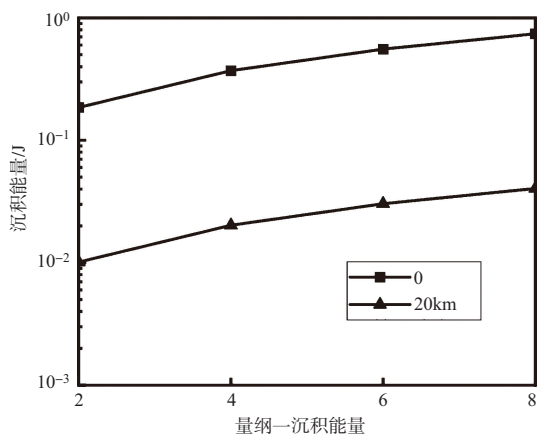


图 13 沉积能量变化曲线

Fig.13 Variation curve of deposition energy

的峰值速度由 614.02m/s 降低至 480.38m/s, 虽然射流持续时间未发生明显变化, 但是冲量减小了 93.9%。

(2) 在静态环境下, 射流的压力、温度和速度分布在持续时间内的变化较为明显, 激励器腔内气体的压力逐渐减小至环境压力。当射流速度降为 0 时, 单脉冲射流结束。在相同时间内, Ma 3 时射流的压力、温度和速度的瞬时分布未发生明显变化, 射流仍在继续。增大飞行速度虽然会降低射流的峰值速度, 但是在相同时间内的冲量会有所提升。当 $\varepsilon=8$ 且飞行高度为 0 时, 与静态环境相比, Ma 3 对应的射流峰值速度降低了 58.2%, 同时冲量由 $9.79 \times 10^{-4} \text{N} \cdot \text{s}$ 提升至 $2.23 \times 10^{-3} \text{N} \cdot \text{s}$ 。

(3) PSJ 控制下的飞行器偏转速率与激励器产生的冲量成正比, 并随沉积能量和飞行速度的提升而增大, 随飞行高度的增加而明显减小。当 Ma 3 时, PSJ 的姿态控制性能明显高于传统气动表面, 同时有效性参数随沉积能量的增大而增大, 并随飞行高度的升高而减小。当 ε 由 2 增大至 8 时, 飞行高度为 0 处的有效性参数由 7.84 提升至 21.28。 **AST**

参考文献

- [1] 潘锐, 赵群力. 国外高超声速飞机发展分析[J]. 航空科学技术, 2023, 34(11): 2-7.
Pan Rui, Zhao Qunli. Analysis on the development of hypersonic aircraft abroad[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(11): 2-7. (in Chinese)
- [2] 程归, 杨广, 郭宏伟. 高超声速变体飞行器关键技术研究综述[J]. 航空科学技术, 2024, 35(5): 28-44.
Cheng Gui, Yang Guang, Guo Hongwei. Review on key technologies for hypersonic morphing aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(5): 28-44. (in Chinese)
- [3] 谭思场, 曾宏刚, 廖孟豪. 美国高超声速技术飞行试验平台发

- 展展望[J].航空科学技术, 2023, 34(11): 51-56.
- Tan Siyang, Zeng Honggang, Liao Menghao. Development prospects of U.S. hypersonic technology flight test platform[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(11): 51-56. (in Chinese)
- [4] 杨瑞, 罗振兵, 夏智勋. 高超声速导弹等离子体合成射流控制数值研究[J]. 航空学报, 2016, 37(6): 1722-1732.
- Yang Rui, Luo Zhenbing, Xia Zhixun. Numerical study of plasma synthetic jet control on hypersonic missile[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(6): 1722-1732. (in Chinese)
- [5] Boeuf J P, Pitchford L C. Electrohydrodynamic force and aerodynamic flow acceleration in surface dielectric barrier discharge [J]. Journal of Applied Physics, 2005, 97(10): 103307.
- [6] Post M L, Corke T C. Separation control on high angle of attack airfoil using plasma actuator [J]. AIAA Journal, 2004, 42 (11): 2177-2184.
- [7] Grossman K, Bohdan C, Vanwie D. Sparkjet actuators for flow control[C]. 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2003.
- [8] Cybyk B, Grossman K, Wilkerson J. Performance characteristics of the sparkjet flow control actuator[C]. 2nd AIAA Flow Control Conference, 2004.
- [9] 程林, 谭慧俊. 放电电阻对等离子合成射流激励器特性的影响[J]. 航空动力学报, 2019, 34(8): 1724-1730.
- Cheng Lin, Tan Huijun. Effect of discharge resistor on performance of plasma synthetic jet actuator[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(8): 1724-1730. (in Chinese)
- [10] Caruana D, Barricau P. The "plasma synthetic jet" actuator. Aero-thermodynamic characterization and first flow control applications[C]. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2009.
- [11] Reedy T M, Kale N V, Dutton J C, et al. Experimental characterization of a pulsed plasma jet [J]. AIAA Journal, 2013, 51(8): 2027-2031.
- [12] 王林, 罗振兵, 夏智勋, 等. 三电极等离子体合成射流激励器工作特性参数影响实验[J]. 气体物理, 2017, 2(6): 1-8.
- Wang Lin, Luo Zhenbing, Xia Zhixun, et al. Experimental study of the parameters influence on flow characteristic of the three-electrode plasma synthetic jet actuator[J]. Physics of Gases, 2017, 2(6): 1-8. (in Chinese)
- [13] Cybyk B, Grossman K, Wilkerson J. Single-pulse performance of the sparkjet flow control actuator[C]. 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005.
- [14] Zheng Borui, Zhang Qian, Zhao Taifei, et al. Experimental and numerical investigation of a self-supplementing dual-cavity plasma synthetic jet actuator [J]. Plasma Science and Technology, 2023, 25(2): 025503.
- [15] Anderson K V, Knight D D. Plasma jet for flight control [J]. AIAA Journal, 2012, 50(9): 1855-1872.
- [16] Carbone E, Graef W, Hagelaar G, et al. Data needs for modeling low-temperature non-equilibrium plasmas: the LXCat project, history, perspectives and a tutorial [J]. Atoms, 2021, 9(1): 16.
- [17] Jiao Zhang, Wang Yanhui, Wang Dezhen, et al. Numerical simulation of streamer evolution in surface dielectric barrier discharge with electrode-array [J]. Journal of Applied Physics, 2020, 128(9): 1.
- [18] Calvo E M, Pinheiro M J, Sá P A. Modeling of electrohydrodynamic (EHD) plasma thrusters: optimization of physical and geometrical parameters [J]. Applied Sciences, 2022, 12(3): 1637.
- [19] Haack S, Taylor T, Emhoff J, et al. Development of an analytical sparkjet model[C]. 5th Flow Control Conference, 2010.
- [20] Wang Lin, Xia Zhixun, Luo Zhenbing, et al. Three-electrode plasma synthetic jet actuator for high-speed flow control [J]. AIAA Journal, 2014, 52(4): 879-882.
- [21] Li Jinfeng, Zhang Xiaobing. Active flow control for supersonic aircraft: A novel hybrid synthetic jet actuator [J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2020, 302(1): 111770.
- [22] Liu Rubing, Xue Shenghui, Wei Wentao, et al. Internal characteristics of air-Supplied plasma synthetic jet actuator [J]. Aerospace, 2023, 10(3): 223.
- [23] Huang Hexia, Tan Huijun, Guo Yunjie, et al. Flowfield induced by a plasma synthetic jet actuator with low exit inclination angle under low ambient pressure [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 105(1): 106018.
- [24] Xie Wei, Luo Zhenbing, Hou Lin, et al. Characterization of

plasma synthetic jet actuator with Laval-shaped exit and application to drag reduction in supersonic flow [J]. *Physics of Fluids*, 2021, 33(9): 1.

[25] Vanna F D, Picano F, Benini E. A sharp-interface immersed boundary method for moving objects in compressible viscous flows [J]. *Computers & Fluids*, 2020, 201(1): 104415.

Aircraft Control Characteristics Control Performance Investigation of Single Pulse Plasma Synthetic Jet

Wang Chunyan¹, Huang Hulin¹, Xu Han¹, Chen Tiantian¹, Hu Xijing²

1. *Laboratory of Aerospace Entry, Descent and Landing Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China*

2. *Beijing Institute of Control and Electric Technology, Beijing 100038, China*

Abstract: The high-speed plasma jet generated by arc discharge in plasma synthetic jet (PSJ) actuator can effectively improve the control efficiency and accuracy of aircraft. It can optimize the problems of long response time, large miss distance and low efficiency in traditional flight control technology. In this paper, the single pulse jet performance of PSJ actuator has been studied based on the phenomenological model. It is found that increasing the deposition energy can effectively improve the flow characteristics of the jet, and the peak velocity, duration and impulse of the jet are significantly improved. The increase of flight altitude will have a negative impact on the flow characteristics of the jet. When the flight altitude increases from 0 to 20km, the peak velocity of the jet decreases by about 20%, but the duration of the jet remains basically unchanged. The increase of the flight speed will reduce the peak velocity of the jet and prolong the duration of the jet, so that the impulse generated by the single pulse jet is significantly increased. The deflection rate of the aircraft under PSJ control is always higher than that of the traditional aerodynamic surface. Although the increase in flight altitude causes the pitch rate at 20km to be only about 4% of that at 0, the effectiveness parameter is as high as 12.66. The study results provide references for realizing high effective attitude control of aircraft.

Key Words: aircraft; attitude control; plasma synthetic jet; flight altitude; deflection rate

Received: 2024-04-16; **Revised:** 2024-07-19; **Accepted:** 2024-09-20

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(2023Z037052002)