

吹气射流飞控飞行器设计及试飞验证



张同仁¹, 吕心悦², 徐悦^{3,*}, 杜海², 唐鹏⁴, 孔文杰²

1. 滨州学院, 山东 滨州 256600

2. 西华大学, 四川 成都 610039

3. 中国航空研究院, 北京 100012

4. 北京航空航天大学, 北京 100012

摘要:射流飞控飞行器是采用诸如吹气射流实现飞行控制的飞行器,可以取代传统意义上的襟翼、副翼、升降舵、方向舵等舵面。吹气射流飞控技术能大幅减小飞行器自身结构重量(质量),并具有提升飞行器气动性能和隐身性能的优势。本文概述了射流飞控飞行器的实现原理,设计了吹气射流飞控飞行器,开展了飞行器射流飞控风洞试验验证和试飞验证,并对试飞数据进行了分析。结果表明,开启科恩达(Coanda)后缘吹气装置后,飞行器的气动力/力矩随射流吹气系数的增加而增加,而试飞结果表明,吹气射流飞控技术可以实现对飞行器的飞行控制。

关键词:环量控制;射流飞控;风洞;试飞;无人机

中图分类号:V211.7

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.05.007

目前,飞行器的飞行控制均是由机械舵面(如升降舵、副翼和方向舵等)实现,舵面偏转改变飞行器周围的空气流动,产生飞行控制所需的气动力和气动力矩。而射流飞控技术的主要原理是利用安装在飞行器上的射流发生装置或直接从发动机引气产生喷流,喷流与飞行器周围的气流作用,对飞行器实施飞行控制^[1-4]。

从控制原理讲,机械舵面可以认为是通过改变结构位置干涉流体运动并产生控制力,而射流飞控则是通过在靠近机体的流体中添加、去除或重新分配动量来产生控制力。射流飞控技术以环量控制技术(circulation control, CC)为理论基础^[5-6],通过在机翼后缘施加吹气射流产生科恩达效应(Coanda Effect)来改变后缘驻点位置,进而增加机翼的环量,多自由度匹配状态下,产生飞行器飞行控制所需的气动力和气动力矩,实现飞行器的滚转、偏航、俯仰控制^[7]。

射流飞控技术是一项颠覆性的共用技术,具备众多潜在优势,该技术在彻底代替传统机械舵面的前提下,有望大

幅提升飞机的维修性、经济性和可靠性^[3,8-10],因此无论在民用领域还是军用领域,该技术均具有难以估量的应用价值和广阔前景。在民用领域,可应用于中小型通航飞机,在提升载重能力、降低维护成本等方面优势突出。未来随着技术发展和市场接受度的提高,更有望应用于大型客机等民航运输领域;在军事领域,可应用于现役固定翼无人机以提升其隐身性和航程等^[2,11,12],未来有望应用于下一代战斗机、远程轰炸机等。

本文对射流飞控技术在飞行器上的应用进行了研究,设计了吹气射流飞控飞行器并通过风洞试验和试飞试验验证了射流飞控的可靠性。

1 射流飞控技术原理

射流飞控技术抛弃了传统的飞行控制原理,它无须通过各种操纵面改变机翼的外形,而是利用环量控制技术完成飞行器的飞行姿态控制^[8]。其原理是利用科恩达效应

收稿日期:2020-03-14; 退修日期:2020-03-27; 录用日期:2020-04-19

基金项目:国家自然科学基金(51806181);滨州学院青年人才创新工程(BZXYQNLG201804)

*通信作者.Tel.: 010-84929359 E-mail: xuyue@cae.ac.cn

引用格式: Zhang Tongren, Lv Xinyue, Xu Yue, et al. Design and flight test verification of fluidic flight control aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(05): 50-55. 张同仁, 吕心悦, 徐悦, 等. 吹气射流飞控飞行器设计及试飞验证[J]. 航空科学技术, 2020, 31(05): 50-55.

(见图1),吹气射流使后驻点位置向下移动,翼型环量值增加,升力变大。吹气射流改变机翼的环量,根据飞控需求调节环量控制比例,从而取代副翼、方向舵及升降舵等操纵面实现对飞行器进行姿态控制。

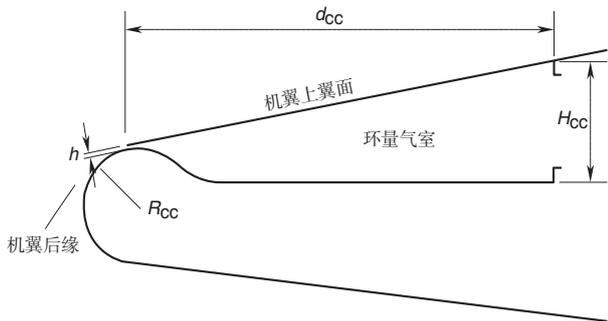


图1 科恩达效应
Fig. 1 Coanda effect

工程上具体实施是在襟翼或副翼等位置上安装吹气装置,利用喷射气流在机翼后部制造一个“虚拟舵面”来改变流经机翼表面的空气流动方向,从而产生相应的控制力矩。

射流飞控可以认为是流动控制技术的拓展,但又区别于一般的流动控制,射流飞控是通过流动控制产生飞行控制所需的气动力和力矩,而通常意义的流动控制是通过激励器或者作动器改善流场或实现气动增强。前者需要对流场做出巨大的改变,而后者只需要微弱扰动,即可实现流动控制,如分离流动控制、剪切流动控制、湍流减阻等^[7]。

2 射流飞控飞行器设计

2.1 飞行器整机设计

飞行器整体结构如图2所示,飞行器气动外形为翼身融合布局(BWB),V形尾翼,全机重量为21.8kg,翼展2.5m。涵道最大推力为10kg,由两个6S电池组串联提供电源。

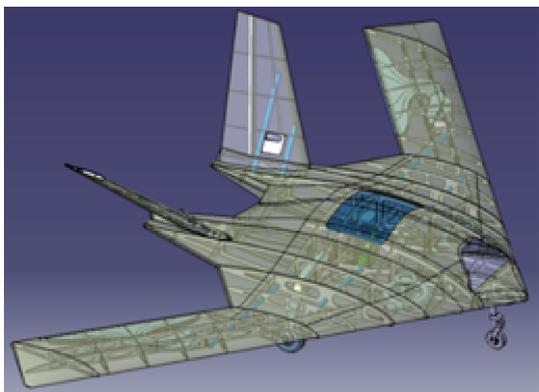


图2 射流飞控飞行器
Fig. 2 Fluidic flight control aircraft

整机采用复合材料加工,蒙皮采用碳纤维加强复合材料,机身内部为桁架结构,结构框整体采用航空层板,局部使用碳纤维板加强。机身内部装载4个离心压气机和两个科恩达后缘吹气装置。

2.2 离心压气机

离心压气机装置如图3所示,其原理是叶轮通过高速的旋转,使气流获得足够的速度和压力,为机翼后缘吹气装置提供高速气流。离心压气机的动力装置采用无刷电机,最高转速可达30000r/min。

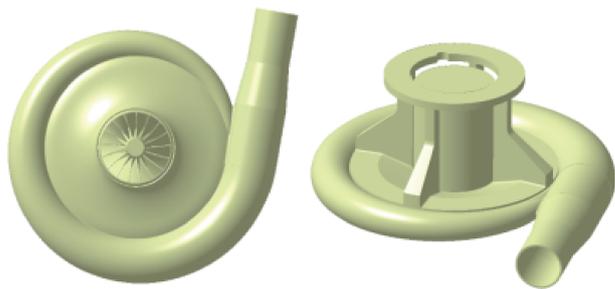


图3 离心压气机
Fig. 3 Centrifugal compressor

试验得出的离心压气机特性曲线如图4所示,最大流量达到160m³/h,最大功率1500W,可提供风压达5kPa。使用电调为离心压气机提供电源和控制信号,通过PVC管将离心压气机产生的高速高压气体引入机翼进气室。

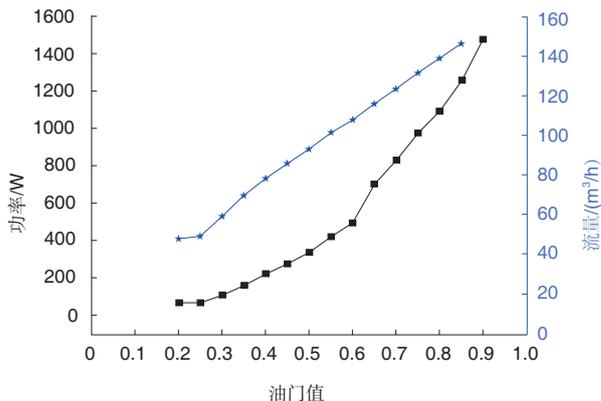


图4 离心压气机特性曲线

Fig. 4 Centrifugal compressor characteristic curve

2.3 科恩达后缘吹气装置

科恩达后缘吹气装置由导流装置、射流喷口和科恩达后缘组成(见图5)。由于飞机机翼的内部空间有限,为了便于将喷管引入机翼内部,装置根据机翼尺寸做了适当优化,贴合机翼表面安装。

为了实现飞行姿态控制,将进气室设计为以科恩达后缘对称的上下独立两部分,使得气流可以实现独立的上下

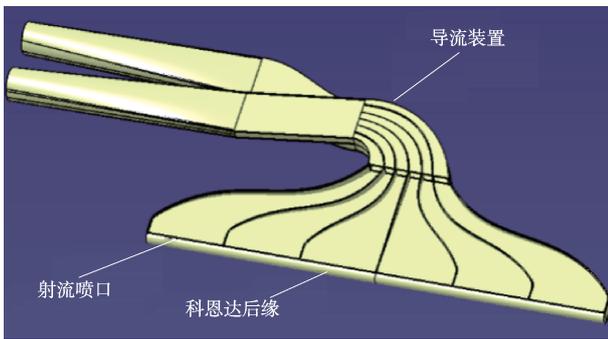


图5 吹气装置

Fig. 5 Blowing device

偏转。由离心压气机为射流装置提供高速高压气源,气流通过喷口沿着物面切向产生射流。

当上翼面喷口吹气时,气流将沿着科恩达后缘向下偏转,形成正环量;当下翼面喷口吹气时,气流将沿着科恩达后缘向上偏转,形成负环量,从而产生飞行器姿态控制所需的气动力和气动扭矩,如图6所示。

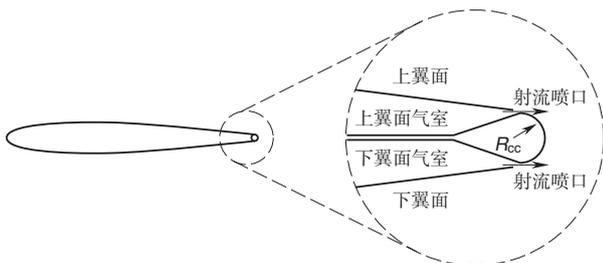


图6 后缘吹气控制两种环量方式

Fig. 6 Two circulation control mode driven by trailing edge blowing device

3 射流飞控舵效风洞试验

为了验证吹气射流技术对飞行器飞行控制的有效性,首先对所设计的吹气装置进行风洞试验验证,测试其气动力和气动扭矩控制规律。

试验模型为半模机翼(去掉机身部分)。机翼展长为460mm,后掠角为 39.959° ,弦长为320.842mm,喷口出气宽度 L_{cc} 为488.928mm。定常吹气动量系数分别取0.005、0.010、0.020、0.030、0.040,来流风速为20m/s。

图7为上翼面定常吹气升力系数随迎角的变化曲线,迎角在 $-4^\circ \sim 20^\circ$ 之间时,升力系数基本呈线性增加,在 20° 升力系数达到最大值。对比不吹气时升力系数,可以发现随着吹气动量系数的增大,升力系数有稳定的增量。

图8为上翼面吹气滚转力矩系数曲线,在 $-4^\circ \sim 10^\circ$ 迎角范围内,随着迎角的增加,吹气射流机翼产生的滚转力矩系

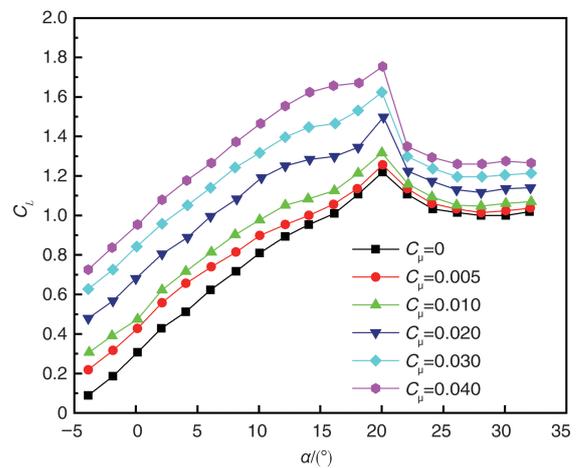


图7 上翼面吹气升力系数曲线

Fig. 7 Upper wing blow lift coefficient curve

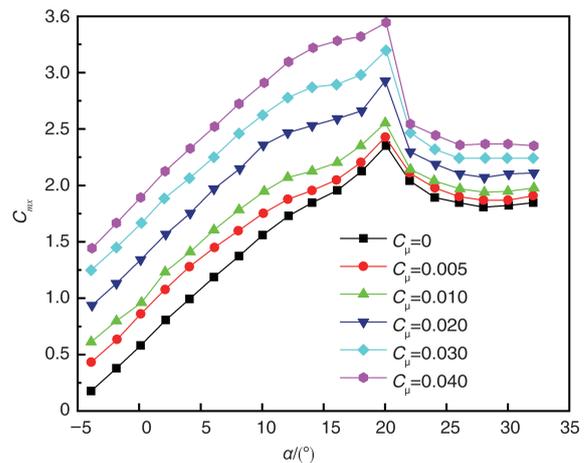


图8 上翼面吹气滚转力矩系数曲线

Fig. 8 Upper wing blow roll torque coefficient curve

数增量基本不变,滚转力矩系数随吹气系数的增加逐渐递增,吹气射流机翼在正常飞行迎角范围内可以跟常规舵面一样,产生一个稳定的力矩系数增量。

图9是上翼面吹气俯仰力矩系数曲线。由图9可以看出,在 $-4^\circ \sim 18^\circ$ 迎角范围内,随着吹气动量系数的增大,俯仰力矩系数随之增加。随着迎角的增大,俯仰力矩系数也会随之增大,在迎角为 22° 时,俯仰力矩系数达到最大值。

4 射流飞控技术试飞验证

通过风洞试验验证了吹气射流技术可以用于气动性能提升以及飞行姿态控制,但还需要在无人机上验证该技术的控制效果。试飞场地为通用机场。

4.1 数据测量及采集系统

为了检测飞行器飞行姿态,并得到试飞状态数据,在吹

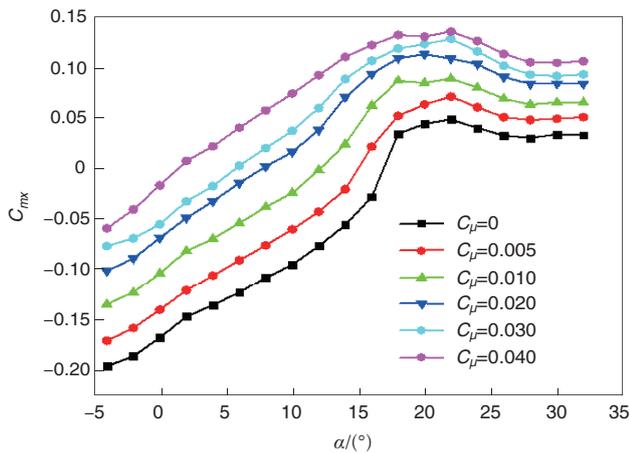


图9 上翼面吹气俯仰力矩系数曲线

Fig. 9 Upper wing blow pitch moment coefficient curve

气射流飞控飞行器上安装了空速管、飞行控制系统、数据传输系统、图像传输系统等。

飞控系统采用了自动驾驶仪(APM),系统如图10所示,包含数据发射器、接收器、主控制板、GPS等。采用Mission Planner地面站软件,可以实时观测飞行器的各类操纵和响应数据。



图10 APM无人机控制系统

Fig. 10 APM drone control system

4.2 飞行器试飞

飞行试验之前首先进行飞机起飞状态检查,主要检查内部线路布局,离心压气机的运行状态以及外部是否有破损,连接处是否牢固,并检查电池是否固定牢固;确认各系统状态良好后进行地面调试,进行遥控信号通道的校准,检验V形尾翼的灵敏度和吹气装置吹气量,最后进行机翼平衡调整以及重心校准。

准备完毕后进行滑跑起飞,此次试飞重点任务为测试吹气射流对飞机滚转的控制。

图11是吹气射流飞控飞行器起飞时拍摄的画面,飞机

此时已达到起飞速度离开地面实现起飞。



图11 飞行器起飞

Fig. 11 Aircraft take off

图12为飞行器在吹气后,进行滚转机动时的机载图像,可以清楚地看到飞机滚转姿态角明显。



图12 飞行器滚转机动

Fig. 12 Aircraft rolling maneuver

图13为GPS记录的飞行航迹,飞机在空中盘旋两圈,最大飞行高度78m,最大速度34m/s。



图13 飞行3D视角

Fig. 13 Flight 3D view

4.3 试飞数据分析

图14为飞行过程中的吹气控制信号与飞行滚转角度的对比分析图,图中红色曲线和黑色曲线分别为左机翼和右

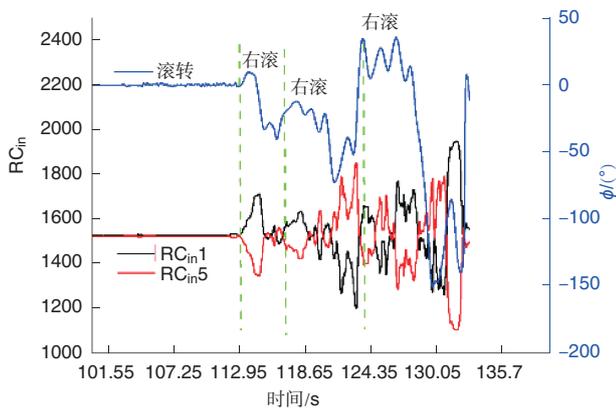


图 14 飞行过程中吹气信号与滚转角对比分析

Fig. 14 Comparative analysis of blowing signal and roll angle during flight

机翼的吹气信号,该信号曲线反映了飞机操控员在地面对飞行器施加的控制指令。信号 1520 为零位,大于 1520 时说明输入一个左机翼向下吹气指令,小于 1520 时说明输入一个右机翼向下吹气的指令。蓝色曲线为滚转角的变化曲线,飞机水平飞行时滚转角保持水平。

可以发现,在飞行过程中吹气控制信号的变化趋势与滚转角曲线的变化趋势一致。从对应的滚转角变化曲线可以证明吹气射流飞控技术可以实现对飞行器滚转姿态的控制。

进一步观察可以发现滚转角曲线峰值与吹气控制信号峰值几乎同时出现,说明姿态控制延时少,接收到吹气指令时就能迅速实现相应飞行姿态控制。

经过试飞试验,验证了吹气射流飞控技术对于滚转飞行控制的有效性。采用本文设计的吹气系统,对于滚转姿态的控制也基本不存在延迟,可以认为射流飞控装置能够达到和副翼一样的效果。

5 结论

本文通过风洞试验及试飞试验对吹气射流飞控飞行器进行了探究,得到以下结论:

(1) 本文设计了吹气射流飞控飞行器,其中包括了以科恩达效应为理论基础的吹气装置。

(2) 在射流飞控飞行器试飞前,进行了风洞试验,初步验证了射流飞控技术的可行性。结果表明,随吹气系数的增加气动力/力矩产生稳定的增量。

(3) 通过试飞验证了吹气射流飞控技术可以有效地实现对飞行器的飞行姿态控制。

通过飞行器试飞验证,还有若干系统需要完善,如舵效

的同步性、射流飞控系统的可靠性以及经济性等。虽然射流飞控技术目前还存在许多难点需要克服,到实际应用还有很长的距离,但吹气射流飞控飞行器有着传统飞行器难以达到的优势,有较好的军/民用研发价值。 **AST**

参考文献

- [1] Gad-el-Hak M. Flow Control: passive, active, and reactive flow management[M]. Cambridge University Press, 2000.
- [2] 戴新喜. 一种无舵飞行验证机的气动特性研究与试飞验证[D]. 南京:南京航空航天大学, 2016.
Dai Xinxi. Research on aerodynamic characteristics and flight test of a flapless aerial vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [3] Englar R J. Overview of circulation control pneumatic aerodynamics: Blown force and moment augmentation and modification as applied primarily to fixed-wing aircraft [C]// Proceedings of the 2004 NASA/ ONR Circulation Control Workshop, 2004.
- [4] Abramson J, Rogers E. High-speed characteristics of circulation control airfoils[C]// Aerospace Sciences Meeting, 1983.
- [5] Konstantinos K, Rutherford M J, Vitzilaions N, et al. Experimental study of circulation control wings at low reynolds numbers [C]// 16th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2014.
- [6] Englar R. Circulation control pneumatic aerodynamics: blown force and moment augmentation and modification-past, present and future[R]. AIAA. Paper 2000-2541, 2000.
- [7] 徐悦, 杜海, 李岩, 等. 基于射流飞控技术的无操纵面飞行器研究进展[J]. 航空科学技术, 2019, 30(4): 1-7.
Xu Yue, Du Hai, Li Yan, et al. Progress research of fluidic flight control technology for flapless aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(4): 1-7. (in Chinese)
- [8] 陈黎, 张洋. 无操纵面飞行器发展概况及其在民用飞机上的应用前景[C]// 第五届全球华人航空科技研讨会, 2011.
Chen Li, Zhang Yang. Development status and application prospects of flapless air vehicle[C]// The 5th Global Chinese Aerospace Technology Symposium, 2011. (in Chinese)
- [9] 蔡琰. 国外射流飞行控制技术现状及前景分析[J]. 航空科学技术, 2020, 31(1): 85-86.
Cai Yan. Development and prospects analysis of jet flight control technology abroad [J]. Aeronautical Science &

Technology, 2020,31(1): 85-86.(in Chinese)

- [10] Wilde P, Buonanno A, Crowther W, et al. Aircraft control using fluidic maneuver effectors[C]// AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2008.
- [11] Fielding J P, Mills A, Smith H. Design and manufacture of the DEMON unmanned air vehicle demonstrator vehicle[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G, Journal of Aerospace Engineering, 2010, 224(4):365-372.
- [12] Englar R J. Development of the A-6/circulation control wing flight demonstrator configuration[J]. Journal of Aircraft, 1984, 21(21): 128-134.

(责任编辑 王为)

作者简介

张同任(1990-)男,硕士研究生,讲师。主要研究方向:飞行力学。

Tel: 18806494901

E-mail: 273779421@qq.com

吕心悦(1995-)女,硕士研究生。主要研究方向:试验空气动力学。

Tel:15736888527

E-mail: 568875932@qq.com

徐悦(1979-)男,博士,研究员。主要研究方向:空气动力学、流体控制。

Tel:010-84929359

E-mail: xuyue@cae.ac.cn

Design and Flight Test Verification of Fluidic Flight Control Aircraft

Zhang Tongren¹, Lv Xinyue², Xu Yue^{3,*}, Du Hai², Tang Peng⁴, Kong Wenjie²

1. Binzhou University, Binzhou 256600, China

2. Xihua University, Chengdu 610039, China

3. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China

4. Beihang University, Beijing 100191, China

Abstract: The fluidic flight control aircraft is a kind of aircraft that uses blowing jet to achieve flight control. It can replace the traditional rudder surfaces such as flaps, ailerons, elevators and rudders. Fluidic flight control technology can greatly reduce the weight of the aircraft structure, and has the advantages of improving the aerodynamic performances and stealth performances of the aircraft. This paper outlines the implementation principle of fluidic flight control aircraft, designs a fluidic flight control technology for circulation control aircraft, carries out the wind tunnel test verification of the fluidic flight control aircraft and flight test verification, and analyzes the flight test data. The results show that the aerodynamic force/torque of the aircraft increases with the increase of the jet blowing coefficient after the Coanda trailing edge blowing device is opened. And the flight test results show that the fluidic flight control technology can realize the flight control of the aircraft.

Key Words: circulation control; fluidic flight control; wind tunnel; flight test; UAV

Received: 2020-03-14; Revised: 2020-03-27; Accepted: 2020-04-19

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51806181); Young Talents Innovation Project of Binzhou University (BZXYQNLG201804)

*Corresponding author. Tel. : 010-84929359 E-mail: xuyue@cae.ac.cn