

文章编号:1000-8055(2018)08-1855-09

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2018.08.008

火花型合成射流控制运输机后体流动分离的数值研究

顾仁勇, 单 勇, 张靖周, 谭晓茗, 吕元伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 利用火花型合成射流对运输机后体流动分离进行了主动控制的数值研究。研究表明:火花型合成射流一方面直接向边界层分离区域输入高能动量,另一方面与外流相互作用后形成的旋涡强化了高速外流和低速边界层流的混合,从而推迟了运输机后体的流动分离,减小了分离区的大小;在相同的合成射流激励参数下,在边界层分离点处以及分离点后施加主动控制后的作用效果更好,平均阻力系数最大减小3.26%;与当量的定常射流、脉冲射流相比较,脉冲射流减阻效果优于定常射流,火花型合成射流优于脉冲射流。

关 键 词: 流动分离; 火花型合成射流; 脉冲射流; 运输机后体; 流动主动控制

中图分类号: V211.42; O358

文献标志码: A

Numerical study on transport aircraft after-body flow separation control by spark jet

GU Renyong, SHAN Yong, ZHANG Jingzhou,
TAN Xiaoming, LÜ Yuanwei

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Flow active control on transport aircraft after-body flow separation by the spark jet was numerically studied. The results show that the spark jet directly supplied the high-energy momentum to the boundary layer of the separation zone. Vortices induced by spark jet strengthened the mixing between the high-speed main flow and the low-speed boundary flow. It delayed the separation of the after-body flow and reduced the size of the separation zone. Under the same spark jet parameters, the effect of active control was better when the spark jet was led into the boundary layer at the position of the separation point or the downstream separation point. The average drag coefficient was reduced to 3.26%. Compared with the mass equivalent steady jet, pulsed jet and the pulsed jet had better performance on drag reduction than the steady jet. The spark jet was superior to the pulsed jet on drag reduction.

Key words: flow separation; spark jet; pulsed jet; transport aircraft after-body; flow active control

收稿日期: 2017-03-14

基金项目: 国家自然科学基金(51306088)

作者简介: 顾仁勇(1993—),男,硕士生,主要从事流体主动控制研究。

引用格式: 顾仁勇,单勇,张靖周,等. 火花型合成射流控制运输机后体流动分离的数值研究[J]. 航空动力学报,2018,33(8):1855-1863. GU Renyong, SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, et al. Numerical study on transport aircraft after-body flow separation control by spark jet[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(8): 1855-1863.

为了满足方便货物装卸的设计要求和大迎角起飞着陆的实际需要,运输机往往采用大上翘角后体机身设计。实验研究表明^[1]:大上翘角机身后体流场存在回流分离区和分离旋涡区两个不同的流动分离区域,机身后体流体发生的三维分离和旋涡流动导致了飞机巡航阻力的增加,后体阻力约占全机总阻力的 1/3 左右。事实上,在执行远程任务时,巡航阻力的减少,可以减少燃油消耗、增加巡航飞行距离、有效载荷质量,提高飞行性能。数据表明:每减少 1% 的巡航阻力可以增加约 2.5% 的有效载荷^[2]。因此运输机后体减阻对于运输机来说具有重要的意义。

就此,一些学者开展了一系列的诸如运输机后体涡底板、扇形底板、侧鳍、减阻板、涡流发生器等^[3-7]被动减阻技术措施研究,以改善后体表面压力分布、延迟后体流动分离、削弱了后体分离涡对的强度,并取得了一定的减阻效果,但这些措施的应用增加了机身的质量以及结构复杂性。更为重要的是,被动减阻技术在结构上是局部固定的,不能适应运输机的变飞行状态。随着未来对运输机飞行性能与经济性越来越高的要求,传统的被动的流体控制技术已不能满足要求。考虑到以合成射流为代表的流体主动控制在控制边界层分离上获得良好的效果^[8-13],Ben-Hamou 等^[14]将压电式合成射流用于运输机后体流场控制,验证了合成射流主动控制运输机后体流动分离的可行性。

相对于压电式合成射流激励器,火花型合成射流激励器(spark jet actuator)是一种新型装置,它的工作模式与压电型不同,不仅结构相对简单、无运动部件,而且产生的射流涡环动量高、响应迅速、射流对外流的穿透能力强,具有更强的流动主动控制潜力。其工作过程分为三个阶段:①电弧放电加热受限激励器腔体内的气体;②腔体内气体温度和压力急剧升高,高能气体高速从孔口喷出,甚至能够产生超声速的射流;③腔体内的温度和压力迅速下降,从而外部气体被吸入腔体内,实现再回填。Caruana 等^[15]和 Anderson 等^[16]分别通过实验和理论研究了火花型合成射流在飞行流场控制方面应用的可行性。目前国内外研究主要是针对火花型合成射流自身流场特性^[17-21]及其对超声速主流^[22-24]的作用特点,对其用于运输机后体流动分离控制的研究相对缺乏。就此,本文构建了基于火花型合成射流的运输机后体流动分离控制物理模型,开展火花型合成射流作用后体外

流的非稳态流场数值模拟,初步分析了合成射流对机身后体流动分离区和阻力特性的影响,并将其作用效果与当量的定常射流、脉冲射流进行对比。

1 物理模型与计算方法

1.1 计算模型与网格划分

本文运输机机身模型由前体(包括机头与直段)与后体两部分组成,如图 1 所示的二维计算模型。机身模型总长为 0.96 m,其中前体长为 0.5 m,后体长为 0.46 m,最大直径为 0.14 m,后体上翘角为 13° 。分别在后体流动分离点前 50 mm 处(Jet 1),分离点处(Jet 2),分离点后 50 mm 处(Jet 3)放置 3 个火花型合成射流激励器。火花型合成射流激励器腔体高度为 10 mm、腔体直径为 8 mm、射流孔口半径为 1 mm。参考合成射流控制翼型流动分离的研究^[25-26], $20^\circ \sim 30^\circ$ 的近切向射流的流场主动控制效果较优,故将本文的激励器射流入射方向与后体壁面呈 24° 夹角设计。

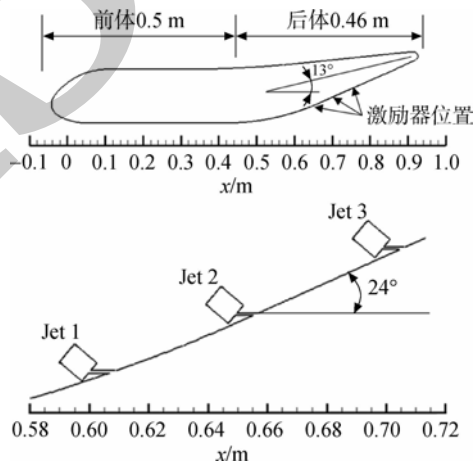


图 1 计算物理模型和激励器

Fig. 1 Computational physical model and spark jet actuators

在运输机机体外构建了 10 倍机身长度的外流流场域,以模拟前飞。考虑到外流在机身后体会产生复杂分离流流动,在机身壁面设置了 30 层的边界层网格,第一层网格 0.1 mm,并以 1.5 比例递增。对激励器内腔和出口区域进行加密,网格间距 0.05 mm,如图 2 所示。计算域内网格总量为 24 万。

1.2 数值计算方法

选择文献^[1]中的机身模型进行计算准确程度的验证,SST(shear stress transport) $k-\omega$ 湍流

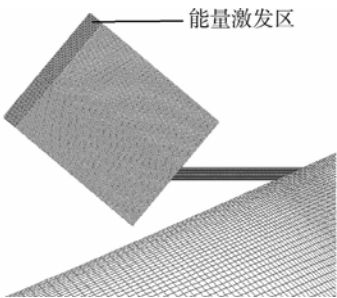


图 2 激励器出口处网格示意

Fig. 2 Schematic of grid for spark jet actuator

模型计算结果与文献[1]的实验结果绝对误差最小为 4.2%。同时考虑到火花型合成射流激励器特性的数值仿真^[17]也采用 SST $k-\omega$ 湍流模型,故采用该湍流模型对本文的非稳态流动进行数值模拟。流体为可压缩理想气体,模拟高空为 10 km 环境,运输机机体的攻角为 0°,外流场边界设置为压力远场边界条件,来流马赫数为 0.5,静压为 26 494 Pa,机身壁面采用无滑移绝热边界条件。

参考文献[18-19]对火花型合成射流激励器的数值处理方法,通过在能量方程中添加源项的方法模拟火花放电产生的能量,能量激发区域体积为激励器腔体的 1/10,且位于腔体底部,如图 2 所示。假设气体的加热在时间和空间上均匀分布,能量注入区域的能量密度 S 为

$$S = \frac{q}{Vt} \tag{1}$$

式中 $q=60\text{ mJ}$ 为电极单次脉冲释放的有效放电能量; $V=50.24\text{ mm}^3$ 为加热区域体积; $t=6\text{ }\mu\text{s}$ 为放电持续时间,则能量密度 $S=1.99\times10^{11}\text{ W/m}^3$ 。本文激励频率为 1 000 Hz,计算时间步长取 $1\text{ }\mu\text{s}$,每个时间步长迭代 500 步。

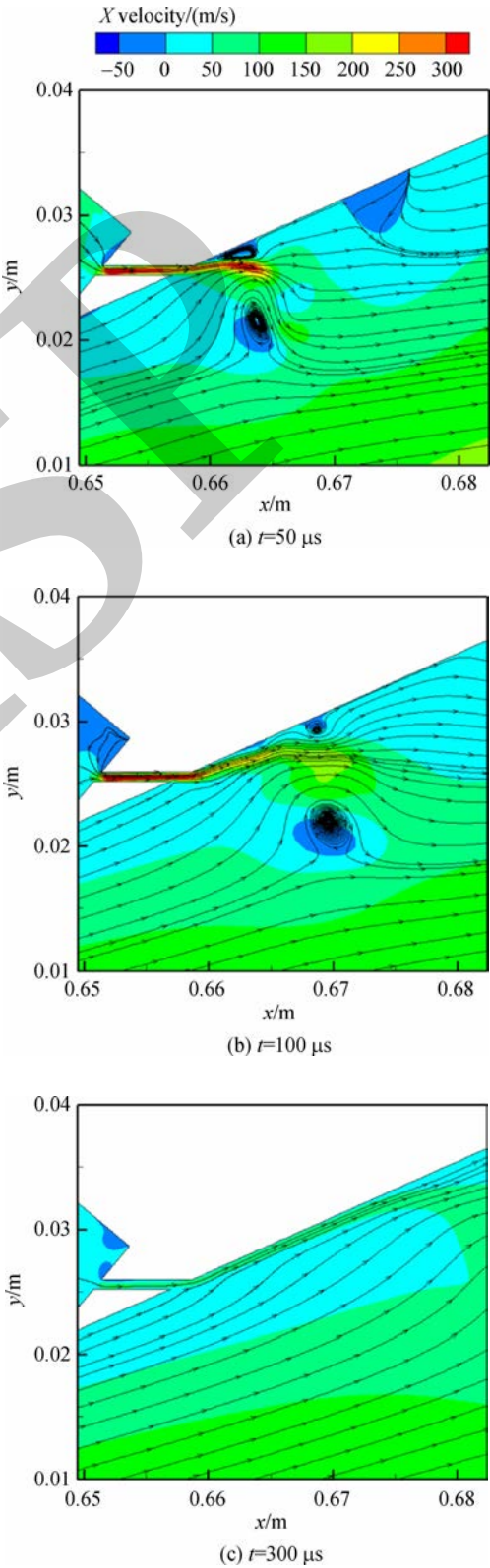
2 计算结果分析

2.1 合成射流作用下的分离区流动特征

图 3 为一个稳定时间周期内,不同时刻的火花型合成射流(Jet 2)出口附近的速度云图和流线。在 $t=50\text{ }\mu\text{s}$ 时刻,腔体内的气体由于能量的加载受热快速膨胀而高速喷出,甚至达到 412 m/s;射流核心两侧诱导了旋向相反的旋涡,改变了后体边界层区的流线。此后,高能射流直接向边界层输送动量的同时不断剪切和卷吸边界层流体。到 $t=300\text{ }\mu\text{s}$ 时刻,激励器腔内的气体基本喷吐结束,因腔体内压力低于外界,外部环境中的流体开始回填激励器腔体。这对抑制边界层分离也是有利的,它吸除了喷口上游边界层低能流体(从

图 3(d)可看出),使边界层能够从外流流体中补充能量,提高抵抗逆压梯度的能力。

火花型合成射流对后体分离区域的作用效果可以从图 4 对比看出,火花型合成射流在原先分离的起始位置注入,不仅推迟了机身后体的流动分离,而且减小了原先的分离区大小。



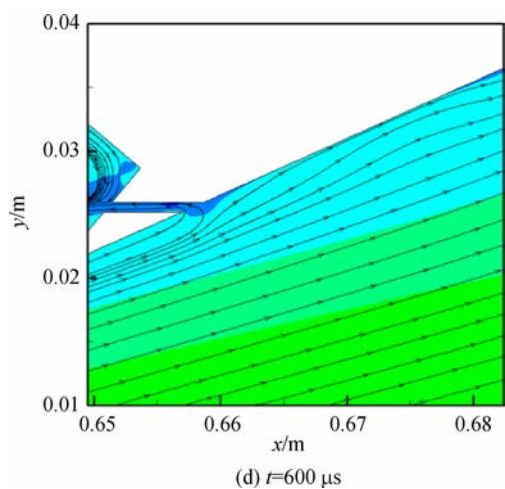


图 3 一个周期内典型时刻流场速度云图
Fig. 3 Velocity contour in a flow period

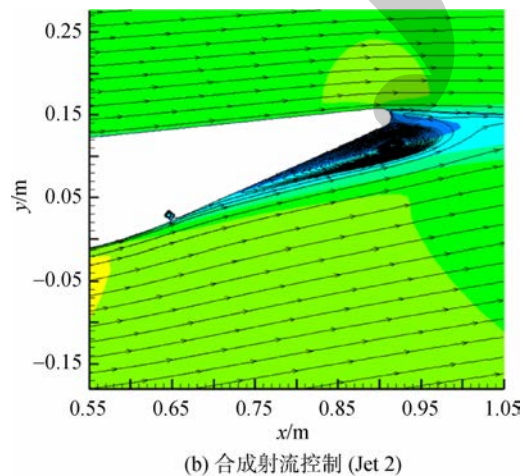
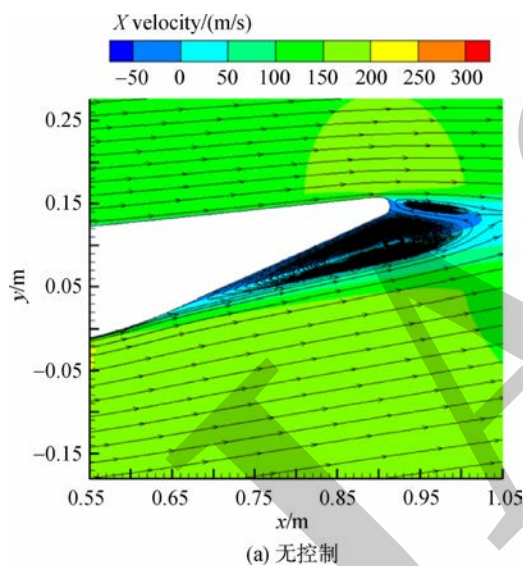


图 4 有无激励器控制下流线比较
Fig. 4 Comparison of flow streamline with/without actuators

图 5 为一个稳定周期内典型时刻机身表面压力系数分布。可以看出激励器位置附近有一处压力峰值,且随着时间的推移向下游传播。这是由于火花型合成射流激励器在喷射出高能射流前,会先产生一道冲击波。计算得出冲击波的传播速度区间为 $420\sim350\text{ m/s}$,且随时间的推移速度逐渐减小,这与文献[23]中关于冲击波的描述相一致。火花型合成射流抑制了入射点下游的流体流动分离,下游的壁面压力得到提高,因而提高了下游的压力系数;但是,火花型合成射流及其产生的冲击波改变了入射点处的外流流线,对壁面边界层流有抬升作用,减少了高速外流的实际流通面积,外流加速后导致壁面压力降低,压力系数从而降低。

图 6 为激励器工作时分离点上游边界层速度分布。随着激励周期的增加,上游流场的边界层更加饱满,同时边界层外流体的流速更快,由此验证了之前上游压力系数降低的解释。

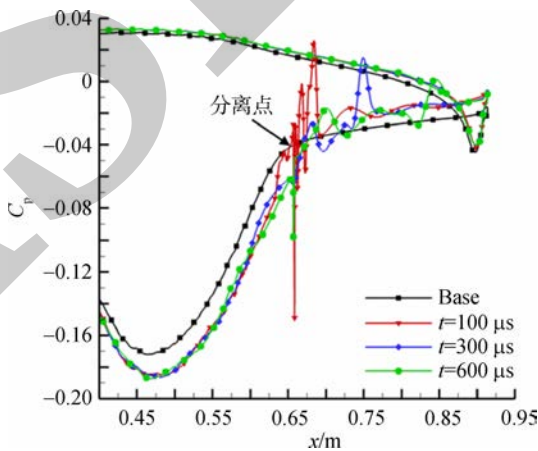


图 5 一个稳定周期内典型时刻机身压力系数分布
Fig. 5 Pressure coefficient distribution in a stable period

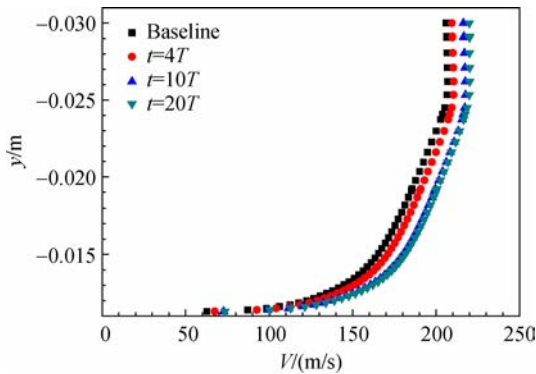


图 6 分离点上游边界层速度分布
Fig. 6 Velocity profiles of boundary layer upstream of the separation

2.2 射流注入位置对流动分离的影响

图 7 给出了在不同位置施加火花型合成射流激励的时均流场。与无射流注入状态下的流场相

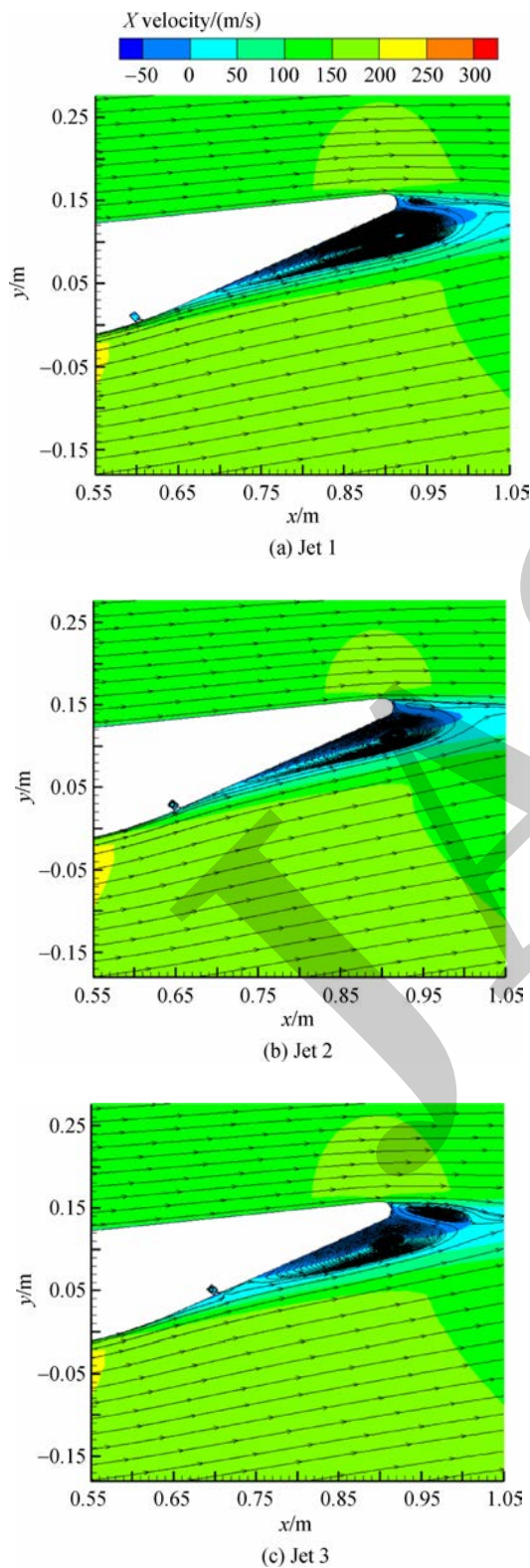


图 7 不同激励位置的时均流场比较
Fig. 7 Comparison of flow streamlines with different excited positions

比,在分离点上游注入(Jet 1)的分离控制效果不明显,在分离点处(Jet 2)或分离点下游处(Jet 3)的射流注入都减小了分离引起的回流区域大小。

图 8 为不同激励位置作用下的机身压力系数分布。分离点处布置激励器(Jet 2),其下游分离区内的压力系数提高的较为明显,但是对上游压力系数的降低作用也更明显。Jet 1 和 Jet 3 均能提高其入射点下游压力系数,同时对入射点上游的压力系数的降低相当,且降低的比 Jet 2 少。

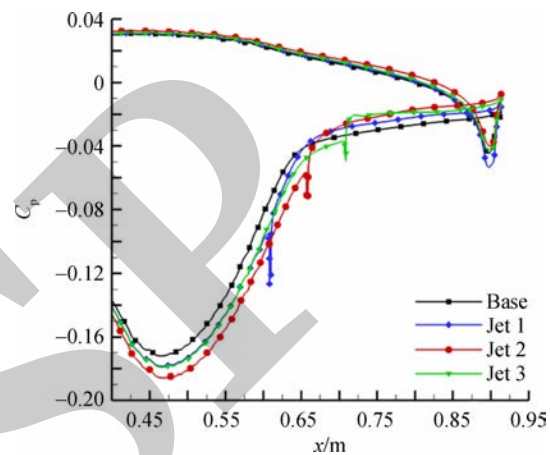


图 8 激励位置对机身压力系数分布影响
Fig. 8 Effects of excited position on pressure coefficient distribution

图 9 为不同位置的激励器在稳定作用周期内的整个机身阻力系数变化。Jet 3 的平均阻力系数降低了 3.26%，减阻效果最好,这是综合考虑火花型合成射流入射位置上游和下游的压力系数整体变化的结果。对于流动分离控制效果最好的 Jet 2,其平均阻力系数只降低 1.54%，这是因为入射点上游压力系数降低带来的负面影响所致。综合来看,在分离点处或分离点下游施加火花型

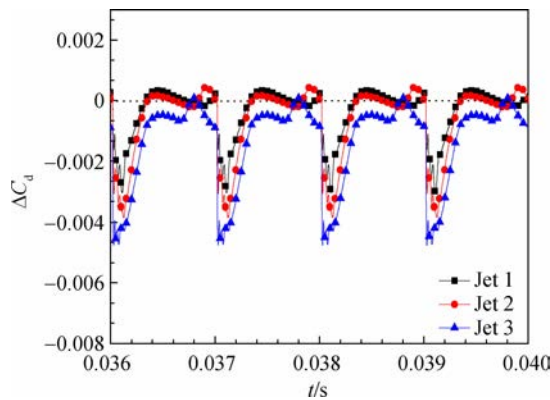


图 9 激励器位置对稳定周期内的阻力系数影响
Fig. 9 Effects of excited positions on the drag coefficient

合成射流的减阻效果优于在分离点上游施加火花型合成射流。

压电式合成射流分离控制研究表明:在分离点前附近注入合成射流,提前向边界层注入小股能量,控制分离效果较好^[25-28]。考虑到压电式合成射流流速偏低,大量研究^[25-28]都是将其应用于流速小于 50 m/s 的低速流动分离控制。在分离点前注入的合成射流受低速外流的影响较小,形成的漩涡能向下游发展直至回流区,从而有效抑制分离。然而,本文的火花型合成射流作用于马赫数为 0.5 的高速流体,如图 10(a)所示,Jet 1 射流位于分离点前,射流诱导的旋涡在高速流体的作用下迅速耗散,射流对边界层的流动基本无影响;而 Jet 2(图 10(b))和 Jet 3(图 10(c))位置的射流作用于流速相对较低的回流区,射流与外流作用后诱导的旋涡能够向下游发展,不断的向附面层的低能区补充能量。因此对于高速外流分离区的控制,在分离点或分离点后布置合成射流起到的控制作用要好于分离点前。

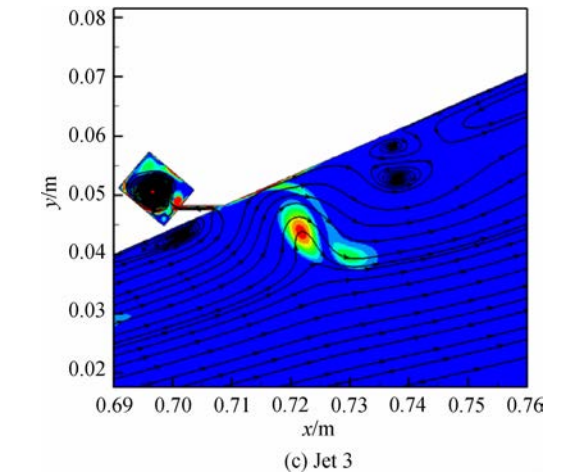
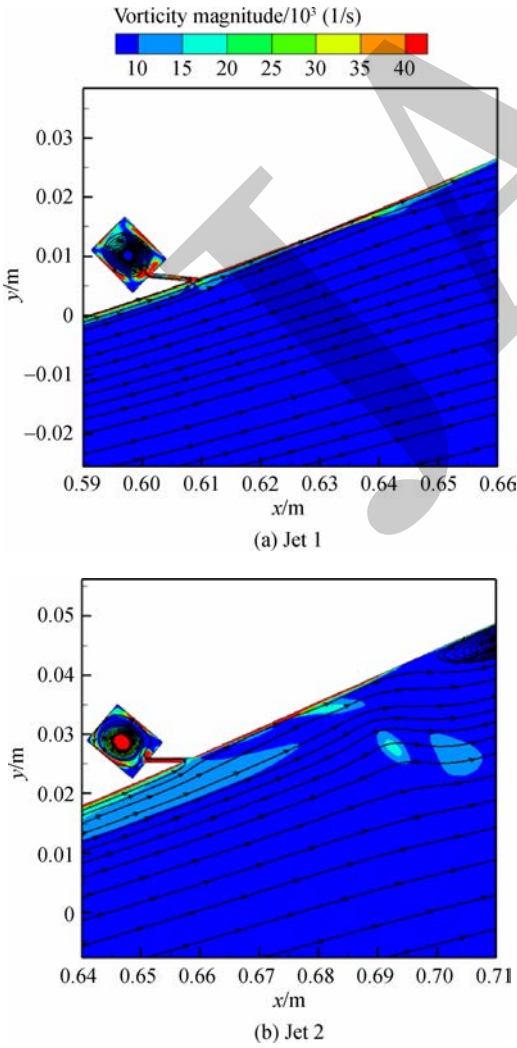


图 10 $t=400\mu\text{s}$ 时刻不同激励器位置的流线及涡量云图
Fig. 10 Streamlines and vorticity contour maps with different excited positions ($t=400\mu\text{s}$)

2.3 不同类型射流控制效果对比

根据火花型合成射流激励器稳定工作时激励腔体内空气质量随时间变化关系得到,前 3/10 周期射流喷出,激励器腔体内空气质量由 $1.5 \times 10^{-5} \text{ kg}$ 减少到 $8 \times 10^{-6} \text{ kg}$;后 7/10 周期外界环境空气回填激励腔,腔体内空气质量回升到 $1.5 \times 10^{-5} \text{ kg}$ 。

为了比较不同类型射流的控制效果,以火花型合成射流喷射和吸入流体质量为基准,分别设定定常吹气、脉冲吹和吸、脉冲吹气状态下的一个周期内的流体质量(负号代表吸入),如表 1 所示。

表 1 不同类型射流的质量
Table 1 Mass of different types of jets

射流类型	$m_{0-0.3T}/10^{-6} \text{ kg}$	$m_{0.3-1T}/10^{-6} \text{ kg}$
合成射流	7	-7
定常吹气	4.2	9.8
脉冲吹吸	7	-7
脉冲吹气	7	0

图 11 给出了不同类型射流控制下的后体时均流线。可以看出:定常吹气几乎没有改变分离区的范围;而脉冲吹和吸、脉冲吹气和火花型合成射流均使后体分离区有所减小,从而导致分离区内的流动阻力减小;脉冲射流对分离区的控制效果优于定常射流,火花型合成射流控制效果优于脉冲射流。

图 12 为不同类型射流控制下后体运输机壁面压力系数分布。定常射流对射流下游壁面压力

系数影响最小。火花型合成射流对其上、下游壁面的压力扰动都大于脉冲射流。计算得出定常射流、脉冲吹吸射流、脉冲吹气射流的平均阻力系数分别减小 1.26%、1.59%和 1.45%。

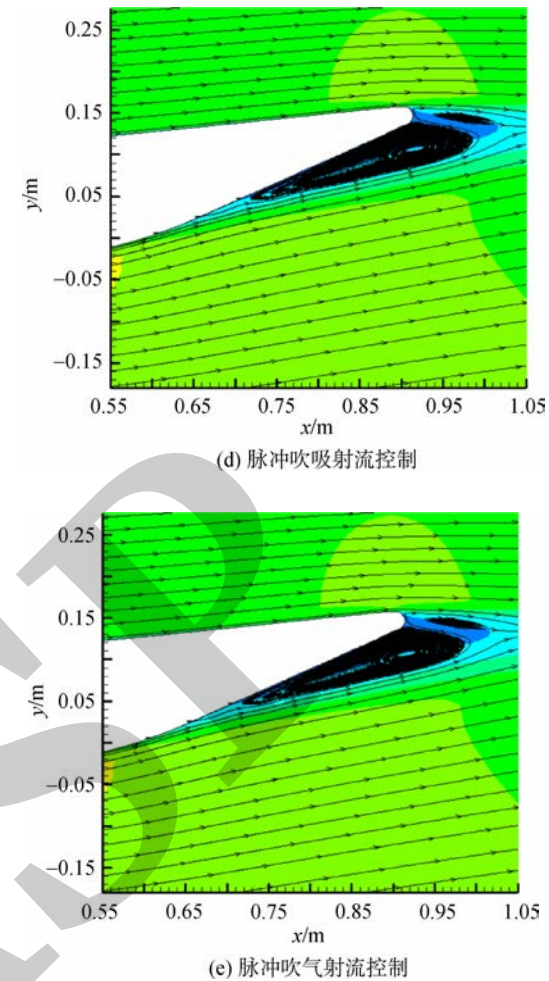
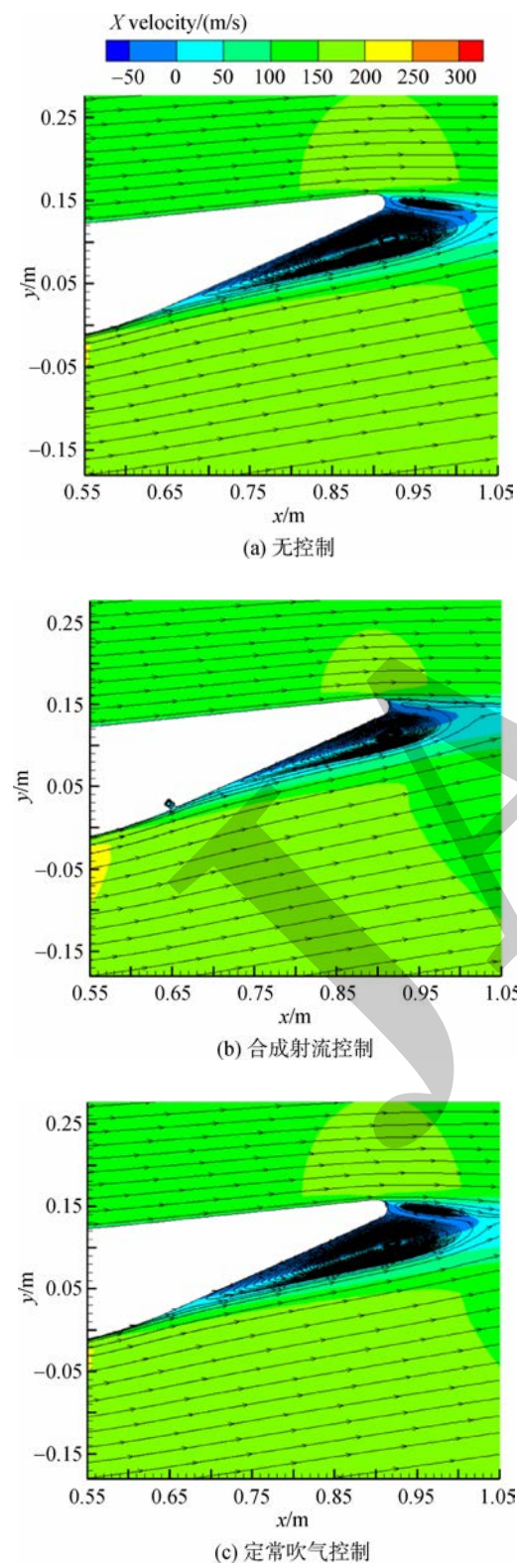


图 11 不同类型射流控制下的后体时均流线
Fig. 11 Comparison of flow streamlines with different types of jets

图 12 不同类型射流控制下后体机身压力系数分布
Fig. 12 Comparison of pressure coefficient distribution with different types of jets

3 结 论

基于火花型合成射流开展了运输机后体流动分离控制数值研究。通过对流场结构及压力分布的分析,分析了不同激励位置对分离控制和减阻效果的影响,并与不同类型射流的控制效果进行对比。主要结论为:

1) 火花型合成射流成功推迟了运输机后体的流动分离,减小了分离区的大小。火花型合成射流不仅直接向边界层输入动量,同时产生的旋涡结构强化了附面层低能流体和外流高能流体的掺混,使其更容易抵抗流动分离。

2) 火花型合成射流作用于高速流场中,在流动分离点上游施加激励,诱导形成的旋涡在高速流体中迅速耗散,控制效果不明显;在分离点处或分离点下游施加激励,所生成的旋涡在回流区低速流场中向下游发展并不断卷吸外流高能流为附面层的低能流补充能量,起到了推迟运输机后体流动分离的作用。将激励器安置在分离点后减阻效果最好,最大减阻达到 3.26%。

3) 比较相同射流质量的定常吹气、脉冲吹和吸、脉冲吹气以及火花型合成射流,脉冲射流对回流区的控制优于定常射流,火花型合成射流优于脉冲射流。

参考文献:

[1] EPSTEIN R J, CARONARO M C, CAUDRON F. Experimental investigation of the flowfield about an unswept afterbody[J]. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(6): 1281-1290.

[2] PEAKE D J, RAINBIRD W J, ATRAGHI E G. Three-dimensional flow separations on aircraft and missiles[J]. *AIAA Journal*, 1972, 10(5): 567-580.

[3] KARMONDY M, YECHOUT T. A wind tunnel investigation of C-130 aft body drag reduction approaches[C]//45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Nevada, USA; AIAA, 2007: 271-283.

[4] WOOTEN J, YECHOUT T. Wind tunnel evaluation of C-130 drag reduction strakes and in-flight loading prediction[C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Nevada, USA; AIAA, 2008: 348-360.

[5] 张建军, 张彬乾, 王元元, 等. 运输机上翘后体侧鳍减阻技术研究[J]. *机械科学与技术*, 2009, 28(6): 807-810.

ZHANG Jianjun, ZHANG Binqian, WANG Yuanyuan, et al. A study of drag reduction of strakes for the upswept afterbody of a transport aircraft[J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2009, 28(6): 807-810. (in Chinese)

[6] 夏雪瀚, 麻树林. 机身后体装置对阻力的影响[J]. *航空学*

报, 1991, 12(8): 435-438.

XIA Xuejian, MA Shulin. The effect of afterbody devices on drag reduction[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1991, 12(8): 435-438. (in Chinese)

[7] 杜希奇, 蒋增葵, 佟胜喜, 等. 基于涡流发生器控制民机后体流动分离与减阻机理的实验研究[J]. *工程力学*, 2012, 29(8): 360-365.

DU Xiqi, JIANG Zengyan, TONG Shengxi, et al. Experimental study on control of separated flow over civil aircraft afterbody and drag reduction mechanism by using vortex generator[J]. *Engineering Mechanics*, 2012, 29(8): 360-365. (in Chinese)

[8] GREENBLATT D, SEIFERT A, MARGALIT S, et al. Delta wing stall and roll control using segmented piezoelectric fluidic actuators[J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(3): 698-709.

[9] SARY G, DUFOUR G, ROGIER F, et al. Modeling and parametric study of a plasma synthetic jet for flow control[J]. *AIAA Journal*, 2014, 52(8): 1591-1603.

[10] 罗振兵, 夏智勋. 合成射流技术及其在流动控制中应用的进展[J]. *力学进展*, 2005, 35(2): 221-234.

LUO Zhenbing, XIA Zhixun. Synthetic jet technology and its application in flow control[J]. *Advances in Mechanics*, 2005, 35(2): 221-234. (in Chinese)

[11] 谭晓茗, 张靖周. 自耦合射流流动特性和相关参数影响规律的数值研究[J]. *航空动力学报*, 2005, 20(5): 836-840.

TAN Xiaoming, ZHANG Jingzhou. Numerical investigation of the influence factors and flow characteristics for a synthetic jet[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20(5): 836-840. (in Chinese)

[12] 左伟, 顾蕴松, 程克明, 等. 斜出口合成射流控制机翼分离流实验研究[J]. *实验流体力学*, 2014, 28(6): 45-50.

ZUO Wei, GU Yunsong, CHENG Keming, et al. An experimental investigation on separation control of an airfoil by beveled-slit-synthetic-jet-actuator[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2014, 28(6): 45-50. (in Chinese)

[13] 王林, 罗振兵, 夏智勋, 等. 合成双射流控制翼型分离流动的数值研究[J]. *空气动力学报*, 2012, 30(3): 353-357.

WANG Lin, LUO Zhenbing, XIA Zhixun, et al. Numerical investigation on separation control of an airfoil using dual synthetic jet actuator[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30(3): 353-357. (in Chinese)

[14] BEN-HAMOU E, ARAD E, SEIFERT A. Generic transport afterbody drag reduction using active flow control[J]. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2007, 78(3): 365-382.

[15] CARUANA D, ROGIER F, DUFOUR G, et al. The plasma synthetic jet actuator, physics, modeling and flow control application on separation[J]. *Aerospace Lab*, 2013, 10(6): 1-13.

[16] ANDERSON K V, KNIGHT D D. Plasma jet for flight control[J]. *AIAA Journal*, 2015, 50(9): 1855-1872.

[17] 宗豪华, 吴云, 宋慧敏, 等. 等离子体合成射流的理论模型

- 与重频激励特性[J]. 航空学报, 2015, 36(6): 1762-1774.
- ZONG Haohua, WU Yun, SONG Huimin, et al. Analytical model and repetitive working characteristics of plasma synthetic jet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(6): 1762-1774. (in Chinese)
- [18] 单勇, 张靖周, 谭晓茗. 火花型合成射流激励器流动特性及其激励参数数值研究[J]. 航空动力学报, 2011, 26(3): 551-557.
- SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, TAN Xiaoming. Numerical study of the flow characteristics and excitation parameters for the spark jet actuator[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 551-557. (in Chinese)
- [19] LÜ Yuanwei, SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, et al. A numerical investigation of the sparkjet actuator in multiple-shot mode[J]. Procedia Engineering, 2015, 99: 1514-1525.
- [20] 王林, 夏智勋, 罗振兵, 等. 两电极等离子体合成射流激励器工作特性研究[J]. 物理学报, 2014(19): 219-230.
- WANG Lin, XIA Zhixun, LUO Zhenbing, et al. Experimental study on the characteristics of a two-electrode plasma synthetic jet actuator[J]. Acta Physica Sinica, 2014(19): 219-230. (in Chinese)
- [21] ZONG H, WU Y, SONG H, et al. Investigation of the performance characteristics of a plasma synthetic jet actuator based on a quantitative Schlieren method[J]. Measurement Science & Technology, 2016, 27(5): 135-147.
- [22] CARUANA D, BARRICAU P, HARDY 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. Florida: AIAA, 2009: 1307-1324.
- [23] EMERICK T, ALI M, FOSTER C, et al. SparkJet actuator characterization in supersonic crossflow[C]// 6th AIAA Flow Control Conference. Louisiana: AIAA, 2012: 2814-2835.
- [24] 周岩, 刘冰, 罗振兵, 等. 火花放电合成射流与超声速来流相互干扰特性数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(4): 511-516.
- ZHOU Yan, LIU Bing, LUO Zhenbing, et al. Numerical simulation of interaction of spark discharge synthetic jet with supersonic flow[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(4): 511-516. (in Chinese)
- [25] 张攀峰, 王晋军. 孔口倾斜角对合成射流控制翼型流动分离的影响[J]. 兵工学报, 2009, 30(12): 1658-1662.
- ZHANG Panfeng, WANG Jinjun. Effect of orifice inclined angle on flow control of the stalled airfoil with synthetic jet actuator[J]. Acta Armamentarii, 2009, 30(12): 1658-1662. (in Chinese)
- [26] 刘峰, 邹建锋, 郑耀. 合成射流物理参数对控制翼型流动分离的影响[J]. 浙江大学学报(工学版), 2013, 47(1): 146-153.
- LIU Feng, ZOU Jianfeng, ZHENG Yao. Effect of synthetic jets physical parameters on flow separation control over airfoil[J]. Journal of Zhejiang University(Engineering Science), 2013, 47(1): 146-153. (in Chinese)
- [27] 史志伟, 张海涛. 合成射流控制翼型分离的流动显示与 PIV 测量[J]. 实验流体力学, 2008, 22(3): 49-53.
- SHI Zhiwei, ZHANG Haitao. Flow visualization and PIV measurement of airfoil separated flow control based on synthetic jet[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2008, 22(3): 49-53. (in Chinese)
- [28] 李玉杰, 罗振兵, 邓雄, 等. 合成双射流控制 NACA0015 翼型大攻角流动分离试验研究[J]. 航空学报, 2016, 37(3): 817-825.
- LI Yujie, LUO Zhenbing, DENG Xiong, et al. Experimental investigation on flow separation control of stalled NACA0015 airfoil using dual synthetic jet actuator[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(3): 817-825. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)