

基于挠性梁结构的电推进器推力测量 方法研究

王洛麒^{1,2} 郑金星² 刘海洋² 李 飞³ 孟东东^{3,4} 陆玉东² 杜宜凡^{1,2}

唐卓尧^{1,2} 吴 涛^{1,2} 史佳明²

1(中国科学技术大学 合肥 230026)

2(中国科学院合肥物质科学研究院 合肥 230031)

3(中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室 北京 100190)

4(北京工业大学 机械与能源工程学院 北京 100124)

摘要 电推进系统在空间任务中相比于传统化学燃料推进工作寿命更长、燃料消耗更低,在近年来备受关注。但基于可控核聚变思想研发的高功率霍尔效应电推进器,其推力很难测量,原因在于这些电推进器需要在高温环境下电离推进剂,所以工作时会产生高温等离子体羽流,导致传统推力测试方法无法准确测量其推力。推进器推力的准确测量直接关系到航天器姿态以及轨道保持的控制精度,因此必须在地面测试中准确地测量推力。本文设计并搭建了一套基于挠性梁结构的推力测量平台,可以在高温环境下测量电推进器产生的推力。实验结果表明,以可变比冲磁等离子体火箭为例,在中心磁场强度 0.2 T、质量流率为 $20 \text{ mg} \cdot \text{s}^{-1}$ 的工况下,实时测得电推进器推力为 266.5 mN,证明了测量平台的可行性,为后续电推进器推力测量实验提供参考。

关键词 电推进器, 可控核聚变, 等离子体, 挠性梁, 推力测量

中图分类号 TH823

DOI: 10.11889/j.0253-3219.2024.hjs.47.050010

Thrust measurement methods for electric propulsion based on flexible beam structure

WANG Luoqi^{1,2} ZHENG Jinxing² LIU Haiyang² LI Fei³ MENG Dongdong^{3,4} LU Yudong²

DU Yifan^{1,2} TANG Zhuoyao^{1,2} WU Tao^{1,2} SHI Jiaming²

1(University of Science and Technology of China, Hefei 230026, China)

2(Hefei Institutes of Physical Science, Chinese Academy of Sciences, Hefei 230031, China)

3(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

4(School of Mechanical Engineering and Energy Engineering, Beijing University of Technology, Beijing 100124, China)

Abstract [Background] Electric propulsion systems, compared to traditional chemical propulsion, offer longer operational lifespans and lower fuel consumption in space missions, garnering significant attention in recent years. However, for high-power Hall effect electric thrusters developed based on controlled fusion concepts, measuring thrust proves challenging due to the high-temperature environments required for ionizing propellants in electric thruster, resulting in the generation of hot plasma plumes during operation. As a result, traditional thrust measurement methods are unable to accurately measure the thrust. [Purpose] This study aims to accurately measure thrust during ground testing of electric thrusters for precise control of the spacecraft's attitude and orbit maintenance. [Methods]

第一作者: 王洛麒, 男, 1997 年出生, 2019 年毕业于安徽大学, 现为硕士研究生, 研究领域为电推进技术

通信作者: 郑金星, E-mail: jxzheng@ipp.ac.cn

收稿日期: 2024-03-15, 修回日期: 2024-03-28

First author: WANG Luoqi, male, born in 1997, graduated from Anhui University in 2019, master student, focusing on electric propulsion technology

Corresponding author: ZHENG Jinxing, E-mail: jxzheng@ipp.ac.cn

Received date: 2024-03-15, revised date: 2024-03-28

Firstly, a thrust measurement platform based on flexible beam structure was designed and implemented with capability of measuring the thrust generated by electric thrusters in high-temperature. Simultaneously, a calibration system was built to verify the stability and repeatability of the thrust measurement results. Then, simulation analysis was conducted on the structural mechanics and thermal coupling field of the thrust measurement system under different operating conditions. Finally, the variable specific impulse magnetoplasma rocket (VASIMR) was taken for experimental thrust measurement of its electric propulsion system. **[Results]** The experimental results of VASIMR indicate the thrust is 266.5 mN measured in real time at the central magnetic field intensity of 0.2 T with a mass flow rate of $20 \text{ mg} \cdot \text{s}^{-1}$. **[Conclusions]** The thrust measurement platform based on the bending beam structure can meet the measurement requirements of VASIMR, providing valuable references for subsequent experiments.

Key words Electric thrusters, Controlled nuclear fusion, Plasma, Flexible beam, Thrust measurement

随着社会文明的不断发展,人类对航天技术的要求不断提高,包括能源供给、推进系统、控制精度等多方面要求。其中核聚变能源是一种可以解决能源短缺和环境污染问题的可再生能源,因其安全、清洁的特点而备受关注^[1-2]。目前主要采用磁约束聚变的方法开展针对核聚变能源的研究^[3],而基于此方法研发的高功率霍尔效应电推进器正逐渐发展成熟,目前已有多种不同工作方式的电推进器(如激光烧蚀推进器^[4]、螺旋波等离子体推进器^[5]、微型射频离子推进器^[6]等)被研制成功。与传统化学推进器相比,电推进器可以给航天器带来更大的有效载荷、更强大的推力输出,为了保证电推进器在空间任务中的可靠运行、实现航天器的精准控制、同时测量比冲对电推进器进行性能评估,必须准确测量电推进器在不同工况下产生的推力大小。

针对电推进器的推力测量方法主要有直接测量和间接测量两种测量方法^[7],二者根据是否将推进器固定在测量系统内来区分,但是其测量原理都是将电推进器产生的推力转化成测量系统内的参照物的形变量或转动角度^[8]。在直接测量法中,美国航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)格伦研究中心^[9-11]开发了一种倒立摆推力测量平台,可以测量毫牛级推力,并且测量误差在2%以下;哈尔滨工业大学^[12-14]研制了一种三丝扭转测量系统,对于微推力范围测量误差可以控制在1.5%以内,但是直接测量法对结构复杂的推进器系统,由于无法将推进器固定在其装置上,所以无法完成推力测量。在间接测量法中,最具代表性的是日本东京大学^[15-16]研制的一种基于圆柱形靶材的测量系统,该系统内的圆柱形靶材侧面有很多裂缝,可以消除由中性回弹粒子带来的测量误差,但是这种装置存在严重的热变形问题,无法为大功率电推进器测量推力。通过对比国内外目前已有的电推进器推力测量方法,可以发现,虽然直接测量法具有较小的测量误差,但是针对基于可控核聚变思想

发展的霍尔效应电推进器,由于其具有复杂的等离子体电离结构,无法固定在测量装置上,所以无法采用直接测量法来测量推力,同时这种大功率电推进器在工作时会产生高温等离子体羽流,所以只能选择可以在高温、强电磁环境下工作的挠性梁结构来测量电推进器产生的推力。

本文通过模拟和分析研究了测量系统组件尺寸、温度对推力测量结果的影响,给出了在当前真空设备条件下最佳系统组件尺寸组合,并给出了提高测量精度减小实验误差的方法。设计并搭建了一套推力测量平台,验证了系统测量推力的原理,提出了一种可以远程完成标定实验的测量方法,以可变比冲磁等离子体火箭为例,测量了其特定工况下的推力值,验证了测量方法的可行性,同时研究了可变比冲磁等离子体火箭产生的推力与线圈电流之间的关系。

1 推力测量原理

基于可控核聚变思想发展的霍尔效应电推进器工作原理是:通过电离装置或等离子体源的方式,获取高密度的等离子体,然后在附加磁场产生的洛伦兹力作用下将等离子体羽流加速排出,航天器受到反作用力由此获得推力。常见的霍尔效应电推进器如图1所示,其中,图1(a)为SPT-100型霍尔推进器实物图^[17]、图1(b)为SX3型磁等离子体推进器实物图^[18]、图1(c)为VX-200型可变比冲磁等离子体火箭实物图^[19],以上三种电推进器均会在工作中产生高温羽流,需要采用基于挠性梁结构的间接测量法测量推力。

推力测量系统通过标定挠性梁的弹性系数来测量推力,如图2所示。目标靶放置在电推进器产生的等离子体羽流中,通过特制卡箍与挠性梁固定连接,此时等离子体羽流传递到靶面的动量被转换为目标靶受到的力,表现为挠性梁在水平方向的形变,由激光位移传感器测量挠度值,计算出电推进器产

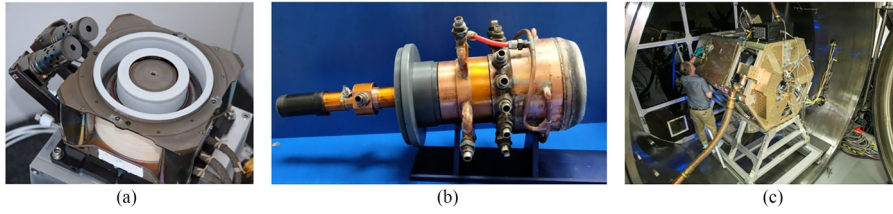


图1 典型的霍尔效应电推进器实物图^[17-19] (a) SPT-100, (b) SX3, (c) VX-200
Fig.1 Typical physical photos of Hall effect electric thrusters^[17-19] (a) SPT-100, (b) SX3, (c) VX-200

生的推力。

图2中移动平台可以实现1 800 mm范围内的轴向移动,用来测量在多位置、不同工况下电推进器产生的推力值。测量系统满足1~10 000 mN的推力测量需求,用于测量挠度值的激光位移传感器分辨率为0.25 μm ,推力测量平台理想状态下测量误差为2 mN。

基于挠性梁结构的推力测试方法是一种间接测量法,其原理是利用目标靶拦截推进器产生的羽流,通过观察挠性梁在水平方向上的形变量,计算羽流传递到靶面上的动量,从而准确测量出推进器产生的推力。

首先,对推进器内部进行力学分析,令推进器轴向为 z 轴,向左为正;推进器产生的推力为 F ;推进器对推进剂的力为 F' ;可以得到 F 和 F' 之间的关系:

$$F = F' - P_0 A_e = \int_{A_e} \rho V_{ez} (V_e \cdot dA) + (P_e - P_0) A_e \quad (1)$$

式中: P_0 是大气压强; A_e 是推进器出口的面积; V_e 是推进剂电离为粒子后的排气速度; V_{ez} 是 V_e 的轴向分量; P_e 是推进器出口处的压强。

然后,考虑图2右方的控制体积 Ω ,可以得到 z 轴方向上的动量方程:

$$T' - P_e A_e - P_0 (A_T - A_e) = \int_{A_e} \rho V_{ez} (V_e \cdot dA) \quad (2)$$

式中: T' 是目标靶对等离子体羽流的力; A_T 是目标靶的面积。那么挠性梁对目标靶的支撑力 T 可以表示为:

$$T = T' - P_0 A_T \quad (3)$$

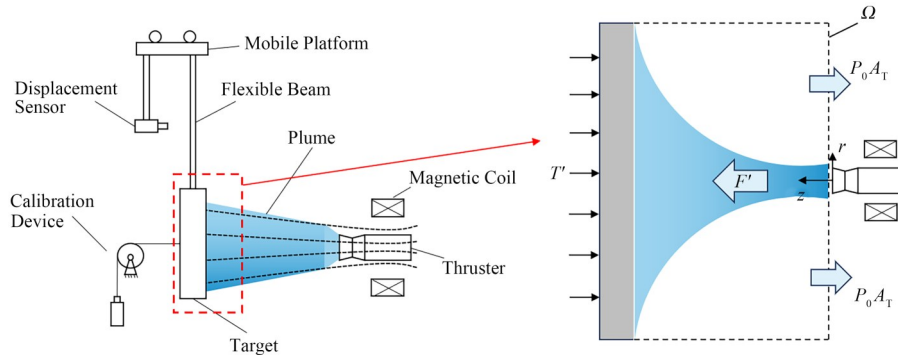


图2 推力测量系统原理图
Fig.2 Schematic diagram of thrust measurement system

将式(2)代入式(3)得:

$$T = \int_{A_e} \rho V_{ez} (V_e \cdot dA) + (P_e - P_0) A_e \quad (4)$$

即推进器产生的推力 F 在数值上与挠性梁对目标靶的支撑力 T 相等,从理论上证明了挠性梁结构测量平台的准确性。

因此,问题由“如何测量电推进器产生的推力 F ”转化为“如何测量挠性梁对目标靶的支撑力 T ”。对于挠性梁结构测量平台,挠性梁具有矩形截面,并且长度远大于横截面的尺寸,在结构力学中属于细长梁,可以使用欧拉伯努利梁理论进行分析。令目标靶对挠性梁的力为 $-T$,挠性梁因挠曲行为产生的挠度为 s ,可以得到:

$$s = \frac{4l^3}{Ebh^3} T \quad (5)$$

式中: E 是挠性梁的杨氏模量; l 、 b 和 h 分别是挠性梁的长、宽和厚度。假设挠度 s 和激光位移传感器的输出信号 ΔV 之间的比例系数是 k_1 ,代入式(5)得:

$$T = \frac{Ebh^3}{4l^3} k_1 \Delta V \quad (6)$$

令 $\frac{Ebh^3}{4l^3} k_1 = k$,得:

$$T = k \Delta V \quad (7)$$

式中: k 可以视为推力测试平台(挠性梁)的弹性系数,可以通过标定系统获得具体数值。在实验前通过标定装置,计算出挠性梁形变量与标准力之间的比例系数 k ,通过观察记录实验中挠性梁的挠度即可计算出推进器产生的推力。

2 推力测量系统多场耦合计算

2.1 推力测量系统结构力学仿真分析

已知在推力测量实验中,是通过记录挠性梁挠度值来计算推力的,所以在实验设备允许的条件下,应该使挠度值最大化,这样不仅方便测量,还可以减小实验误差。针对测量平台进行力学分析,在综合考虑真空设备硬件条件后,总结出最主要的三个影响挠度值大小的变量,分别为挠性梁尺寸、目标靶面尺寸和目标靶面厚度。

针对以上3个变量进行正交实验,从每个变量中分别选取了3组水平,分别为:①挠性梁矩形截面尺寸:5 mm×10 mm,长度750 mm;②挠性梁矩形截面尺寸:6 mm×13 mm,长度750 mm;③挠性梁矩形截面尺寸:8 mm×15 mm,长度750 mm;④400 mm直径圆形目标靶;⑤500 mm直径圆形目标靶;⑥600 mm直径圆形目标靶;⑦靶面厚度5 mm;⑧靶面厚度7 mm;⑨靶面厚度10 mm。在目标靶靶面施加10 N的标准力,每次仿真模拟从3个变量中任选一组水平,运用拉丁方设计法进行不重复的9组模拟仿真,观察并记录挠性梁的最大挠度值。如图3所

示,测量平台选用400 mm直径圆形目标靶,5 mm厚度靶面,5 mm×10 mm×750 mm尺寸挠性梁,在10 N标准力作用下,挠性梁的挠度值模拟结果。可以发现,最大形变量的位置在挠性梁底部,挠度值为15.804 mm。

9组模拟仿真做完以后,记录整理各组最大挠度值,仿真结果如表1所示。

观察数据发现,只要改变某一个变量的水平取值,就会对挠度值大小造成影响,但影响程度不同,为了找出对实验结果影响最大的变量,以及可以实现测量平台产生最大挠度值的尺寸组合,对模拟结果进行了极差分析,数据处理结果如表2所示。

其中, K 值为某一变量取某水平时,得到的最大挠度值结果求和; K_{avg} 值为对应的平均值;最佳水平指某一变量取最佳 K_{avg} 值对应的水平编号; R 值代表变量的极差值,某一变量的 R 值等于最大 K_{avg} 值减去最小 K_{avg} 值,可结合某一变量的极差值对比各变量对挠度值大小的影响程度。

由表2可知,通过 R 值的大小对比,在现有的3个变量中,变量3(挠性梁尺寸)是影响程度最高的变量,其次是变量2(靶面厚度),最后是变量1(靶面尺寸)。所以3个变量对挠度值大小的影响程度排

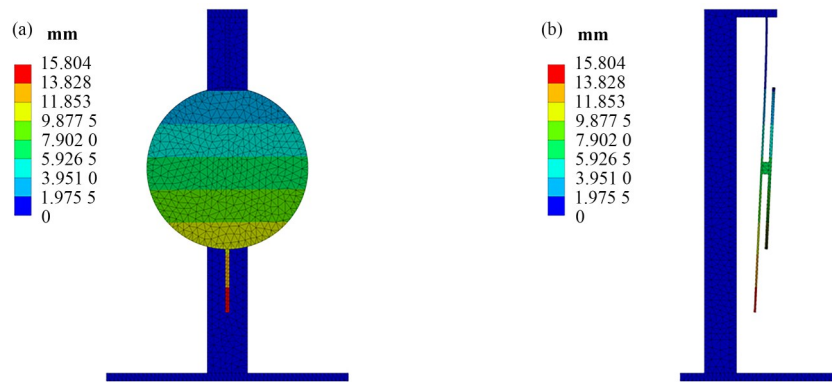


图3 测量平台力学仿真图
Fig.3 Mechanical simulation diagram of the measurement platform

表1 不同尺寸组件下的挠度模拟结果
Table 1 Deflection simulation results for components of different sizes

编号 Number	靶面尺寸 Target dimensions / mm	靶面厚度 Target thickness / mm	挠性梁尺寸 Flexible beam dimensions / mm	最大挠度值 Maximum deflection / mm
1	1(400)	1(5)	1(5×10×750)	15.804
2	1	2(7)	2(6×13×750)	7.217 3
3	1	3(10)	3(8×15×750)	1.673 4
4	2(500)	1	3	1.618 9
5	2	2	2	6.719 4
6	2	3	1	15.367
7	3(600)	1	2	6.762
8	3	2	1	15.372
9	3	3	3	2.049 8

表2 极差分析
Table 2 Range analysis

项 Item	水平 Level	靶面尺寸 Target dimensions / mm	靶面厚度 Target thickness / mm	挠性梁尺寸 Flexible beam dimensions / mm
K	1	24.69	24.18	46.54
	2	23.71	29.31	20.70
	3	24.18	19.09	5.34
K_{avg}	1	8.23	8.06	15.41
	2	7.90	9.77	6.90
	3	8.06	6.36	1.78
最佳水平 Optimal level		1	2	1
R		0.33	3.40	13.73

序为：变量3(挠性梁尺寸)>变量2(靶面厚度)>变量1(靶面尺寸)。通过图4可以更加直观地观察到，变量3(挠性梁尺寸)的 K_{avg} 值波动幅度最大，其代表的意义为：相对于变量1(靶面尺寸)和变量2(靶面厚度)，变量3(挠性梁尺寸)发生改变时，对实验测试结果的影响最大。

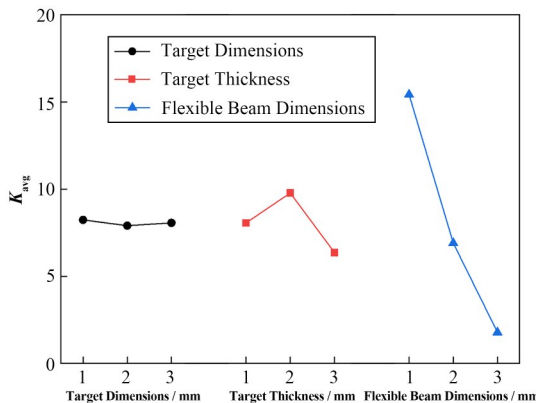


图4 变量取各水平时的 K_{avg} 值
Fig.4 The K_{avg} value at different levels of the variable

再结合各因变量的最佳水平可知，变量1(靶面尺寸)取第1个水平即400 mm时最优，变量2(靶面厚度)取第2个水平即7 mm时最优，变量3(挠性梁

尺寸)取第1个水平即5 mm×10 mm×750 mm时最优。综合上述分析可知，挠性梁尺寸是对测量结果影响程度最大的变量，在实验条件允许的前提下应该使用矩形截面尺寸尽量小的挠性梁，这样可以使挠度值更大，降低数据记录难度，提高测量准确性。在本挠性梁测量平台中，测量平台的最优尺寸组件组合为：靶面尺寸400 mm，靶面厚度7 mm，挠性梁尺寸5 mm×10 mm×750 mm。

2.2 推力测量系统热力耦合场仿真分析

电推进器在工作时需要将气态推进剂电离为等离子体，然后在外部磁场的作用下利用洛伦兹力将等离子体加速排出，从而实现产生推力的效果。被加速排出的等离子体羽流携带高能量轰击在挠性梁测量平台的目标靶靶面上，对测量平台各结构组件的材料选择和稳定性提出了很高的要求。

目标靶在实验中起到直接拦截等离子体羽流的作用，羽流具有带电性和高温度的特点，因此需要严格比对挑选制作目标靶的材料，选取了市面上常见的三种耐高温材料，分别对材料的熔点、导热系数、屈服强度、抗压强度以及绝缘性能进行了调研，表3为金云母、石墨和304不锈钢的材料属性。

表3 三种常见耐高温材料的材料属性
Table 3 Material properties of three common high-temperature resistant materials

材料 Materials	熔点 Melting point / °C	导热系数 Thermal conductivity / W·(m·K) ⁻¹	屈服强度 Yield strength / MPa	抗压强度 Compressive strength / MPa	绝缘性能 Insulating properties
金云母 Phlogopite	1 200	2~4	50~150	100~300	绝缘 Insulation
石墨 Graphite	3 600	1 000	20~40	40~100	不绝缘 Not insulation
304 不锈钢 304 stainless steel	1 400	15	210~350	500~700	不绝缘 Not insulation

从表3可以看出，石墨的熔点和导热系数最高，不锈钢的屈服强度和抗压强度最高，但是对于目标靶来说最重要的材料属性是导热性能和绝缘性能，如果目标靶具有很高的导热系数和导电性能，就会

把高温等离子体羽流中的能量传递到挠性梁和推力测试平台的设备上，这会造成挠性梁结构属性的改变以及测试平台测量设备的使用异常，从而引起推力测量实验的误差。综上所述，目标靶的制备材料

应选择使用导热系数最低且绝缘的金云母,为了改善金云母熔点相对较低的缺点,目标靶使用几万张云母片压制而成,这样即使目标靶接触高温羽流发生热分解反应,依然可以保证测量平台的正常运行。挠性梁的材料选择用304不锈钢,这是因为304不锈钢耐腐蚀同时可以在高温中工作。在实验中,虽然目标靶会阻挡大部分热量向挠性梁传递,但是考虑

到在极高温下,304不锈钢的强度和韧性会发生变化,因此有必要研究在高温环境下,挠性梁测量平台是否可以稳定工作。测量平台选用§2.1中400 mm直径目标靶、7 mm靶面厚度、5 mm×10 mm×750 mm挠性梁的最优尺寸组件组合,图5为测量平台在温度场和热力耦合场下的仿真实验图。

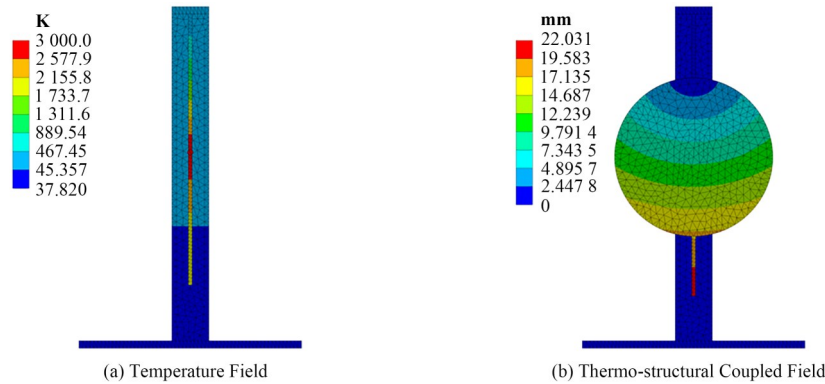


图5 测量平台热力学仿真图
Fig.5 Thermodynamic simulation diagram of the measurement platform

图5(a)表示在目标靶靶面施加3 000 K稳态温度场,以此模拟实验中目标靶受到等离子体羽流轰击的过程,可以看出,挠性梁在与目标靶接触处有明显温度变化;图5(b)测量平台在10 N标准力作用下的变形量,此时最大挠度值依然发生在挠性梁底部,但是最大挠度值增长到22.031 mm,这是因为在高温条件下304不锈钢的强度会显著降低,从而更容易发生形变。因此需要针对测量平台在不同温度、不同标准力作用下的形变量做多组模拟仿真实验。

图6表示测量系统分别在1 000 K、2 000 K、3 000 K温度场,5 N、10 N、15 N以及20 N标准力作用下,挠性梁产生的最大挠度值曲线,可以看出,随着温度升高,挠度值曲线的线性关系程度越来越低,这说明高温对304不锈钢的强度影响很大。因此平台在挠性梁和目标靶之间使用特制特质卡箍的连接方式,避免热量直接传递,并在挠性梁上缠绕铝箔和隔热棉,降低高温对测量系统准确性的影响。

3 推力测量系统总体设计及分析

3.1 平台装置

为满足测量电推进器推力的需求,结合模拟仿真结果,搭建了一套基于挠性梁结构的推力测量平台。平台主要部分由位移测量系统、测控系统和标定系统组成,其中位移测量系统和标定系统在真空设备内,通过标定系统可以在真空设备外远程完成

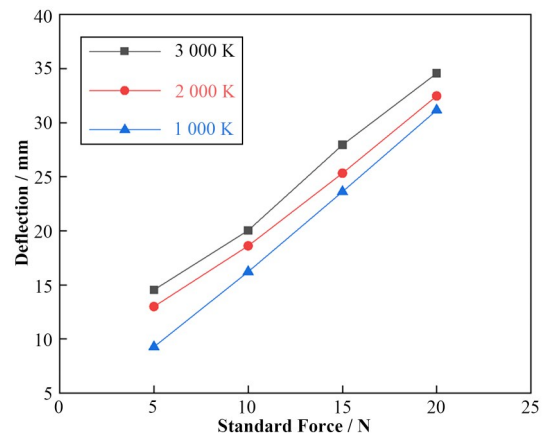


图6 不同温度下挠度与标准力间的关系曲线
Fig.6 Relationship curve between deflection and standard force at different temperatures

标定实验;位移测量系统主要由激光位移传感器完成信号采集功能,可以通过小位移控制器调整激光位移传感器和挠性梁之间的距离,保证两者之间的距离在激光位移传感器的测量范围内;测控系统主要负责完成控制真空设备内测量平台移动、处理采集到的位移信号,并结合标定实验中获得的弹性系数,将实时推力和振动曲线等数据显示在测量程序的界面内。平台的装置如图7所示。

3.2 测试步骤

在电推进器的推力测试地面实验中,未进行实验时真空设备压力持续保持在 10^{-3} Pa。实验开始

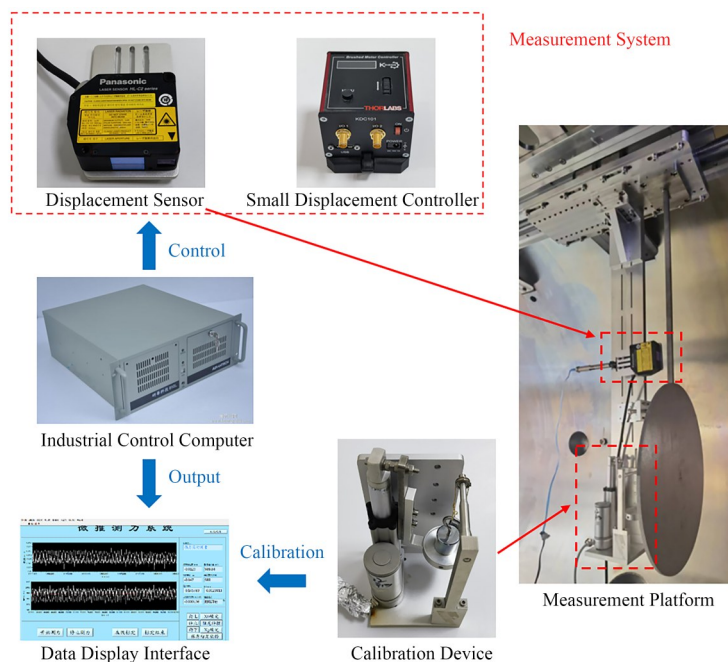


图7 基于挠性梁结构的推力测试装置示意图
Fig.7 Diagram of thrust testing device based on flexible beam structure

前,通过标定系统测量挠性梁挠度和标准力之间的比例系数 k ,数据会保存在测试程序后台。开始投放推进剂后,观察振动曲线,待振幅趋于稳定后,开启推进器电源,此时可以根据实验要求,调整推进器的特定工作参数,观察振动曲线和输出数据稳定之后,关闭推进器并停止供应推进剂。测试系统会根据实验开始前标定的比例系数 k ,以及开启推进器前后位移测量系统采集到的信号差值,计算出推进器在此工况下产生的推力。

3.3 标定系统设计

标定系统组件主要包括电控真空升降平台、F1级标准砝码、高精度定滑轮组件和凯夫拉绳。标定实验的原理为:在测试平台上施加不同大小的标准力,通过激光位移传感器精确测量挠性梁的挠度值变化,多次改变施加的标准力,计算每两次标准力之间差值与挠度值差值的比,从而得出测量平台的比例系数 k 。在本标定系统中,标准力由标准砝码的重力通过定滑轮提供,标准砝码通过凯夫拉绳经过定滑轮连接在目标靶上,凯夫拉绳是一种耐高温的高弹性模量材料,其弹性模量在120~180 GPa之间,可以减少由标准砝码和目标靶之间连接绳的弹性变形引起的标定误差。

标定系统的精度是衡量一个挠性梁结构推力测试平台稳定性和重复性的关键,因为在实验过程中,需要改变推力测试平台的位置,每次更换位置后都应该对平台重新进行标定实验。但是标定实验需要



图8 标定系统组件实物图
Fig.8 Physical diagram of calibration system components

在真空状态下进行,无法打开真空设备,所以不能通过更换不同质量砝码的方式,来实现施加标准力大小的改变。为完成实验中不同位置的标定实验,在标定系统中添加了可远程控制的升降平台,通过平台升起拖住砝码使目标靶不受力,与下落平台悬挂砝码使目标靶受到砝码重力,实现了测量系统受到不同标准力的需求,通过记录激光位移传感器不同的输出信号,在真空设备外完成了对推力测试设备的远程标定实验。但是远程标定实验无法更换砝码,只能完成一次标准力的改变,因此需要在真空设

备外,通过多次更换标准砝码的方式,提前验证标定系统中标准力与输出信号之间的线性度。分别使用100 g、150 g、200 g、300 g标准砝码进行了三次标定

实验,在不同标准力下测量系统输出的数据见表4。

表4 不同标准力作用下系统输出挠度值
Table 4 Deflection values of the system output under different standard force

编号 Number	100 g 挠度值 Deflection value for 100 g / mm	150 g 挠度值 Deflection value for 150 g / mm	200 g 挠度值 Deflection value for 200 g / mm	300 g 挠度值 Deflection value for 300 g / mm
First time	0.129 493 4	0.195 503 7	0.261 514 1	0.393 534 7
Second time	0.129 354 1	0.195 125 4	0.261 896 7	0.393 439 3
Third time	0.129 874 9	0.195 355 4	0.260 836 1	0.393 797 2

根据表4数据整理出图9,经计算标定系统输入(标准力)与输出(挠度值)之间线性相关程度非常高,相关系数大于等于0.999 9,同时三次标定实验还证明此方法具有很好的稳定性,因此可以使用添加升降平台的方式完成远程标定实验。

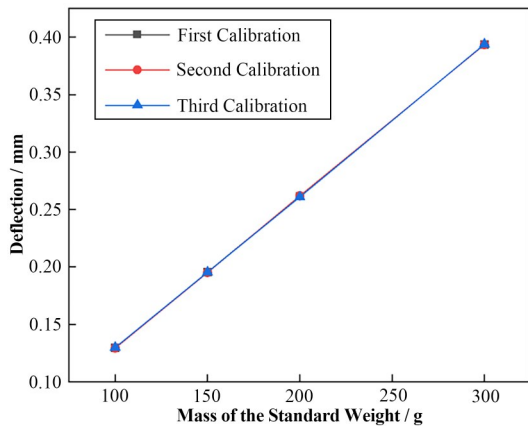


图9 标定系统中输入与输出信号的线性度检验
Fig.9 Linearity test of input and output signals in the calibration system

4 结果与讨论

4.1 推力测试结果

本文设计并搭建的推力测量平台主要针对工作中会产生高温等离子体羽流的电推进器,解决其推力无法测量的研究难点,以可变比冲磁等离子体火箭为例,图10为可变比冲磁等离子体火箭在中心磁场0.2 T,推进剂质量流率为 $20 \text{ mg} \cdot \text{s}^{-1}$ 工况下的推力数据,从图10可以直观地看出,推力与中心磁场具有强相关性。

当可变比冲磁等离子体火箭工作达到稳态时,在80~110 s范围内,推力平均值为266.5 mN,即为此工况下推进器产生的推力。

4.2 磁喷嘴磁场强度对推力的影响

可变比冲磁等离子体火箭的主要加速方式是通过洛伦兹力加速等离子体,推进剂被电离后会在磁

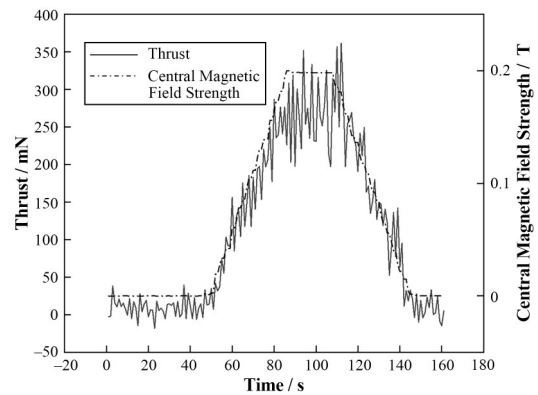


图10 推力与中心磁场关系图
Fig.10 Relationship diagram between thrust and center magnetic field strength

喷嘴的作用下被加速排出,因此磁喷嘴的磁场强度会直接影响推进器产生的推力。磁场场强与线圈电流的关系为:

$$B = \frac{\mu_0 \cdot I \cdot N}{2R} \quad (8)$$

式中: B 是磁喷嘴中心磁场强度; μ_0 是真空中磁导率; I 是线圈电流; N 是线圈匝数; R 是线圈半径,由公式可知磁喷嘴中心磁场强度与线圈电流呈正相关。设计实验通过改变线圈电流的大小来验证磁喷嘴磁场强度与推力之间的关系,实验结果如图11所示。

图11中上方折线代表推进器在推进剂质量流率为 $15 \text{ mg} \cdot \text{s}^{-1}$ 的工况下,分别在线圈电流为10 A、15 A、25 A时测得的推力值;下方折线代表推进器在推进剂质量流率为 $5 \text{ mg} \cdot \text{s}^{-1}$ 的工况下,分别在线圈电流10 A、15 A、25 A时测得的推力值。从图11可以看出,推力随线圈电流增大而增大,且气态推进剂质量流率提高时也会提高推力值,这是因为提高质量流率会增加等离子体的动量和喷出速度。

4.3 误差修正

挠性梁结构推力测量系统的测量误差主要分为随机误差和固有误差,其中随机误差主要由等离子体羽流撞击靶面产生的振动引起,可以通过增加阻

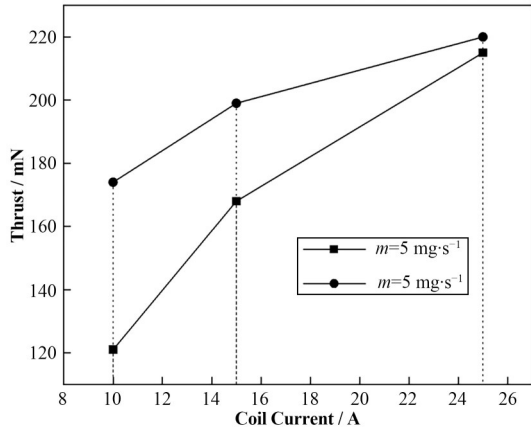


图 11 线圈电流与推力间关系图

Fig.11 Diagram of the relationship between coil current and thrust

尼的方式减小误差,如悬挂砝码;固有误差主要来源于目标靶不能完全拦截电推进器产生的等离子体羽流,因为霍尔效应电推进器在工作中产生的等离子体羽流呈轴对称喇叭状排出,但是在推力测量实验中由于真空设备的限制,导致目标靶尺寸无法完全覆盖等离子体羽流,造成实验测得推力数据小于实际推力的误差。根据§2.1中的模拟仿真结果,记录了实验中不同测得推力对应的挠度值,并与仿真结果对比,图 12 为实验中和仿真结果中推力与挠度值的关系。

从图 12 可以看出,实验结果和仿真结果之间存

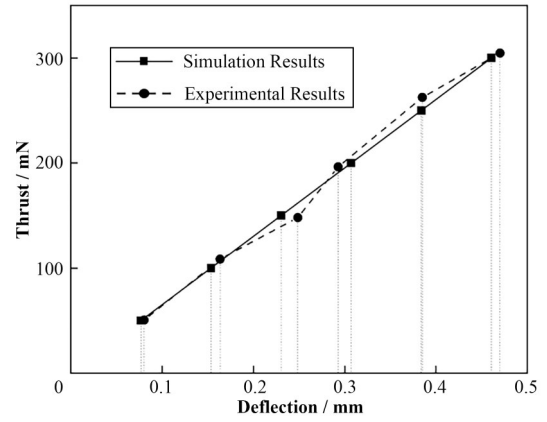


图 12 实验结果和仿真结果对比图

Fig.12 Comparison between experimental and simulation results

在误差,这种误差主要来自于振动和靶面尺寸的影响,其中靶面尺寸带来的影响可以采用离子通量分布法进行误差修正,在数据处理阶段,假设推进剂完全电离的前提下,可以用等离子体羽流中的离子通量分布类比电推进器产生的推力分布,进而利用离子通量分布比例对推力测量结果进行误差修正。如图 13 所示,以目标靶圆心为原点建立直角坐标系,目标靶直径为 400 mm,假设在当前截面内电推进器产生的等离子体羽流分布在区域 D 内,则可以通过计算分布在目标靶拦截面积区域内等离子体通量和分布在区域 D 内等离子体通量之比,修正由目标靶靶面尺寸引起的测量误差。

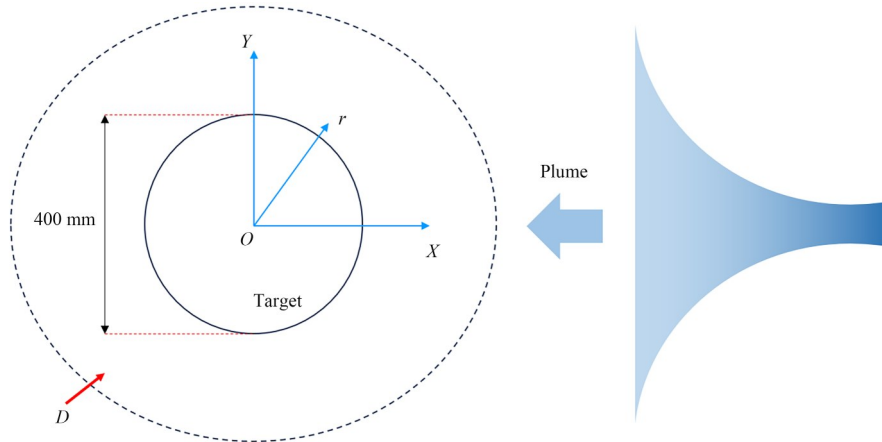


图 13 羽流离子分布截面图

Fig.13 Cross-sectional diagram of plume ion distribution

令目标靶拦截区域为 D_T , $D_T = \{(x, y) | -200 \leq x \leq 200, -200 \leq y \leq 200\}$, 区域 D 代表图 13 中虚线框内部分,离子通量分布为 $I(r)$, 其中 $r = \sqrt{x^2 + y^2}$, 且 $(x, y) \in D$, 则区域 D 内离子通量和区域 D_T 内离子通量之比 k_1 为:

$$k_1 = \frac{\iint_D I(\sqrt{x^2 + y^2})}{\iint_{D_T} I(\sqrt{x^2 + y^2})} \quad (9)$$

其中:离子通量分布可以在实验中通过法拉第探针测量,通过式(9)可以对挠性梁结构推力测量系统的

固有误差进行修正,修正后推力 F_e 和实验测得推力 T 之间的关系为 $F_e = k_1 T$ 。

5 结语

本文针对电推进器的推力测量进行了研究,其中基于可控核聚变思想发展的霍尔效应电推进器,如霍尔推进器、磁等离子体推进器和可变比冲等离子体火箭,在工作中会产生高温等离子体羽流,通过一种基于挠性梁结构的推力测试方法,解决了上述几种推进器推力无法测量的难点。针对测量平台组件进行了力学和热力学仿真,结合正交实验法和拉丁方设计法,总结出一套通用的挠性梁结构推力测试平台关键部件结构尺寸设计方法,在本真空设备条件下的最佳测量系统结构尺寸为靶面尺寸400 mm,靶面厚度7 mm,挠性梁尺寸5 mm×10 mm×750 mm;利用砝码升降平台实现了在真空设备外远程完成标定实验,并通过3次独立重复标定实验验证了该方法的可行性。通过实验以可变比冲磁等离子体火箭为例,在中心磁场0.2 T、推进剂质量流率为20 mg·s⁻¹的工况下,测得实时推力为266.5 mN,证明了测量平台的可行性,将推力测试结果与磁喷嘴磁场强度进行了比较,通过实验的方法验证了磁喷嘴磁场强度与推力之间的关系,得到可变比冲磁等离子体火箭产生的推力与磁喷嘴磁场强度成正相关的结论,最后针对挠性梁结构推力测量系统的固有误差,提出了一种适用于霍尔效应电推进器推力测量结果的误差修正方法。后续研究还需要在如何提高测量平台阻尼,减少推力测量误差等方面展开,以进一步满足电推进器地面测试的应用需求。

作者贡献声明 王洛麒负责设计实验,搭建平台并开展实验,处理数据和文章撰写的工作;郑金星负责文章的整体构思和指导工作,并对文章内知识性内容做批评性审阅;刘海洋负责技术材料的支持工作;李飞负责对测量系统做理论指导;孟东东负责对测量系统做理论指导,并在搭建过程提供工程建议;陆玉东负责数据采集设备维护工作;杜宜凡负责统计分析工作;唐卓尧负责模拟仿真工作;吴涛负责实验设备搭建工作;史佳明负责数据采集设备搭建工作。

参考文献

- Zheng J X, Qin J G, Lu K, *et al.* Recent progress in Chinese fusion research based on superconducting tokamak configuration[J]. *Innovation (Cambridge (Mass))*, 2022, **3**(4): 100269. DOI: 10.1016/j.xinn.2022.100269.
- 周梦洁, 胡立群, 钟国强, 等. EAST在不同加热模式下的辐射响应研究[J]. *核技术*, 2020, **43**(3): 030605. DOI: 10.11889/j.0253-3219.2020.hjs.43.030605.
ZHOU Mengjie, HU Liqun, ZHONG Guoqiang, *et al.* Radiation response research under different heating modes of EAST[J]. *Nuclear Techniques*, 2020, **43**(3): 030605. DOI: 10.11889/j.0253-3219.2020.hjs.43.030605.
- 李成勋, 霍志鹏, 钟国强, 等. 磁约束聚变装置辐射监测系统概况[J]. *核技术*, 2023, **46**(2): 020001. DOI: 10.11889/j.0253-3219.2023.hjs.46.020001.
LI Chengxun, HUO Zhipeng, ZHONG Guoqiang, *et al.* Survey of radiation monitoring system for magnetic confinement fusion device[J]. *Nuclear Techniques*, 2023, **46**(2): 020001. DOI: 10.11889/j.0253-3219.2023.hjs.46.020001.
- Yu H C, Li H Y, Wang Y, *et al.* Brief review on pulse laser propulsion[J]. *Optics Laser Technology*, 2018, **100**: 57 - 74. DOI: 10.1016/j.optlastec.2017.09.052.
- Isayama S, Shinohara S, Hada T. Review of Helicon high-density plasma: production mechanism and plasma/wave characteristics[J]. *Plasma and Fusion Research*, 2018, **13**: 1101014. DOI: 10.1585/pfr.13.1101014.
- 李亦非, 付宸聪, 蔡国飙, 等. 微型射频离子推力器放电等离子体全局模型仿真研究[J]. *电工技术学报*, 2021, **36**(15): 3113 - 3123. DOI: 10.19595/j.cnki.1000-6753.tces.201625.
LI Yifei, FU Chencong, CAI Guobiao, *et al.* Global model co-simulation of RF ion thruster based on multi-physical field coupling[J]. *Transactions of China Electrotechnical Society*, 2021, **36**(15): 3113 - 3123. DOI: 10.19595/j.cnki.1000-6753.tces.201625.
- Grubišić A N, Gabriel S B. Development of an indirect counterbalanced pendulum optical-lever thrust balance for micro- to millinewton thrust measurement[J]. *Measurement Science and Technology*, 2010, **21**(10): 105101. DOI: 10.1088/0957-0233/21/10/105101.
- 刘向阳, 范宁军, 李科杰. 微型推进器推力测试的现状与发展趋势[J]. *测控技术*, 2004, **23**(5): 18 - 20. DOI: 10.19708/j.ckjs.2004.05.007.
LIU Xiangyang, FAN Ningjun, LI Kejie. The state-of-the-art and development tendencies of thrust measurement for micro-thrusters[J]. *Measurement & Control Technology*, 2004, **23**(5): 18 - 20. DOI: 10.19708/j.ckjs.2004.05.007.
- Xu K G, Walker M L R. High-power, null-type, inverted pendulum thrust stand[J]. *The Review of Scientific*

- Instruments, 2009, **80**(5): 055103. DOI: 10.1063/1.3125626.
- 10 Polk J E, Pancotti A, Haag T, *et al.* Recommended practice for thrust measurement in electric propulsion testing[J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, **33**(3): 539 – 555. DOI: 10.2514/1.B35564.
- 11 Manzella D, Jankovsky R, Hofer R. Laboratory model 50 kW Hall thruster[C]//38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 07 July 2002 - 10 July 2002, Indianapolis, Indiana. Reston, Virginia: AIAA, 2002: 3676. DOI: 10.2514/6.2002-3676.
- 12 宁中喜, 范金葵. 三丝扭摆微推力在线测量方法及不确定度分析[J]. 测控技术, 2012, **31**(5): 45 – 48. DOI: 10.19708/j.ckjs.2012.05.011.
NING Zhongxi, FAN Jinrui. On line measurement method of three-wire torsion pendulum micro thrust and analysis of its uncertainty[J]. Measurement & Control Technology, 2012, **31**(5): 45 – 48. DOI: 10.19708/j.ckjs.2012.05.011.
- 13 杨涓, 刘宪闯, 王与权, 等. 微波推力器独立系统的三丝扭摆推力测量[J]. 推进技术, 2016, **37**(2): 362 – 371. DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2016.02.022.
YANG Juan, LIU Xianchuang, WANG Yuquan, *et al.* Thrust measurement of an independent microwave thruster propulsion device with three-wire torsion pendulum thrust measurement system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, **37**(2): 362 – 371. DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2016.02.022.
- 14 李得天, 张伟文, 张天平, 等. 空间电推进地面综合测试评价技术研究[J]. 真空与低温, 2017, **23**(5): 266 – 273. DOI: 10.3969/j.issn.1006-7086.2017.05.004.
- LI Detian, ZHANG Weiwen, ZHANG Tianping, *et al.* Ground integrated test and evaluation technology for space electric propulsion[J]. Vacuum and Cryogenics, 2017, **23**(5): 266 – 273. DOI: 10.3969/j.issn.1006-7086.2017.05.004.
- 15 Yanagi R, Kimura I. New type of target for the measurement of impulse bits of pulsed plasma thrusters [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1982, **19**(3): 246 – 249. DOI: 10.2514/3.62245.
- 16 Takao Y, Eriguchi K, Ono K. A miniature electrothermal thruster using microwave-excited microplasmas: thrust measurement and its comparison with numerical analysis [J]. Journal of Applied Physics, 2007, **101**(12): 123307. DOI: 10.1063/1.2749336.
- 17 Ding Y J, Fan H T, Ma D, *et al.* Extending service life of Hall thrusters: recent progress and future challenges[J]. Reviews of Modern Plasma Physics, 2019, **3**(1): 15. DOI: 10.1007/s41614-019-0036-y.
- 18 Boxberger A, Herdrich G. Integral measurements of 100 kW class steady state applied-field magnetoplasma dynamic thruster SX3 and perspectives of AF-MPD technology[C]//35th International Electric Propulsion Conference. 2017: 8 – 12.
- 19 Squire J P, Carter M D, Chang Diaz F R, *et al.* Advances in duration testing of the VASIMR®VX-200SS™System [C]//52th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. July 25-27, 2016, Salt Lake City, UT. Reston, Virginia: AIAA, 2016: 4950. DOI: 10.2514/6.2016-4950.