

合成冷/热射流控制超声速边界层流动稳定性

刘强 罗振兵 邓雄 杨升科 蒋浩

Linear stability of supersonic boundary layer with synthetic cold/hot jet control

Liu Qiang Luo Zhen-Bing Deng Xiong Yang Sheng-Ke Jiang Hao

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, 66, 234701 (2017) DOI: 10.7498/aps.66.234701

在线阅读 View online: <http://dx.doi.org/10.7498/aps.66.234701>

当期内容 View table of contents: <http://wulixb.iphy.ac.cn/CN/Y2017/V66/I23>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

三维边界层内诱导横流失稳模态的感受性机理

Receptivity mechanism of cross-flow instability modes induced in three-dimensional boundary layer

物理学报.2017, 66(20): 204702 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.66.204702>

瑞利-泰勒不稳定问题的光滑粒子法模拟研究

Numerical study of Rayleigh-Taylor instability by using smoothed particle hydrodynamics

物理学报.2017, 66(16): 164701 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.66.164701>

壁面局部吹吸边界层感受性的数值研究

Numerical study on boundary-layer receptivity with localized wall blowing/suction

物理学报.2015, 64(22): 224702 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.64.224702>

界面张力对 Rayleigh-Taylor 不稳定性的影响

Effects of surface tension on Rayleigh-Taylor instability

物理学报.2013, 62(21): 214702 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.62.214702>

平面撞击流偏斜振荡的实验研究与大涡模拟

Large-eddy simulation and experimental study of deflecting oscillation of planar opposed jets

物理学报.2013, 62(8): 084704 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.62.084704>

合成冷/热射流控制超声速边界层 流动稳定性*

刘强 罗振兵[†] 邓雄 杨升科 蒋浩

(国防科技大学航天科学与工程学院, 长沙 410073)

(2017年6月7日收到; 2017年6月27日收到修改稿)

为了探究超声速边界层流动稳定性及其转捩控制机理, 提出基于合成冷/热射流的边界层速度-温度耦合控制方法, 并通过数值模拟研究了 $Ma = 4.5$ 超声速平板边界层不稳定波的传播, 采用线性稳定性理论中的时间模式分析了壁面吹吸、射流温度、扰动频率、扰动振幅等对不稳定波控制效果的影响. 结果表明: 无射流控制时, 边界层内同时存在不稳定的第一模态扰动波和第二模态扰动波, 且二维波形式的第二模态占主导地位; 壁面吹吸作用下, 仅出现更加不稳定的第二模态, 第一模态被抑制; 速度-温度耦合控制下, 射流温度对扰动模态的不稳定区域大小及扰动增长率影响显著, 射流温度与来流温度不同时, 温度的脉动使得流动转捩为湍流的速度加快, 边界层速度型更加饱满, 抗干扰能力增强, 流动稳定性提高; 高频的吹吸扰动对流场的控制效果优于低频扰动, 扰动频率超过 400 Hz 时, 第二模态扰动波时间增长率降低, 扰动分量对边界层速度剖面和温度剖面的修正加快, 第二模态更加稳定; 扰动振幅减小为主流速度的 1% 时, 仅出现时间增长率较小的第二模态, 控制效果较好, 进一步减小时, 第一模态重新出现, 并且波数范围与第二模态先重合后分离, 对应的时间增长率先增加后减小. 研究结果为边界层转捩控制技术提供了新的思路.

关键词: 合成冷/热射流, 边界层, 转捩控制, 线性稳定性

PACS: 47.20.-k, 47.20.Pc, 47.27.Cn, 47.27.wg

DOI: 10.7498/aps.66.234701

1 引言

自 Prandtl^[1]1904 年提出边界层理论以来, 边界层转捩问题引发了学者极大的关注. 转捩^[2]是层流自由流中的某种小扰动通过感受性在边界层形成 T-S 不稳定波, 先后经历线性稳定性阶段和非线性阶段, 形成三维扰动波、涡系结构和湍流斑等, 最终逐步发展为湍流. 层流边界层壁面摩擦阻小但流动容易分离, 而湍流边界层壁面摩擦阻与壁面热流较大, 但流动不易分离. 合理地控制边界层转捩, 对于飞行器的增升、减阻、热防护等至关重要. 近年来, 国内外学者针对超声速边界层从层流到湍流的转捩控制问题做了大量的数值模拟与实验研究.

目前针对转捩的控制问题, 主要采取壁面吹吸

与壁面冷却技术. Kim 和 Sung^[3,4] 通过边界层展向狭缝定常吹气和周期性吹气对比研究, 发现周期性高频吹气可以引发小尺度涡结构, 使得边界层展向涡和法向涡的脉动增强. 郝刚立和姜楠^[5,6] 利用扬声器对开缝的边界层施加声学扰动, 发现周期性小扰动引起的响应振幅在外区的影响比内层还要大, 表明边界层内外层之间具有感受性的联系, 并且扰动频率与边界层湍流脉动固有频率越接近, 相互作用越强, 扰动振幅衰减越快. Lysenko 和 Maslov^[7] 实验研究了 $Ma = 2, 3, 4$ 的超声速平板边界层壁面冷却对流动稳定性的影响, 证实了线性稳定性理论 (LST) 的结论, 即壁面冷却可以使得第一模态更加稳定而第二模态失稳. Stetson 等^[8-10] 针对 $Ma = 8$ 的高超声速圆锥流动稳定性做了一系

* 国家自然科学基金 (批准号: 11602299, 11372349, 11502295, 11572349) 资助的课题.

[†] 通信作者. E-mail: luozhenbing@163.com

列实验,发现高超声速边界层中,第一模态和第二模态可以共存,与LST结果相比,占主导的第二模态的频率符合较好,壁面冷却效应得到证实,也观察到了最大增长率的差异和上中性分支位置.赵耕夫^[11]利用直接数值模拟手段也证实了壁面冷却可以使得第一模态更加稳定,对第二模态有不稳定作用,但随 Re 数的增大而减弱.王锁柱等^[12]对不同壁面温度下 $Ma = 4.5$ 的超声速平板边界层转捩过程展开了大涡模拟研究,发现壁面冷却可以延缓转捩过程,但不能抑制转捩的发生,壁温改变了边界层内平均速度剖面,提高了流场的稳定性.陆昌根和沈露予^[13-15]则对低速流动下壁面吹吸影响边界层感受性问题展开了一系列数值模拟研究,证实了感受性现象的存在.

综上,目前已有研究仅仅是通过施加吹吸扰动或者壁面冷却实现对边界层流动稳定性的控制,而对于两者耦合控制的研究尚未见公开文献.研究壁面吹吸和壁面冷却耦合控制边界层流动稳定性对于进一步理解转捩机理、发展转捩控制技术具有重要意义.而合理地设计壁面吹吸装置和壁面冷却装置,是实现转捩主动控制的前提.传统的壁面吹吸

装置与冷却装置较为复杂,本文采用课题组发明的高性能合成双射流激励器^[16,17],通过在腔体内安装制冷模块/加热模块,实现合成冷/热射流对边界层转捩的主动控制.通过数值模拟的手段,研究速度-温度耦合控制边界层扰动波传播、流动稳定性以及转捩的效果,采用时间模式分析小扰动的演化特征及有/无控制时边界层的不稳定模态的稳定性特征,探究合成冷/热射流速度-温度耦合控制边界层转捩的机理.

2 计算模型与数值方法

2.1 计算模型

本文采用的高性能合成双射流激励器如图1所示.相对于常规的合成射流激励器,该激励器采用单膜双腔构型,膜片两侧均处于高压流场中,解决了高速流动情况下振动膜压载失效问题,可以应用到超声速流场主动流动控制中.通过在腔体内加上加热模块或制冷模块,对腔内流体进行加热或制冷,以实现射流温度的控制.

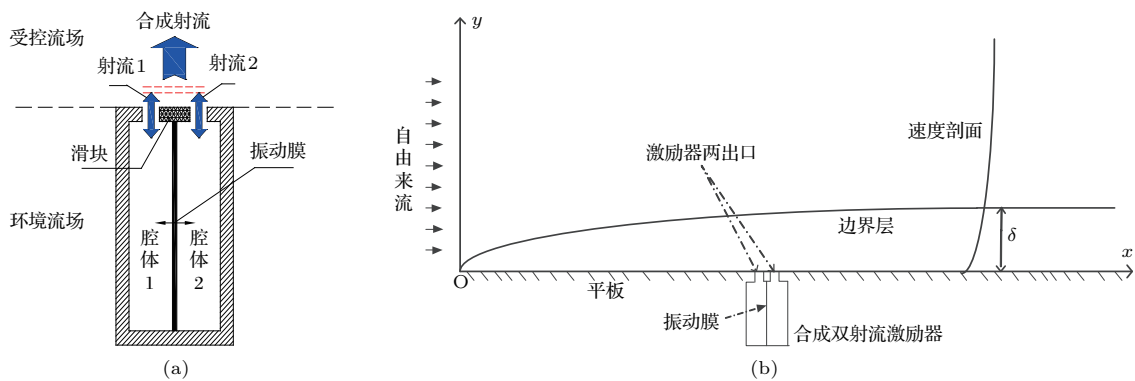


图1 激励器结构示意图及计算示意图 (a) 激励器结构示意图^[17]; (b) 计算示意图

Fig. 1. Structure diagram of dual-synthetic jet actuator and computational domain: (a) Structure diagram of dual-synthetic jet actuator^[17]; (b) computational domain.

2.2 数值方法

在流向和展向采用周期性边界条件,壁面采用绝热无滑移条件,超声速来流条件与黄章峰等^[18]的条件相同,均是模拟30 km高空的 $Ma = 4.5$ 超声速平板边界层,来流静温226.5 K,静压1197.03 Pa.计算域的范围为 $L_x \times L_y = 1 \text{ m} \times 0.323 \text{ m}$,网格划分为 $N_x \times N_y = 1200 \times 900$,对壁面处进行加密,使得壁面 $y^+ \leq 1$.合成双射流激励器两出口分别位于壁面 $[0.502, 0.504]$

和 $[0.508, 0.510]$ 处,激励器出口宽度为2 mm,两出口间距为8 mm.为简化计算模型,在数值模拟中,不考虑腔体部分,分别在激励器出口位置给定正弦变化速度条件: $v'_1 = A_0 \sin(2\pi ft)$ 和 $v'_2 = A_0 \sin(2\pi ft + \pi)$,以实现周期性、反相位的壁面吹吸,其中, A_0 为扰动幅值, f 为吹吸扰动频率, t 为时间.通过给定激励器内射流总温 T ,以实现合成冷/热射流.

根据小扰动理论假设,采取自由、平行性假设

以简化问题, 利用开源软件 OpenFOAM 数值模拟求得离平板前缘 0.8 m 处的边界层剖面 and 温度剖面, 分别以边界层位移厚度、来流速度和来流静温作为参考值进行无量纲化, 重构速度剖面 and 温度剖面. 相比于常规 LST 程序直接求解平均速度与温度剖面, 其对程序的内存要求较小, 计算速度更快. 采用时间模式求解线性稳定性问题时, 首先给定一组流向波数 α 、展向波数 β , 在 y 方向离散化后求解其特征值, 利用相速度筛选出符合条件的虚部 ω_i , 再改变 α, β , 求出下一组 ω_i , 最终求得该流场的最不稳定模态. 特征函数的归一化条件为 $\max_y |\mathbf{u}(y)| = 1$, 其中, $\mathbf{u} = (u, v, w, T, \rho)$ 是由 O-S 方程特征值问题得到的特征矢量.

3 算例验证与参数选取

3.1 算例验证

本文采用 Andrea^[19] 的算例进行验证, 其来流参数如表 1 所列.

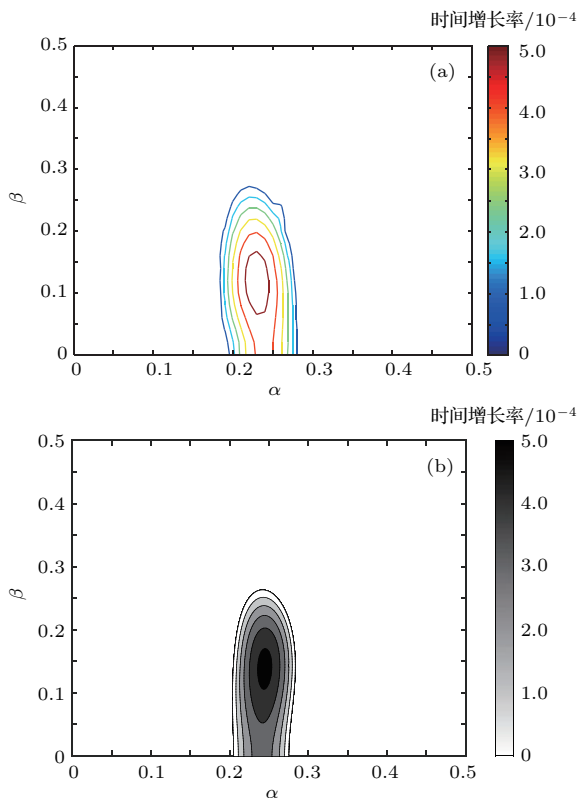


图2 (网刊彩色) 算例验证 (a) LST 计算的流场各模态时间增长率云图; (b) Andrea 论文中的流场各模态时间增长率云图
Fig. 2. (color online) The verification of LST: (a) Contours of imaginary part of the eigenvalue ω_i with LST solver; (b) contours of imaginary part of the eigenvalue ω_i in Andrea's paper.

运用时间模式, 求得 ω_i 关于 α, β 的云图, 并与 Andrea 的计算结果对比, 如图 2 所示. 从图中可以看出, 在来流马赫数为 1.5 时, 边界层仅出现不稳定的第一模态, 并且采用本文所用方法计算得到的结果与 Andrea 利用 DNS 计算得到的各模态时间增长率云图符合较好, 两者均在 $(\alpha, \beta) = (0.23, 0.14)$ 处出现最不稳定模态, 表明时间模式可以用来研究边界层流动的不稳定性.

表1 Andrea 算例基本参数
Table 1. The parameters in Andrea's paper.

Ma	T/K	P/Pa	Re_δ
1.5	202.17	27594	750

3.2 参数选取

本文采用合成冷/热射流对边界层流动稳定性进行控制, 分别研究射流温度、扰动频率和扰动幅值对转捩的影响, 具体参数如表 2.

为了弱化雷诺数对于转捩过程的影响, 文中基于边界层位移厚度的雷诺数均取为 5000. 普朗特数 $Pr = 0.72$.

表2 研究参数
Table 2. Research parameters.

Case	$A_0/\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	f/Hz	T/K
1	22.5	100	226.5
2	22.5	100	180
3	22.5	100	300
4	22.5	500	226.5
5	22.5	1000	226.5
6	13.5	100	226.5
7	8	100	226.5

4 计算结果与分析

4.1 壁面吹吸对流动稳定性的影响

Mack^[20] 发现, 在来流马赫数大于 4 时, 流场会出现占主导地位的第二模态, 学者也因此称其为“Mack 模态”. 图 3 给出了无射流控制下, 超声速平板边界层的不稳定模态的线性稳定性分析结果. 由图中可以看出, 来流马赫数为 4.5 时, 同时存在着第一模态和第二模态不稳定波, 其中最不稳定第一模态位于 $(\alpha, \beta) = (0.3, 0.6)$, 此时 $\omega_i = 0.008815$, 最不稳定第二模态位于 $(\alpha, \beta) = (2.3, 0)$, 此时 $\omega_i = 0.01076$, 显然第二模态占主导地位, 这与 Mack 的结论相一致.

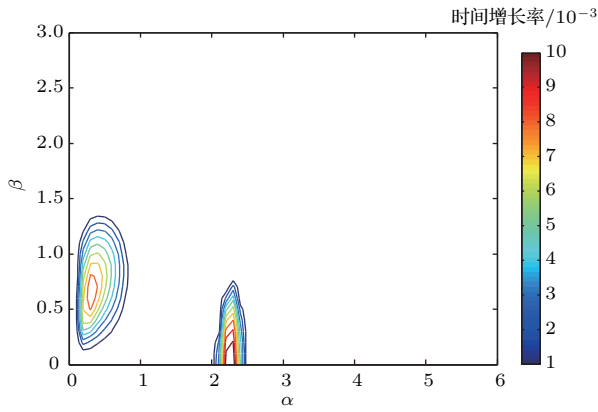


图3 (网刊彩色) 无射流控制时流场各模态时间增长率云图
Fig. 3. (color online) Contours of imaginary part of the eigenvalue ω_i without jet control.

图4给出了无射流控制时两个最不不稳定模态对应不稳定波的特征函数,可以看出相对于第一模态,第二模态 $|v|$, $|w|$ 的扰动最大值更贴近于壁面,表明第二模态对速度剖面的修正主要发生在边界层内层,而 $|T|$ 的最大值却为零,表明温度剖面的修正主要依靠第一模态.并且可以发现第一模态展向速度分量不为零,第二模态展向速度分量为零,表明此时第一模态为三维斜向波,第二模态扰动波是二维波.

图5给出了合成双射流低频吹吸作用下超声速边界层的各模态时间增长率云图以及相应的特征函数.由图中可以看出此时流场中仅出现更加不

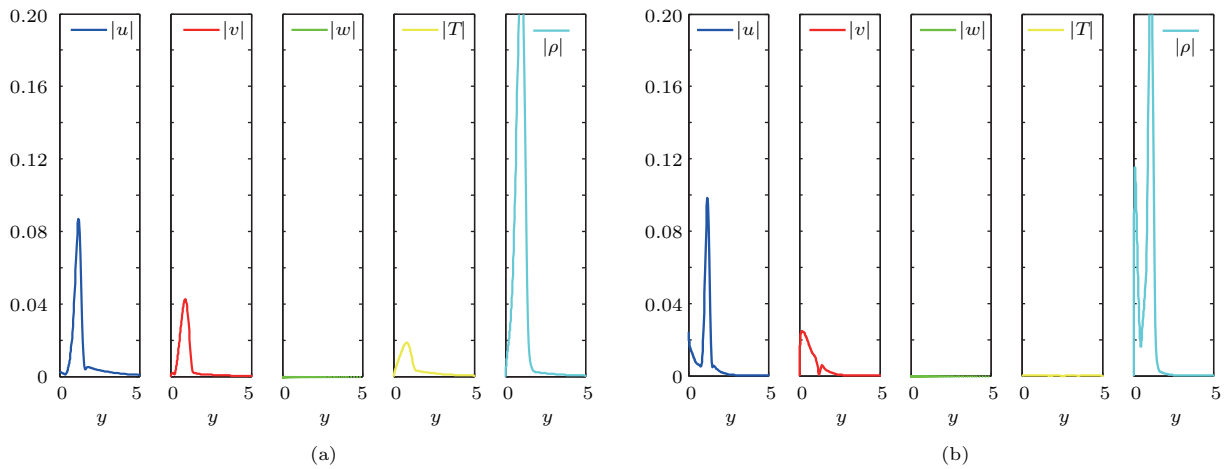


图4 无射流控制时最不不稳定模态的特征函数 (a) 第一模态; (b) 第二模态
Fig. 4. The eigenfunction of most unstable mode of flow field without jet control: (a) The eigenfunctions of first mode; (b) the eigenfunctions of second mode.

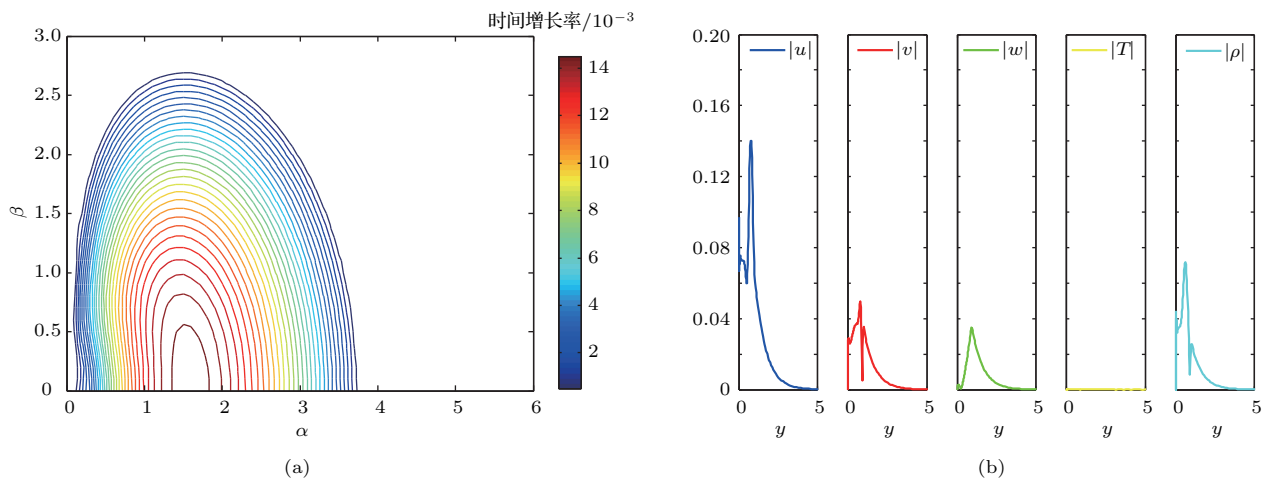


图5 (网刊彩色) Case 1 工况下 LST 计算结果 (a) 各模态时间增长率云图; (b) 最不不稳定模态的特征函数
Fig. 5. (color online) The computational results of LST in Case 1: (a) Contours of imaginary part of the eigenvalue ω_i in Case 1; (b) the eigenfunctions of most unstable mode of flow fields in Case 1.

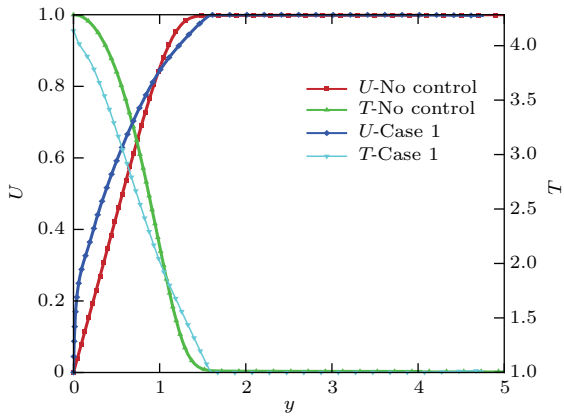


图6 (网刊彩色) 无/有射流控制时流场速度剖面、温度剖面
Fig. 6. (color online) Velocity profile and temperature profile of flow field without/with jet control.

稳定的第二模态, 第一模态被抑制. 最不稳定第二模态位于 $(\alpha, \beta) = (1.6, 0)$, 此时 $\omega_i = 0.014177$. 对比无控制状态下的结果, 可以认为, 壁面吹吸作用使得低频 (ω_r 较小) 扰动的不稳定性被抑制, 却激发

了更高频 (ω_r 较大) 扰动的不稳定性. 并且可以发现 Case 1 工况下, 第二模态的展向速度分量不为零, 这是由于在合成双射流周期性地吹吸作用下, 注入的涡环使得边界层内扰动波呈现三维斜向波特征.

图6给出了无/有射流控制下的流场速度剖面和温度剖面, 图中各分量分别以边界层位移厚度、来流速度、来流静温作为无量纲参考值, 下文同样做此处理.

4.2 射流温度对流动稳定性的影响

赵耕夫等研究发现, 壁面冷却对第一模态起稳定作用, 而对第二模态起不稳定作用. 本节主要研究合成冷/热射流对边界层稳定性的影响. 图5、图7和图8给出了不同射流温度控制下超声速流场的不稳定模态. 可以看出, 流场中仅出现不稳定的第二模态, 其中, Case 2 工况下, 最不稳定第二模态

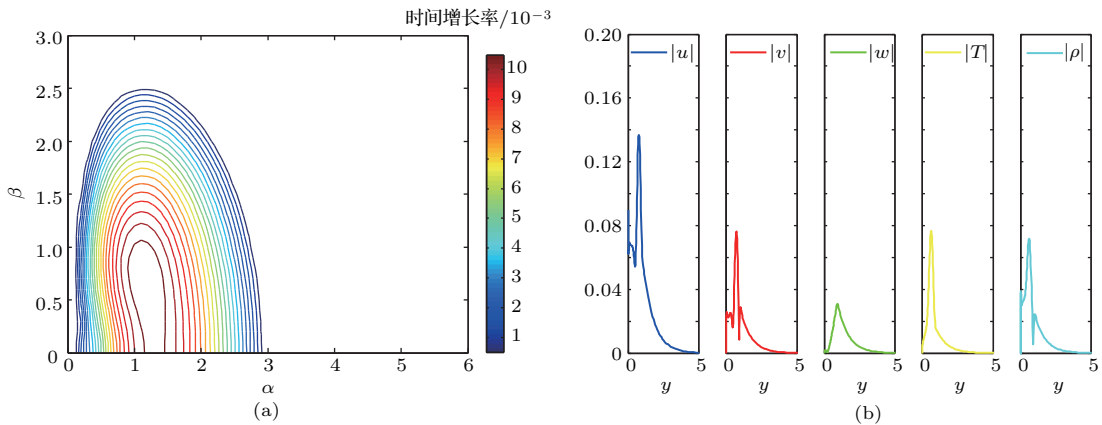


图7 (网刊彩色) Case 2 工况下, LST 计算结果 (a) 各模态时间增长率云图; (b) 最不稳定模态的特征函数
Fig. 7. (color online) The computational results of LST in Case 2: (a) Contours of imaginary part of the eigenvalue ω_i ; (b) eigenfunctions of the most unstable mode of flow fields.

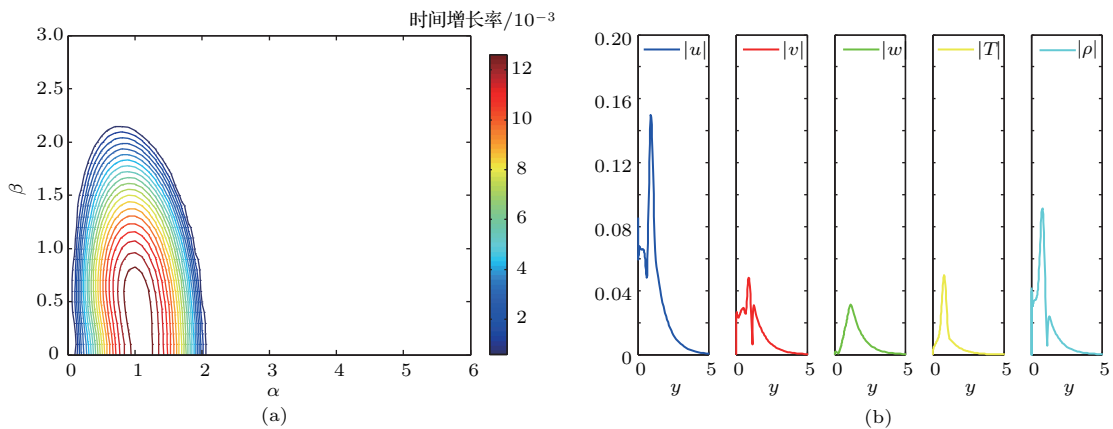


图8 (网刊彩色) Case 3 工况下, LST 计算结果 (a) 各模态时间增长率云图; (b) 最不稳定模态的特征函数
Fig. 8. (color online) The computational results of LST in Case 3: (a) Contours of imaginary part of the eigenvalue ω_i ; (b) eigenfunctions of the most unstable mode of flow fields.

位于 $(\alpha, \beta) = (1.2, 0.7)$, 此时 $\omega_i = 0.01093$; Case 3 工况下, 最不稳定的第二模态位于 $(\alpha, \beta) = (1.1, 0.4)$, 此时 $\omega_i = 0.012111$. 可以认为, 不同射流温度控制下, 第二模态的不稳定区域范围不同, 射流温度与来流静温相同时, 不稳定区域最大, 扰动的时间增长率也最大, 而射流的温度略高或略低时, 不稳定区域减小, 时间增长率也相对较小.

对比三组工况下最不稳定的模态的特征函数可以发现, 射流温度略高或略低时, $|T|$ 在边界层均不为零, 说明此时 $|T|$ 对温度剖面有修正作用, 而射流温度与来流温度相同时, $|T|$ 的值为零, 小扰动对温度剖面基本没有影响, 此时仅依靠壁面吹吸对流动稳定性进行控制. 结合各模态时间增长率云图, 可以认为在壁面吹吸扰动下, 流场中仅出现更加不稳定的第二模态, 第一模态被抑制, 而在壁面吹吸和冷/热射流耦合控制下, 第二模态不稳定波的扰动增长率有所减小, 表明速度-温度耦合控制下的边界层稳定性更高. 其控制机理在于速度-温度耦合控制下, 边界层位移厚度变厚, 速度型和温度型更加饱满, 流动稳定性提高; 同时, 合成双射流周期性地给边界层内注入冷流体或热流体, 边界层内流体密度不断地发生变化, 加剧了边界层内复杂涡系的运动, 流动得以快速转换为湍流, 边界层稳定性提高.

图 9 给出了相应工况下的速度剖面 and 温度剖面, 可以看出, 对比 Case 1 和 Case 2, Case 3 工况下的速度型和温度型变化迅速, 表明热射流的注入对边界层小扰动分量 $|u|, |T|, |\rho|$ 的作用更加明显, 这一点可以从图 8 (b) 中得到印证.

分析发现, 合成双射流的工作频率为 100 Hz、

扰动幅值为 22.5 m/s 时, 最不稳定的模态的展向波数为零, 表明此时边界层内最不稳定的的是二维波. 但是, 由于合成双射流的周期性吹吸扰动, 给边界层注入了三维结构的涡环, 使得小扰动在展向出现不为零的分量, 扰动波又呈现出三维特征.

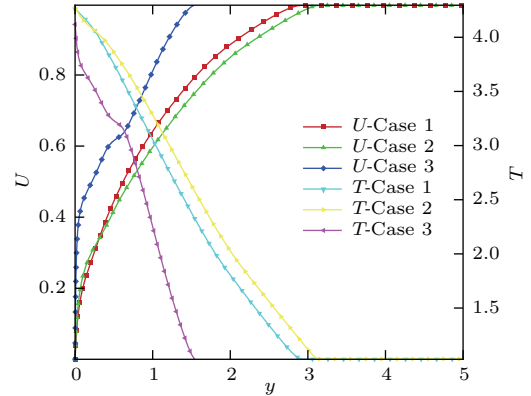


图 9 (网刊彩色) 不同射流温度控制下流场速度剖面、温度剖面
Fig. 9. (color online) Velocity profile and temperature profile of flow field with different jet temperatures.

4.3 扰动频率对流动稳定性的影响

研究了不同工作频率下合成双射流控制边界层流动稳定性, 图 5、图 10 和图 11 给出了线性稳定性分析计算结果. Case 4 工况下, 最不稳定的第二模态位于 $(\alpha, \beta) = (0.7, 0.6)$, 此时 $\omega_i = 0.008305$; Case 5 工况下, 最不稳定的第二模态位于 $(\alpha, \beta) = (1.5, 0)$, 此时 $\omega_i = 0.009853$. 相对于 Case 1, 可以看出, 高频控制下, 流场不稳定模态的区域有所减小, 并且扰动的最大增长率也有所减小, 表明高频吹吸对流场的控制效果更好.

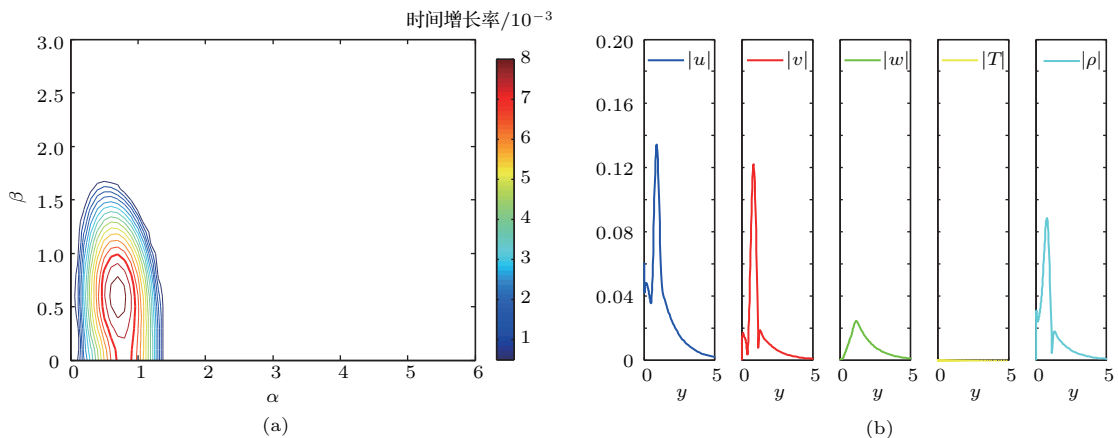


图 10 (网刊彩色) Case 4 工况下, LST 计算结果 (a) 各模态时间增长率云图; (b) 最不稳定的模态的特征函数
Fig. 10. (color online) The computational results of LST in Case 4: (a) Contours of imaginary part of the eigenvalue ω_i ; (b) eigenfunctions of the most unstable mode of flow fields.

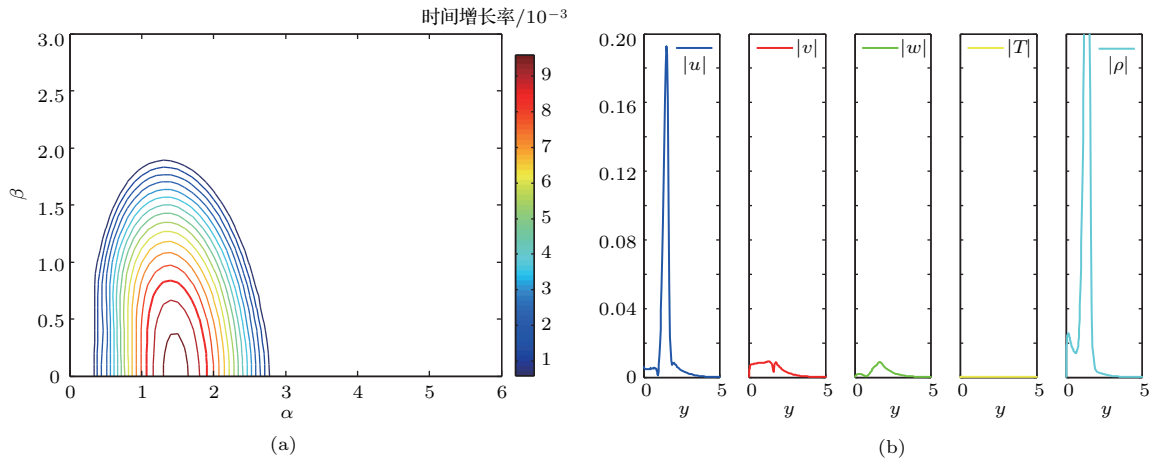


图 11 (网刊彩色) Case 5 工况下, LST 计算结果 (a) 各模态时间增长率云图; (b) 最不稳定模态的特征函数
 Fig. 11. (color online) The computational results of LST in Case 5: (a) Contours of imaginary part of the eigenvalue ω_i ; (b) eigenfunctions of the most unstable mode of flow fields.

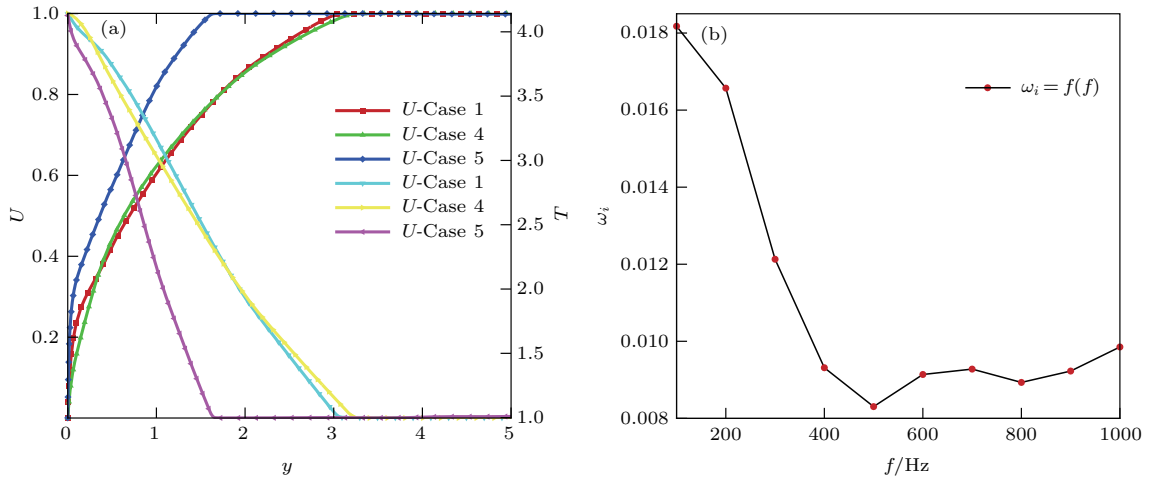


图 12 (网刊彩色) 计算结果 (a) 不同射流频率控制下, 流场速度剖面、温度剖面; (b) 第二模态 ω_i 与控制频率的关系曲线
 Fig. 12. (color online) The computational results: (a) Velocity profile and temperature profile of flow field with different control frequencies; (b) the relation curve between ω_i and perturbation frequencies.

图 12(a) 给出了三组工况下的速度剖面和温度剖面。对比最不稳定模态的特征函数图可以看出, 高频吹吸控制下的扰动分量的最大值更高, 对速度剖面和温度剖面的修正更快, 这与图 12(a) 的结论相一致, 表明高频吹吸能够对扰动后的边界层进行快速修正, 更有利于流动稳定性。

图 12(b) 给出了扰动波时间增长率与控制频率之间的关系曲线。从图中可以看出, 当合成双射流的工作频率较低时, 最不稳定模态扰动波的时间增长率均高于不受控制时的时间增长率, 第二模态更加不稳定; 当控制频率超过 400 Hz 时, 对应的时间增长率低于不加控制时的结果, 表明高频吹吸使得第二模态更加稳定。这是由于激励器工作频率较

高时, 边界层内注入的能量越多, 流动抗剪切能力增强, 稳定性提高。

4.4 扰动幅值对流动稳定性的影响

研究了不同工作频率下合成双射流控制边界层流动稳定性, 图 5、图 13—图 15 给出了线性稳定性计算结果。计算发现, 当扰动幅值减小为主流速度的 1% 时, 仅出现第二模态, 对应的时间增长率较低, 而当扰动振幅进一步减小时, 第一模态又开始出现, 并且第一模态和第二模态的波数范围有所融合。其中, Case 6 工况下, 最不稳定第二模态位于 $(\alpha, \beta) = (0.8, 0.6)$, 此时 $\omega_i = 0.0082599$, Case 7 工况下, 最不稳定第一

模态位于 $(\alpha, \beta) = (0.4, 0.5)$, 此时 $\omega_i = 0.015829$, 最不稳定的第二模态位于 $(\alpha, \beta) = (0.5, 0)$, 此时 $\omega_i = 0.009308$.

图 16 (a) 给出了三组工况下的温度剖面 and 速度剖面. 对比最不稳定的模态的特征函数, 可以发现,

Case 6 工况下, 扰动分量的最大值较高, Case 7 工况下同时存在第一模态和第二模态, 说明其对边界层的修正最快, 而 Case 1 工况中, 扰动分量的最大值相对较小, 对边界层的修正也较小, 这与图 16 (a) 的结论相一致.

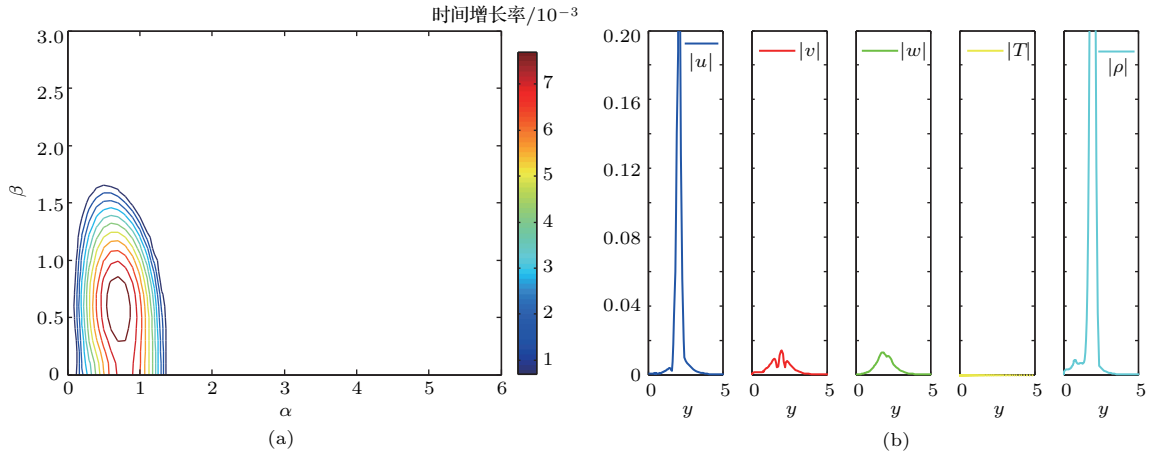


图 13 (网刊彩色) Case 6 工况下, LST 计算结果 (a) 各模态时间增长率云图; (b) 最不稳定的模态的特征函数
 Fig. 13. (color online) The computational results of LST in Case 6: (a) Contours of imaginary part of the eigenvalue ω_i ; (b) eigenfunctions of the most unstable mode of flow fields.

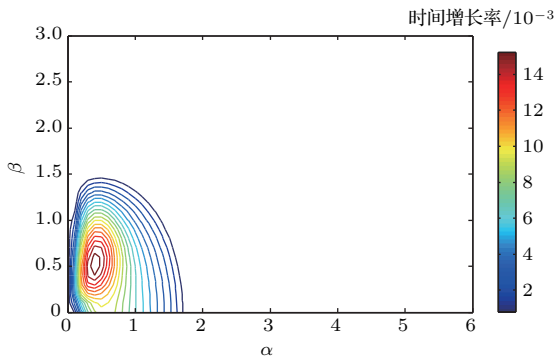


图 14 (网刊彩色) Case 7 工况下流场各模态时间增长率云图
 Fig. 14. (color online) Contours of imaginary part of the eigenvalue ω_i in Case 7.

由于改变射流振幅时, 流场的第一模态重新出现, 为了探究第一模态和第二模态的去处, 图 16 (b) 给出了不同射流振幅控制下, 流场的不稳定扰动波时间增长率变化曲线. 通过曲线可以看出, 射流的扰动幅值高于主流速度的 1% 时, 仅出现第二模态, 第一模态被抑制; 低于主流速度的 1% 时, 第一模态重新出现, 并且其对应的扰动波的时间增长率随扰动振幅的减小呈现先增加后减小的趋势, 这是由于第一模态和第二模态的波数范围先融合后分离, 而融合时, 三维波形式的第一模态占主导地位, 分离时, 二维波形式的第二模态占主导地位.

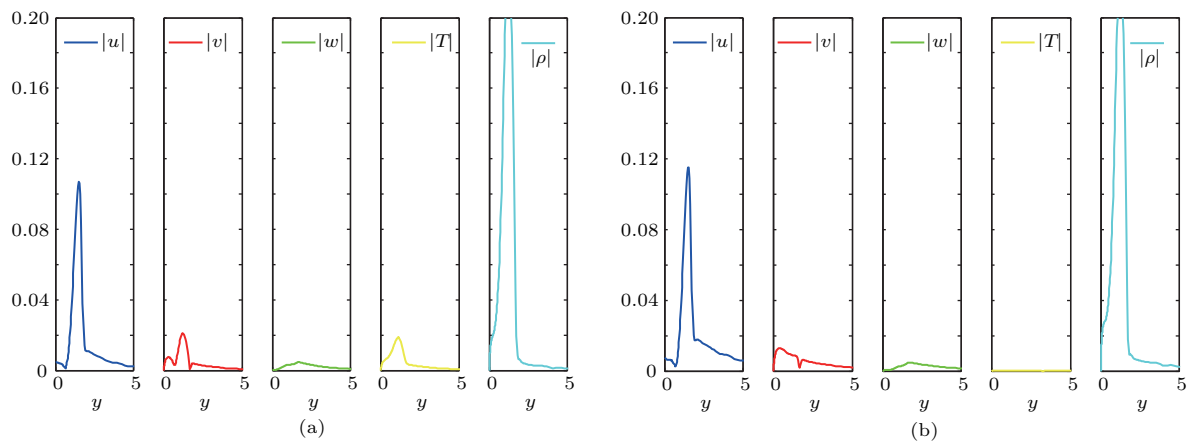


图 15 (网刊彩色) Case 7 工况下最不稳定的模态的特征函数 (a) 第一模态; (b) 第二模态
 Fig. 15. (color online) The eigenfunction of most unstable mode of flow field in Case 7: (a) Eigenfunctions of the first mode; (b) eigenfunctions of the second mode.

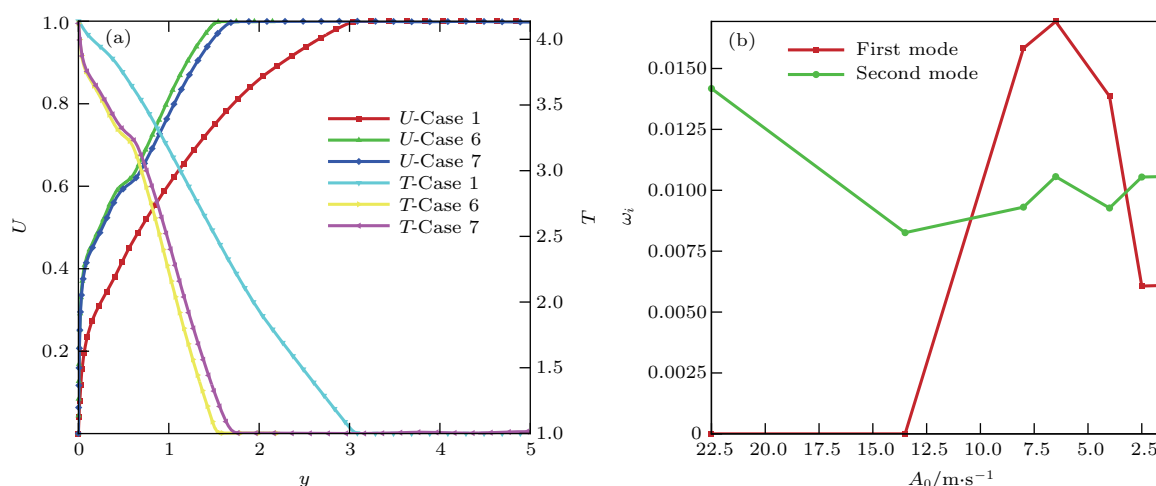


图 16 (网刊彩色) 计算结果 (a) 不同射流振幅控制下, 流场速度剖面、温度剖面; (b) ω_i 与射流振幅的关系曲线
 Fig. 16. (color online) Computational results: (a) Velocity profile and temperature profile of flow field with different control amplitudes; (b) the relation curve between ω_i and perturbation amplitudes.

5 结 论

本文基于合成双射流激励器, 通过在腔体内加入制热模块和制冷模块实现对射流温度的控制, 提出利用合成冷/热射流速度-温度控制超声速平板边界层转捩的新方法, 通过数值模拟, 系统地研究了线性稳定性分析中时间模式下壁面吹吸、射流温度、扰动频率、扰动幅值等对边界层流动稳定性的影响, 得出以下结论.

1) 不加控制时, $Ma = 4.5$ 超声速流场中同时出现第一模态不稳定波和第二模态不稳定波, 其中第二模态占主导地位, 并且呈现二维波特征; 低频的壁面吹吸扰动可对第一模态起抑制作用, 却加剧了第二模态的不稳定作用使得不稳定波的扰动增长率增加.

2) 速度-温度耦合控制下的边界层更加稳定. 射流温度与来流温度不同时, 边界层内会出现小扰动分量 $|T|$, 其对温度边界层进行快速修正, 加快流动转捩为湍流的速度, 使得边界层速度型更加饱满, 抗干扰能力增强, 流动稳定性提高.

3) 相对于低频, 高频扰动更有利于超声速边界层的流动稳定性, 扰动频率超过 400 Hz 时, 第二模态扰动波时间增长率降低, 扰动分量对边界层速度剖面和温度剖面的修正加快, 第二模态更加稳定.

4) 扰动振幅对超声速流场的控制效果影响显著. 扰动幅值减小为主流速度的 1% 时, 仅出现第二模态扰动波, 并且其时间增长率较低; 进一步减

小时, 第一模态重新出现, 并且波数范围与第二模态部分重合.

对于最佳的射流温度、扰动频率与扰动幅值, 以及雷诺数对转捩的影响将是下一步的工作重点.

参考文献

- [1] Prandtl L 1904 *Proceedings of the third International Mathematics Congress Heidelberg*, August 3-6 1904 p484
- [2] Zhou H, Su C H, Zhang Y M 2015 *Transition Mechanism and Prediction of Supersonic/Hypersonic Boundary Layer* (Beijing: Science Press) p4 (in Chinese) [周恒, 苏彩虹, 张永明 2015 超声速/高超声速边界层的转捩机理及预测 (北京: 科学出版社) 第 4 页]
- [3] Kim K, Sung H J 2003 *AIAA J.* **41** 484
- [4] Kim K, Sung H J 2003 *AIAA J.* **557** 423
- [5] Hao G L, Jiang N 2015 *J. Mech. Stren.* **35** 730 (in Chinese) [郝刚立, 姜楠 2015 机械强度 **35** 730]
- [6] Hao G L 2008 *M. S. Dissertation* (Tianjin: Tianjin University) (in Chinese) [郝刚立 2008 硕士学位论文 (天津: 天津大学)]
- [7] Lysenko V I, Maslov A A 1984 *J. Fluid Mech.* **147** 39
- [8] Stetson K F, Thompson E R, Donaldson J C, Siler L G 1984 *AIAA* 1984-0006
- [9] Stetson K F, Thompson E R, Donaldson J C, Siler L G 1985 *AIAA* 1985-0492
- [10] Stetson K F, Thompson E R, Donaldson J C, Siler L G 1989 *AIAA* 1989-1895
- [11] Zhao G F 2001 *Appl. Mech. Rev.* **33** 519 (in Chinese) [赵耕夫 2001 力学学报 **33** 519]
- [12] Wang S Z, Lei J M, Li C X 2014 *Collection in 16th Computational Fluid Dynamics Symposium Xiamen, China* February 26-28, 2014 p1 (in Chinese) [王锁柱, 雷娟棉,

- 李椿萱 2014 第十六届全国计算流体力学会议 中国厦门, 2014年2月26日—2月28日, p1]
- [13] Lu C G, Shen L Y 2015 *Acta Phys. Sin.* **64** 224702 (in Chinese) [陆昌根, 沈露予 2015 物理学报 **64** 224702]
- [14] Lu C G, Shen L Y 2016 *Acta Phys. Sin.* **65** 194701 (in Chinese) [陆昌根, 沈露予 2016 物理学报 **65** 194701]
- [15] Shen L Y, Lu C G 2017 *Acta Phys. Sin.* **66** 014703 (in Chinese) [沈露予, 陆昌根 2017 物理学报 **66** 014703]
- [16] Luo Z B, Xia Z X, Liu B 2006 *AIAA J.* **44** 2418
- [17] Luo Z B, Xia Z X, Deng X, Wang L, Li Y J, Ma Y, Wang J W, Peng L, Jiang H, Yang S K, Yang R 2017 *Acta Aerodyn. Sin.* **35** 252 (in Chinese) [罗振兵, 夏智勋, 邓雄, 王林, 李玉杰, 马瑶, 王俊伟, 彭磊, 蒋浩, 杨升科, 杨瑞 2017 空气动力学学报 **35** 252]
- [18] Huang Z F, Cao W, Zhou H 2005 *Sci. China: Ser. G* **48** 614
- [19] Andrea S 2015 *Ph. D. Dissertation* (Southampton: University of Southampton)
- [20] Mack L M 1975 *AIAA J.* **13** 278

Linear stability of supersonic boundary layer with synthetic cold/hot jet control*

Liu Qiang Luo Zhen-Bing[†] Deng Xiong Yang Sheng-Ke Jiang Hao

(College of Aerospace Science and Technology, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

(Received 7 June 2017; revised manuscript received 27 June 2017)

Abstract

To investigate the stability and transition control mechanism of supersonic boundary layer, a coupled method of velocity/temperature control based on synthetic cold/hot jet is proposed. Based on the prior dual-synthetic jet actuator, a high performance synthetic cold/hot jet is achieved by adding a cooling/heating module. By placing the actuator under the flat-plate, periodic blow-suction is produced and low momentum jets are injected into the boundary layer to control the transition. Numerical simulations are conducted to study the propagation and evolvement of the unstable waves in the supersonic flat-plate boundary layer with $Ma = 4.5$. Influences of wall blow-suction, synthetic jet temperature, perturbation frequency, and perturbation amplitude on control effect of the unstable wave are mainly studied. The flow field and control effect are analyzed using the temporal mode of linear stability theory. The results show that without jet control, the first and second mode perturbation wave coexist simultaneously with the second mode dominant in the two-dimensional wave. In the effect of the wall blow-suction, the second mode appears to be more unstable while the first mode is suppressed. Under the control of the coupled speed-temperature, the jet temperature has significant influences on the area of the unstable region and the growth rate of the perturbation mode. When the jet temperature is different from the inlet fluid temperature, the fluctuation of temperature accelerates the transition of laminar flow to turbulent flow, and the velocity profile becomes more full, which leads to a more stable flow field. The control effect of high frequency blow-suction disturbance on flow field are better than that of low frequency. When the control frequency is higher than 400 Hz, the imaginary part of the eigenvalue ω_i of the second mode disturbance wave decreases, and the disturbance component accelerates the correction between velocity profile and temperature profile of supersonic boundary layer, thus making a more stable second mode. When the disturbance amplitude decreases to 1% of the main flow speed, only the second mode is detected of low time growth rate, which results in a better control effect. However, as the disturbance amplitude further decreases, the first mode reemerges, and its wave number overlaps with that of the second mode at first, and then, separates from each other. The research results provide a new idea for supersonic boundary layer transition control from laminar flow to turbulent flow.

Keywords: dual-synthetic cold/hot jet, boundary layer, transition control, linear stability theory

PACS: 47.20.-k, 47.20.Pc, 47.27.Cn, 47.27.wg

DOI: 10.7498/aps.66.234701

* Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant Nos. 11602299, 11372349, 11502295, 11572349).

[†] Corresponding author. E-mail: luozhenbing@163.com