

等离子体气动激励改善低速叶栅性能数值仿真

李凡玉, 李军, 吴云, 梁华, 罗志煌, 刘东健

(空军工程大学等离子体动力学重点实验室, 陕西西安, 710038)

摘要 针对低速条件下等离子体气动激励抑制压气机叶栅吸力面流动分离进行研究。将表面介质阻挡放电等离子体气动激励对流场的作用等效为体积力和热的作用, 并考虑等离子体温升对流体热物理性质的影响, 建立了等离子体气动激励的数学模型。通过求解电势和电荷方程得到等离子体气动激励诱导的体积力和热功率密度分布函数, 通过实验数据拟合得到物性参数函数, 分别作为方程源项和系数加入到 Navier-Stokes 方程中求解。应用模型研究了等离子体激励在不同来流速度、攻角和激励强度下对压气机叶栅性能的影响。数值仿真结果表明: 在马赫数为 0.05、攻角为 2° 的情况下, 施加等离子体激励后, 分离点由 65.09% 弦长处后移到 79.4% 弦长, 气流转折角增加 0.8° , 最大总压损失系数减小了 7.4%, 尾迹宽度减小了 12%。来流速度增大激励效果会减弱, 来流攻角的改变对激励效果有影响, 激励强度增大对流动分离的抑制效果有明显改善。

关键词 等离子体; 流动控制; 表面介质阻挡放电; 压气机叶栅; 流动分离; 数值仿真

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2013.02.005

中图分类号 V233 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2013)02-0018-05

Numerical Simulation Investigation on Improvement of Compressor Cascade Performance by SDBD Plasma Aerodynamic Actuation

LI Fan-yu, LI Jun, WU Yun, LIANG Hua, LUO Zhi-huang, LIU Dong-jian

(Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The mathematical model of plasma flow control is established by regarding the influences of the plasma aerodynamic actuation on the fluid as body force and thermal energy and considering the influences of the plasma temperature rise on the thermal physical property of fluid. The body force and thermal energy profile function obtained by solving the potential equation and the charge equation and the thermal physical property function obtained by fitting experimental data are added to the Navier-Stokes equation as source terms and coefficient respectively. Simulation investigation of flow separation control on a compressor cascade by plasma aerodynamic actuation is performed under low velocity conditions. The influence of the flow velocity, incidence and the intensity of plasma aerodynamic actuation on the performance of compressor cascade is investigated. After actuation in the case of $Ma=0.05$ at an incidence of 2° , the location of separation point is moved from 65.09% to 79.4% of the chord, the flow turning angle is increased about 1° , the maximum total pressure loss coefficient is reduced about 7.4% and the width of the trail is reduced

收稿日期: 2012-10-22

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51276197; 51207169)

作者简介: 李凡玉(1988—), 男, 山东汶上人, 博士生, 主要从事飞机推进系统热力学理论与工程研究。

E-mail: 00010601@163.com

about 12%. The actuation effect is reduced with the increase of air flow velocity. The change of incidence affects the actuation effect. The actuation effect is obviously improved with the increase of the intensity of plasma aerodynamic actuation.

Key words: plasma; flow control; surface dielectric barrier discharge; compressor cascade; flow separation; numerical simulation

等离子体流动控制已经在飞行器增升减阻^[1-2]、发动机扩稳增效^[3]等方面取得了许多重要的研究进展。其物理作用依据主要有3个方面:“运动效应”、“冲击效应”和“物性改变”^[4]。目前的数值模拟通常将等离子体气动激励对流场的作用等效为体积力^[5-8],这实际上是考虑等离子体的“运动效应”。研究表明,空气的密度、粘性系数、导热系数等物理性质参数随温度而变化^[9]。在研究等离子体气动激励抑制流动分离时,由于附面层中粘性力占主要地位,因此等离子体的“物性改变”作用也应当考虑。

本文基于等离子体“运动效应”和“物性改变”的物理作用依据,建立表面介质阻挡放电(SDBD)等离子体气动激励器的物理模型,并将模型应用于等离子体气动激励抑制压气机平面叶栅流动分离、改善其气动性能的研究中。

1 等离子体激励器的物理模型

本文的模型以 Suzen-Huang DBD 等离子体激励器模型^[7]为基础,考虑等离子体区域的温升及其对空气动力粘性系数、导热系数的影响,为二维模型。根据 Suzen-Huang DBD 等离子体激励器模型(以下简称 S-H 模型),单个介质阻挡放电等离子体激励器诱导所产生的体积力表达式为:

$$f_B = \rho_c \mathbf{E} \quad (1)$$

式中: ρ_c 为净电荷密度; \mathbf{E} 为电场强度,可以通过 S-H 模型中的方法求出。

在等离子体区域,带电粒子在电场和压力作用下发生迁移与扩散形成粒子电流^[10],其产生的焦耳热导致温度升高,用单位体积的热功率来表示,称之为热功率密度:

$$p = \sigma \mathbf{E}^2 \quad (2)$$

式中: σ 为等离子体电导率,与粒子密度、碰撞频率等参数有关。本文假设等离子体区域电导率保持不变,利用电场强度可得到热功率密度分布。

热功率使得等离子体区域温度升高,引起动力粘性系数 μ 、导热系数 λ 的变化。根据空气的粘性系数、导热系数与温度 T 的对应关系^[9],采用多项式拟合的方法将其拟合为温度的函数,其表达式为:

$$\mu = \mu(T) = 1.7214 \times 10^{-6} + 6.187 \times 10^{-8} T -$$

$$2.255 \times 10^{-11} T^2 \quad (3)$$

$$\lambda = \lambda(T) = -2.577 \times 10^{-4} + 9.844 \times 10^{-5} T -$$

$$3.3145 \times 10^{-8} T^2 \quad (4)$$

其拟合误差均在 1.25% 以下。按照 S-H 模型的方法,将体积力和热功率密度分别作为动量方程源项和能量方程源项引入二维 N-S 方程求解。

2 仿真叶型及性能参数

本文针对低速亚音速叶栅进行计算,该叶型采用低速抛物线型中弧线,C-4 叶型厚度分布,弦长 $c=100$ mm,叶型弯角 $\theta=36^\circ$ 、进口角 $\beta_{1b}=45^\circ$ 、出口角 $\beta_{2b}=9^\circ$ 、安装角 $\gamma=22^\circ$ 、栅距 $t=71.4$ mm。

在比较等离子体激励对叶栅气动性能的改善效果时,以施加激励前后吸力面分离点位置、气流转折角 $\Delta\beta$ 和总压损失系数 $\bar{\omega}$ 为指标,分别表征叶栅的吸力面分离状况、增压做功能力和流动损失大小, $\Delta\beta$ 和 $\bar{\omega}$ 定义^[11]如下:

$$\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1 \quad (5)$$

$$\bar{\omega} = \frac{P_1^* - P_2^*}{P_1^* - P_1} \quad (6)$$

计算中整个叶片通道中采用了“H-O-H”型结构化网格,距固体壁面第一层网格满足 $0 < y^+ < 10$,在施加等离子体激励的区域网格进行了局部加密处理见图1。通过网格无关性验证,计算中采用网格节点数量级为 10^6 的网格较合适。选用不同湍流模型在多种工况下计算,并与实验结果对比,发现采用 $k-\omega$ SST 模型时仿真结果与实验结果符合较好,图2为某一工况下的结果。

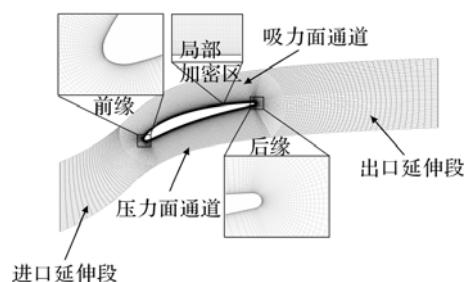


图1 计算区域网格

Fig. 1 Grid geometry of the computation

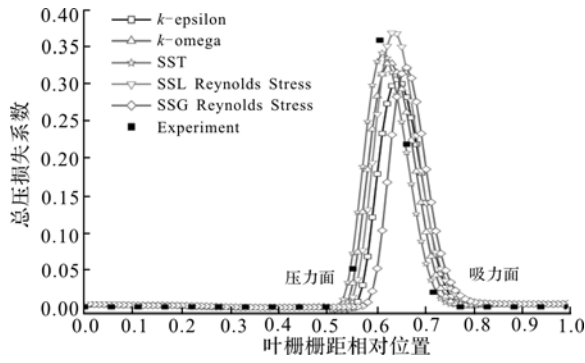


图2 仿真与实验结果对比

Fig. 2 Contraposition of simulation and experiment result

3 仿真结果及分析

3.1 激励前后叶栅性能的变化

选取攻角为 2° , 进口 $0.05 Ma$ 的工况进行研究, 在分离点前施加电极电压为 $5 kV$ 的定常激励。施加激励后, 分离点由 65.09% 弦长处后移到 79.4% 弦长处, 见图 3。图 4 为栅后 40% 弦长处总压损失系数和气流转折角沿额线方向的分布。仿真结果与相关实验结果一致^[12]。施加等离子体气动激励后, 吸力面一侧的总压损失有所降低, 压力面一侧总压损失变化不大, 最大总压损失系数减小 7.4% , 尾迹宽度减小约 12% 。气流转折角有所增大, 最大增加了 0.8° 左右, 尾迹区内气流流向波动的范围和幅度有所减小。结果表明, 在该工况下施加等离子体气动激励后, 叶栅的气动性能有所提高。

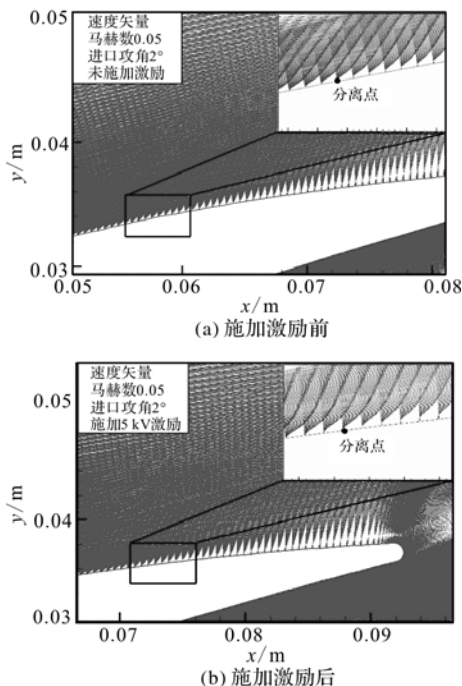
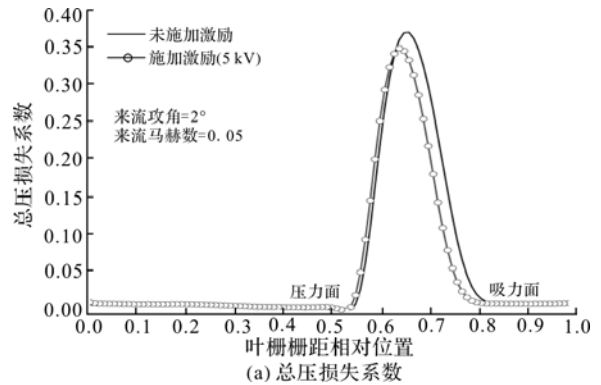
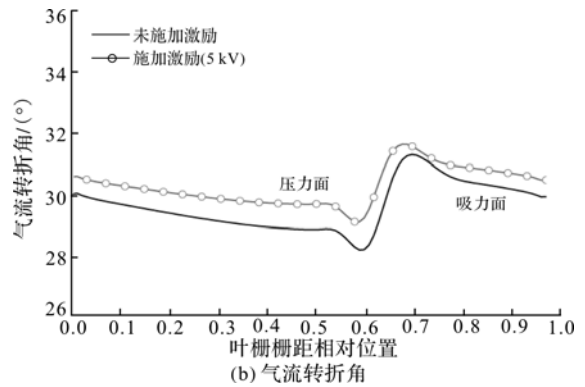


图3 激励前后分离点位置的变化

Fig. 3 The transform of separation point with and without plasma



(a) 总压损失系数



(b) 气流转折角

图4 激励前后性能参数分布的改变

Fig. 4 The transform of the distribution of performance parameter with and without plasma

3.2 来流马赫数对激励效果的影响

选取攻角为 2° 、来流 $0.05 \sim 0.20 Ma$ 时的 5 个工况进行研究, 激励强度和位置保持不变。

表 1 为激励前后吸力面流动分离点位置改变量随来流马赫数的变化情况。可以看出, 随着来流马赫数的增加, 激励对于分离的抑制效果逐渐减弱, 达到 $0.15 Ma$ 后 $5 kV$ 强度的激励对抑制分离基本上没有效果。

表 1 不同马赫数下激励前后吸力面气流分离点的变化

Tab. 1 The transform of separation point with and without plasma at different Ma

Ma	分离点位置/%		改变量/%
	激励前	激励后	
0.05	65.09	79.40	14.31
0.07	71.18	79.20	8.02
0.10	78.20	81.42	3.22
0.15	85.27	85.98	0.71
0.20	89.32	89.53	0.21

图 5 为激励前后平均总压损失系数和平均气流转折角的变化随来流马赫数的变化情况, 图上的分散点为该马赫数下激励前后性能参数的改变量。马赫数较小时, 激励对叶栅性能的改善比较明显, 在 $0.05 Ma$ 下, 平均总压损失系数减小了 0.007 , 平均气流转折角增加了 0.6° ; $0.15 Ma$ 后, 激励前后叶栅

性能参数改善很小。

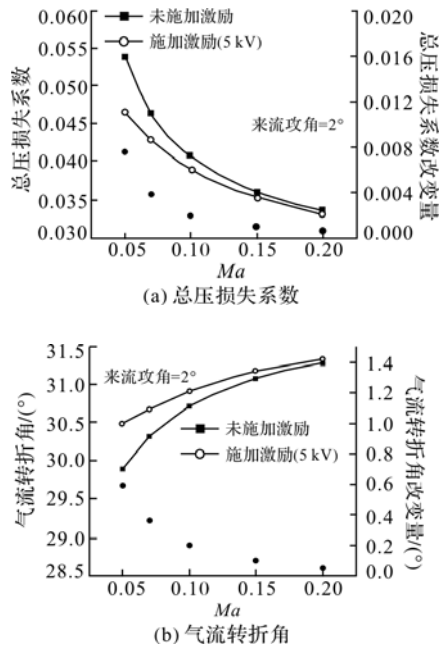


图 5 不同马赫数下激励前后平均性能参数的变化
Fig. 5 The transform of the average performance parameter with and without plasma under different Ma

综上,随着来流马赫数的增加,激励对于分离的抑制效果逐渐减弱;当马赫数达到某一临界值后,激励无法抑制分离,叶栅的气动性能基本没有改善。这是因为:来流马赫数较小时,等离子体气动激励诱导的加速气流速度相对于主流速度差别不大,对主流的控制作用较大;当来流马赫数增大时,诱导速度在主流中所占的比重随主流速度的增大而明显降低,对主流的控制作用减小,因而激励效果随之下降。

3.3 来流攻角对激励效果的影响

选取来流 0.05 Ma,攻角为 0°~6°时的 4 个工况进行研究,激励强度和激励位置保持不变。

表 2 为激励前后吸力面气流分离点位置改变量随来流攻角的变化情况。可以看出,4°攻角下激励效果最好,当攻角增加到 6°时,激励不能抑制分离。从图 6 可以看出,施加激励的位置已经产生了较大的分离,激励只能将分离分成一大一小 2 个分区,并不能改变分离点的位置。

表 2 不同攻角下激励前后吸力面气流分离点的变化
Tab. 2 The transform of separation point with and without plasma at different incidence

Ma	分离点位置/%		改变量/%
	激励前	激励后	
0	72.58	81.72	9.14
2	65.09	79.40	14.31
4	54.07	77.20	23.13
6	38.86	38.86	0

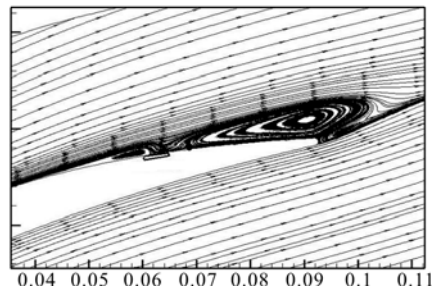


图 6 激励器附近的局部流线图

Fig. 6 Part of streamline chart near the actuator

图 7 为叶栅平均总压损失系数和平均气流转折角随来流攻角的变化情况,图上的分散点为在该攻角下激励前后性能参数的改变量。可以看出,无论是平均总压损失系数还是平均气流转折角,在施加激励后都有一定的改善,攻角为 4°时,对叶栅性能的改善较好。

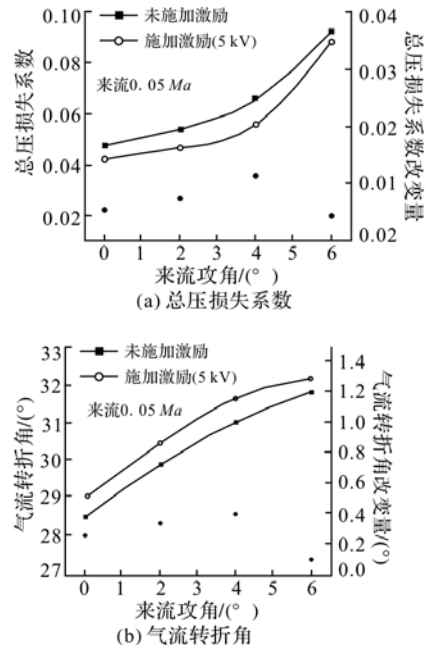


图 7 不同攻角下激励前后平均性能参数的变化
Fig. 7 The transform of the average performance parameter with and without plasma under different incidence

综上所述,在较小攻角下,随着攻角的增加,激励对于分离的抑制效果略有增强,当攻角增大到某一临界值后,等离子体激励抑制分离的效果会减弱。这是因为攻角不同,吸力面分离点位置不同。当激励位置在分离点附近,分离不严重时,激励器诱导产生的加速气流对分离有一定的抑制作用。当激励位置在分离点之后,特别是在已发生较为严重分离的区域时,由于分离区内流动复杂,激励注入到流场的动量只能将分离区减小,使得总压损失略有减小、气流转折角略有提高,但不能抑制分离。

3.4 激励强度对激励效果的影响

选取攻角为 2°、来流 0.10 Ma 与 0.15 Ma 的工

况进行研究,激励位置不变,激励强度为 5 kV、10 kV、15 kV 和 20 kV。

表 3 为不同激励强度下吸力面气流分离点的变化情况。可以看出,随着激励强度的增大,抑制分离的效果明显增强。当来流马赫数增大时,抑制分离效果总体减弱,但仍然有该规律。

表 3 不同激励强度下激励前后吸力面气流分离点的变化

Tab. 3 The transform of separation point with and without plasma under different intensity of actuation

Ma	分离点位置/%				
	激励前	激励后			
		5 kV	10 kV	15 kV	20 kV
0.10	78.20	81.42	84.66	86.08	88.31
	改变量	3.22	6.46	7.88%	10.11
0.15	85.27	85.98	88.31	89.32	90.94
	改变量	0.71	3.04	4.05	5.67

图 8 为攻角为 2° 、来流 0.10 Ma 和 0.15 Ma 时,叶栅平均总压损失系数和平均气流转折角随激励电压的变化,其中 0 kV 代表未施加激励。随着激励强度的增大,平均总压损失系数逐渐减小,平均气流转折角逐渐增大,其变化趋势基本上呈线性趋势。来流 0.15 Ma 时,性能参数随激励强度变化曲线的斜率绝对值变小,说明等离子体气动激励的作用效果减弱。

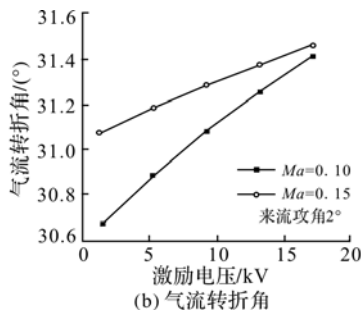
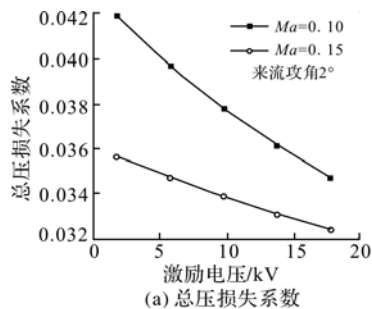


图 8 不同激励强度下激励前后平均性能参数的变化

Fig. 8 The transform of the average performance parameter with and without plasma under different intensity of actuation

综上,等离子体气动激励的激励强度越大,对吸力面流动分离的抑制效果越好,叶栅性能的改善效果越好。这是由于激励强度越大,激励器诱导的加

速气流速度越大,注入到附面层内的动量越多,作用效果越明显。实际中由于电源自身以及阻挡介质击穿的限制,电压不可能无限提高,寻找适当的激励强度对于有效改善平面叶栅性能十分重要。

4 结论

通过对不同来流速度、不同攻角及不同激励强度下等离子体气动激励对平面叶栅气动性能的改善进行了计算仿真研究,得到以下结论:

1) 0.05 Ma、攻角为 2° 的工况下,在平面叶栅吸力面分离点附近施加等离子体气动激励,可以使气流分离点沿流向向后推迟 14.3%,气流转折角增加 0.8° ,最大总压损失系数减小 7.4%,尾迹区宽度减小 12%。

2) 攻角为 2° 时,来流 0.05 Ma 增加到 0.2 Ma,激励使气流分离点向后推移量由 14.3% 减小到 0.21%,对于分离的抑制效果逐渐减弱,直到无法抑制分离。

3) 在攻角从 0° 增加到 4° 时,激励对于分离的抑制效果略有增强, 4° 时效果最佳;超过 4° 后激励抑制分离的效果减弱,叶栅的气动性能也基本没有改善。

4) 增加激励强度由 5 kV 增大到 20 kV 时,在攻角为 2° 、来流 0.1 Ma 和 0.15 Ma 2 种工况下激励对流动分离的抑制效果均增强,叶栅性能的改善效果也增强。

下一步将对激励位置的改变对激励效果的影响,定常与非定常激励方式的差异等进行研究。

参考文献(References):

- [1] Gksel. Steady and unsteady plasma wall jets for separation and circulation control[R]. AIAA 2006-3686.
- [2] 林敏,徐浩军,梁华,等. 等离子体气动激励减小翼型跨音速阻力的数值模拟[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2012,13(2):6-10.
LIN Min, XU Haojun, LIANG Hua, et al. Numerical simulation of plasma aerodynamic actuation for airfoilt transonic drag reduction[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2012,13(2):6-10. (in Chinese)
- [3] WU Yun, LI Yinghong, ZHU Junqiang, et al. Experimental investigation of a subsonic compressor with plasma actuation treated casing[R]. AIAA 2007-3849.
- [4] 李应红,吴云. 等离子体流动控制技术研究进展[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2012,13(3):1-5.

(下转第 27 页)

1) 结构内损耗因子及声场的吸声系数对子结构加速度功率谱密度和舱内响应声压级的影响较为一致,两种影响因素的值越大,响应计算值越小;

2) 单板子结构划分越多,其子结构加速度功率谱密度和舱内响应声压级越小,划分的子结构对应的计算值越接近;

3) 飞行器壳体厚度的改变在低频段对子系统加速度功率谱密度影响非常明显,在 0~1 kHz 内,厚度改变对舱内响应声压级影响不大。

参考文献(References):

- [1] 姚德源,王其政. 统计能量分析原理及其应用[M]. 北京:北京理工大学出版社,1995.
YAO Deyuan, WANG Qizheng. Statistical energy analysis theory and its application [M] Beijing: Beijing institute of technology press, 1995. (in Chinese)
- [2] 刘海生,杨春庄,陈士杰. 统计能量分析方法声振预测应用研究[J]. 声学技术,2010,29(2): 192-197.
LIU Haisheng, YANG Chunzhuang, CHEN Shijie. Statistical energy analysis methods sound vibration prediction applied research[J]. Acoustic technology, 2010, 29(2): 192-197. (in Chinese)
- [3] 聂旭涛,熊飞峤. 运用统计能量分析法预示空空导弹舱内动力学环境[J]. 振动与冲击,2007,26(4):140-143.
NIE Xutao, XIONG Feiqiao. Application of statistical energy analysis method pre-type air-to-air missile compartment kinetic environment [J]. Vibration and shock, 2007, 26(4):140-143. (in Chinese)
- [4] 孙目,王小军,潘忠文,等. 统计能量分析在飞行器动力学环境预示中的应用[J]. 导弹与航天运载技术,2009,301(3):11-14.
SUN Mu, WANG Xiaojun, PAN Zhongwen, et al. Applications of statistical energy analysis in prediction of flight dynamics environment [J]. Missiles and space vehicles technology, 2009,301 (3):11-14. (in Chinese)
- [5] Cremer L, Heckl M, Ungar E E. Structure-borne sound[M]. Berlin:Springer-verlag,1988.
- [6] Lyon R H. Statistical energy analysis of dynamical systems:theory and applications[M]. Massachusetts:MIT press,1975.
- [7] 程广利,朱石坚,伍先俊. 统计能量分析法及其损耗因子确定方法综述[J]. 船舶工程,2004,26(4):10-15.
CHENG Guangli, ZHU Shijian, WU Xianjun. A summary of statistical energy analysis method and its loss factor's determination [J]. Ship engineering,2004, 26(4):10-15. (in Chinese)
- [8] 姚德源,王其政. 统计能量分析原理及其应用[M]. 北京:北京理工大学出版社,1995.
YAO Deyuan, WANG Qizheng. Statistical energy analysis theory and its application [M] Beijing: Beijing institute of technology press, 1995. (in Chinese)
- [9] 张靖周,常海洋. 传热学[M]. 北京:科学出版社,2009.
ZHANG Jingzhou, CHANG Haiping. Heat transfer theory[M]. Beijing: Science press, 2009. (in Chinese)
- [10] 菅井秀郎. 等离子体电子工程学[M]. 张海波,张丹译. 北京:科学出版社 & OHM社,2002.
Hideo Sugai. Plasma electronic engineering [M]. ZHANG Haibo, ZHANG Dan, translated. Beijing: Science press & OHM, Ltd, 2002. (in Chinese)
- [11] 胡骏,吴铁鹰,曹人靖. 航空叶片机原理[M]. 北京:国防工业出版社,2006.
HU Jun, WU Tiewing, CAO Renjing. Aeronautical blade machine theory [M]. Beijing: National defense industry press, 2006. (in Chinese)
- [12] 赵小虎,李应红,岳太鹏,等. 等离子体气动激励抑制高负荷压气机叶栅流动分离的实验研究[J]. 高电压技术,2011,37(6): 1521-1528.
ZHAO Xiaohu, LI Yinghong, YUE Taipeng, et al. Experimental investigation of separation flow control on highly loaded compressor cascade by plasma aerodynamic actuation [J]. High voltage technique, 2011,37(6): 1521-1528. (in Chinese)

(编辑:徐敏)

(上接第22页)

LI Yinghong, WU Yun. Progress of research on plasma flow control technology[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2012, 13(3):1-5. (in Chinese)

[5] Suzen Y B, Huang P G, Jacob J D, et al. Numerical simulations of plasma based flow control applications [R]. AIAA 2005-4633.

[6] Suzen Y B, Huang G. Simulations of flow separation control using plasma actuators [R]. AIAA 2006-0877.

[7] Suzen Y B, Huang P G, Arships D E. Numerical simulations of flow separation control in low-pressure turbines using plasma actuators [R]. AIAA 2007-0937.

[8] 毛枚良,邓小刚,向大平,等. 辉光放电等离子体对边界层流动控制的机理研究[J]. 空气动力学学报,2006,24(3): 269-274.

MAO Meiliang, DENG Xiaogang, XIANG Daping, et al. Numerical study for the influence of high-pressure glow discharged induced plasma on the flow of boundary region[J]. Acta aerodynamica sinica, 2006, 24(3): 269-274. (in Chinese)

[9] 张靖周,常海洋. 传热学[M]. 北京:科学出版社,

(编辑:徐敏)