

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.04.002

轴对称矢量喷管作动系统矢量偏转受载特性研究

张海波, 蔡常鹏, 姜尚彬

(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: 针对轴对称矢量喷管实际工作时 A9 作动筒负载未知问题, 提出了结合轴对称矢量喷管空间运动学模型和矢量偏转 CFD 模型的耦合建模方法。首先根据 CFD 计算求解喷管扩张调节片受载情况, 然后由运动学模型确定偏转过程各调节机构空间位姿, 最后结合受力分析、力矩分析建立矢量喷管 A9 作动系统受载分析力学模型, 解得 A9 作动筒受载情况。仿真结果表明: 随着发动机工作状态的增加, 完成相同的矢量偏转角度, A9 作动筒输出力不断增大; A9 作动筒输出力随矢量偏转角增大而增大, 随矢量方位角变化呈现正弦周期性变化。该方法可为矢量喷管作动系统地面加载试验提供载荷谱, 具有重要的工程应用价值。

关键词: 轴对称矢量喷管; 作动筒负载; 受载分析; 作动系统

中图分类号: V231.1 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2020)04-0523-09

Research on Vector Deflection Loading Characteristics of Axisymmetric Vector Nozzle Actuation System

ZHANG Haibo, CAI Changpeng, JIANG Shangbin

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: In order to solve the problem of unknown load on A9 actuator when axisymmetric vectoring nozzle is working, a coupling modeling method combining the space kinematics model of axisymmetric vectoring nozzle and the vector deflection CFD model is proposed. Firstly, according to the CFD calculation, the load condition of the nozzle expansion adjusting plate is solved, then the space posture of each adjusting mechanism in the deflection process is determined by the kinematic model. Finally, combined with force analysis and moment analysis, a mechanical model for load analysis of the vector nozzle A9 actuation system is established, and the load condition of the A9 actuator is obtained. The simulation results show that the output force of A9 actuator increases with the increase of the engine working state at the same vector deflection angle, and the output force of A9 actuator increases with the increase of vector deflection angle and shows sinusoidal periodic change with the change of vector azimuth angle. This method can provide a load spectrum for the ground loading test of the vector nozzle actuation system, which has important engineering application value.

Key words: axisymmetric vector nozzle; actuator load; load analysis; actuation system

基金项目: 国家科技重大专项(2017-V-0004-0054)资助项目。

收稿日期: 2020-06-13; **修订日期:** 2020-07-08

作者简介: 张海波, 男, 教授, 博士生导师。江苏省“333工程”中青年学术带头人, 在 SCI、EI 收录源期刊发表或录用论文 80 余篇; 获授权发明专利 10 项, 软件著作权 2 项; 参编航空发动机控制、大飞机发动机控制专著 2 部; 获国防科技进步二等奖 2 项, 三等奖 1 项, 航空学会科学技术奖 1 项。

通信作者: 张海波, E-mail: zh_zhbb@126.com。

引用格式: 张海波, 蔡常鹏, 姜尚彬. 轴对称矢量喷管作动系统矢量偏转受载特性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(4): 523-531. ZHANG Haibo, CAI Changpeng, JIANG Shangbin. Research on vector deflection loading characteristics of axisymmetric vector nozzle actuation system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(4): 523-531.

随着战斗机对高速、高机动能力的需求,传统的舵面操控已满足不了作战需求,推力矢量技术油然而生。2018年11月6日珠海航展上歼-10B推力矢量验证机的惊艳亮相将轴对称矢量喷管技术(AVEN)带入公众视野,一系列高难度战术动作展示出轴对称矢量喷管技术对增强战机机动性能、短距起降能力的巨大潜力。

轴对称矢量喷管技术首先由GE公司20世纪80年代提出^[1-3],随后国内外学者对其进行了大量的理论研究工作。Rebolo等^[4-13]通过数值模拟,利用不同的湍流模型,研究了不同几何结构的轴对称矢量喷管矢量偏转气动性能,并建立了性能优化模型。

王玉新^[14]通过双Stewart并联机构构建了轴对称矢量喷管A8、A9作动系统空间运动学模型,揭示了作动筒输出位移与矢量偏转之间的约束关系,而在轴对称矢量喷管动力学建模方向的研究较少。王汉平等^[15-16]利用ADAMS及AMESim构建了轴对称矢量喷管多体动力学模型,分析了冷态下作动机构同步、摆头等工况下的受载和动态特性。张昊等^[17]基于AMESim仿真平台搭建了A8环液压作动系统模型,通过机电液一体化耦合仿真获得冷态下调节喷管喉道面积的A8作动系统受载特性。

上述研究仅限于矢量喷管非工作状态大气环境条件下的动力学建模仿真,对于发动机实际工作状态下矢量偏转的动力学特性的研究,特别是实现矢量偏转的A9作动系统受载分析尚未涉及。并且在实际工程中,由于作动系统作动筒驱动力未知,地面状态模拟发动机工作状态下矢量偏转特性的加载试验准确性无法保证,可能会导致所设计的液压作动系统在矢量偏转试车中达不到连续偏转要求。因此,研究喷管实际工作状态下矢量偏转作动系统受载特性对轴对称矢量喷管作动系统的设计、试验、降低研发成本具有重要意义。

本文首先通过数值模拟建立发动机不同工作状态、不同偏转角度矢量喷管扩张调节片载荷模型,根据已建立的轴对称矢量喷管空间运动学模型仿真得到不同偏转角度下矢量偏转作动系统空间几何状态,将两者相耦合进行受力分析、力矩分析,建立矢量喷管实际工作状态下的矢量偏转作动系统受载分析力学模型。

1 轴对称矢量喷管作动系统简介

典型的轴对称矢量喷管作动系统简图如图1所示,基本结构包括机匣、A8调节环(喉道面积调节环)、A8环作动筒、收敛调节片、A9转向控制环、A9环作动筒、扩张调节片、密封片、外整流罩、连杆

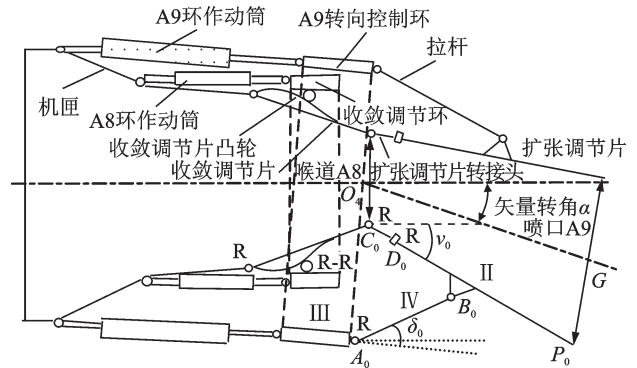


图1 AVEN装置结构简图

Fig.1 Structure of AVEN device

等构件。该装置为双Stewart平台驱动的结构,通过并联于双Stewart平台之间的十几组连杆实现A8喉道面积的收扩以及A9的矢量控制。

由AVEN装置的结构组成和连接部分的关系,可将其分为前段、中段、末段3部分。前段为A8驱动机构,中段为A9驱动机构,末段为扩张调节片。

前段与加力燃烧室机匣直接相连,用于控制喷管喉道面积,通过Stewart并联机构作动,机匣为静平台,A8调节环为动平台,3个可伸缩的SPS作动筒将动平台与静平台相连。

中段为A9转向控制环和机匣组成的扩张段Stewart并联作动装置。机匣为静平台,A9转向控制环为动平台,3个可伸缩的SPS作动筒连接动平台与静平台,实现A9转向控制环的空间运动。

末段为时变几何体部分,该部分由若干空间RSRR-RRR(凸轮副高副低代)运动链构成,该部分的空间形状随着A8、A9控制环的姿态变化而改变。

本文重点研究矢量喷管A9作动系统的动力学特性,A9作动系统由3个A9环作动筒驱动,其空间分布如图2所示。

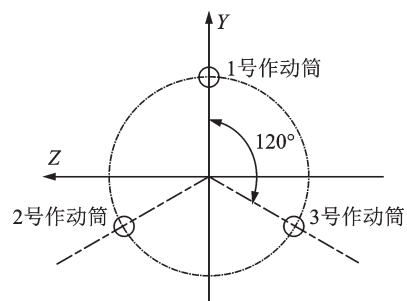


图2 A9作动筒排布

Fig.2 Layout of A9 actuator

A9环作动筒左端与机匣相连,右端连接A9转向控制环,当A9环作动筒输出位移不同步时,A9控制环发生偏转,进而带动各拉杆另一侧的各扩张调节片在A8喉道截面的基础上进行偏转,带动了A9截面面积和推力矢量方向的变化。

2 轴对称矢量喷管作动系统卸载分析建模

针对矢量喷管实际工作状态的卸载特性研究,本文提出了一种基于 AVEN 空间运动学分析和矢量偏转 CFD 计算的耦合建模研究,具体思路如图 3 所示。

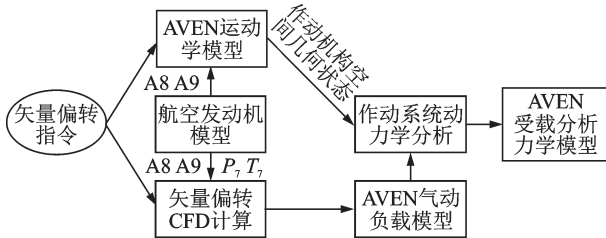


图 3 AVEN 卸载分析建模流程

Fig.3 AVEN load analysis modeling process

给定矢量偏转指令后,首先由发动机模型输出当前工作状态的喷管喉道、出口截面面积,根据已经建立的 AVEN 空间运动学模型求解出矢量偏转作动系统 A9 转向控制环、拉杆、扩张调节片当前偏转状态的空间位姿;然后根据发动机模型输出当前工作状态喷管进口截面的总温总压、各截面面积等参数进行矢量偏转 CFD 计算,获得各调节片气动负载特性。最后耦合两者进行作动系统力学分析,从而建立 A9 作动系统矢量偏转卸载分析力学模型。

2.1 矢量喷管 CFD 计算

轴对称矢量喷管可实现 360° 全方位连续偏转,因此需要进行三维数值模拟。图 4(a) 为矢量喷管二维几何结构, L_1, L_2 分别为喷管收敛调节片和扩张调节片长度, R_8, R_9 分别为喷管喉道截面和出口截面面积,由发动机模型确定。基于 UG, 根据已知的尺寸参数绘制矢量偏转三维结构图如图 4(b) 所示。

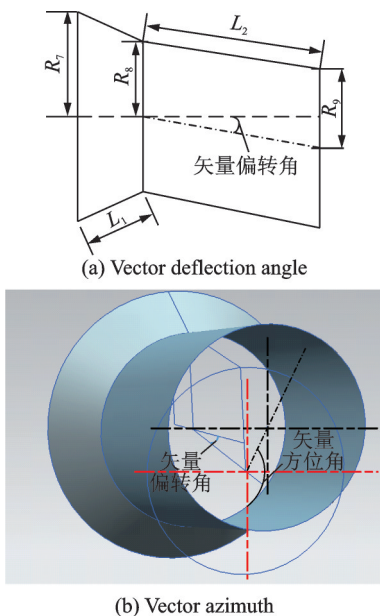


图 4 AVEN 简化结构

Fig.4 Simplified structure of AVEN

所示,利用该模型进行数值模拟的网格划分。为保证计算结果的准确性,针对喷管近壁面部分、进出口截面和喉道截面采用比例因子为 1.2 的局部加密,最终得到结构化六面体网格模型如图 5 所示。

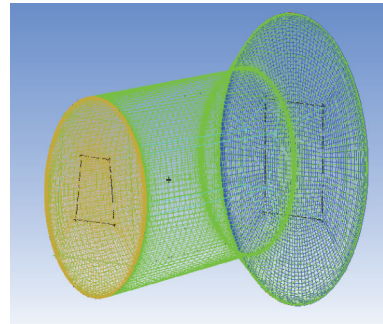


图 5 网格划分

Fig.5 Mesh division

轴对称矢量喷管三维矢量偏转仿真计算使用 FLUENT 软件。北京航空航天大学罗静等^[18]研究了不同湍流模型计算轴对称喷管的内流特性,通过与实验数据进行对比分析得出了 S-A 一方程模型数值模拟精度最高的结论。因此选择 S-A 湍流模型,进口边界条件为压力进口,出口边界条件为压力出口,相关参数均由发动机模型确定。

2.2 矢量喷管作动系统气动力学分析

在轴对称矢量喷管正常工作时,轴对称矢量喷管 A9 作动系统所受外力除喷管扩张段气动负载外,还有作动筒提供的液压力。在静态时,满足作动筒液压力传导的作用力与扩张调节片气动合力之间的受力平衡,以及关于旋转副的力矩平衡。当作动筒液压力改变时,在合力及合力矩的作用下,调节片关于转轴旋转(收敛调节片在径向旋转,扩张调节片通过十字转接头在径向和切向都有旋转),受力简图如图 6 所示,利用积分的方法计算其绕 R 副旋转的受力。其中,转向控制环假设为理想的,不考虑其转动惯量及力的传递效率。定义作动系统广义坐标系沿喷管轴线方向(水平方向)为 X 轴,垂直方向为 Y 轴,垂直纸面向外方向为 Z 轴。

作用在扩张密封片上的气动载荷通过密封片与调节片的搭接处传到扩张调节片上,因此通过增

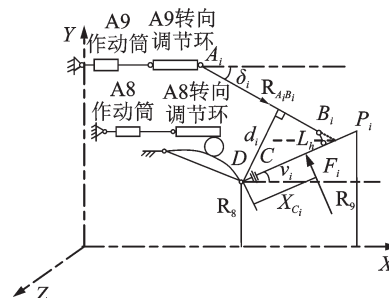


图 6 扩张调节片受力分析

Fig.6 Force analysis of expansion adjustment piece

大扩张调节片的面积来考虑密封片的载荷。

扩张调节片上载荷为

$$F_i = \int_0^{L_{DP}} P_i(x) S(x) dx \quad (1)$$

式中: $P_i(x)$ 为沿扩张调节片轴向静压分布, 通过对 CFD 计算得到的各偏转状态喷管纵剖面载荷分布曲线拟合求解; $S(x)$ 为沿扩张调节片轴向面积分布, 积分区域为扩张调节片长度。

扩张调节片气动力合力作用点为

$$X_{Ci} = \frac{1}{F_i} \int_0^{L_{DP}} P_i(x) S(x) x dx \quad (2)$$

作用在扩张调节片上的气动力合力 F 由三角拉杆 AB 平衡。三角拉杆通过旋转副与转向调节环连接, 三角杆沿 AB 方向的受力对十字转接头连接点 D 的力矩平衡扩张调节片的气动力矩。即

$$R_{A_i B_i} \times d_i = F_i \times X_{Ci} \quad (3)$$

式中 d_i 为三角杆 $A_i B_i$ 至点 D_i 的距离。由此求出三角杆受力 $R_{A_i B_i}$ 。其中

$$d_i = \sin(\nu_i + \delta_i + \theta_i) \left[\frac{L_h}{\tan(\nu_i + \delta_i + \theta_i)} + (L_{DP} - L_{DC}) + L_{DC} \cdot \cos\omega_i \right] \quad (4)$$

式中: δ_i 为三角杆与轴向夹角, ν_i 为扩张调节片扩张角, ω_i 为扩张调节片切向转角, θ_i 为不同调节片位置点 A9 转向控制环偏转角, L_h 为挂点 B 至扩张调节片高度, L_{DC} 为十字转接头长度, L_{DP} 为扩张调节片长度。角度参数可通过轴对称矢量喷管空间运动学模型求解。

将喷管上壁面调节片标为 0 号, 下壁面调节片标为 n 号, 沿喷管周向顺时针方向自 0 号调节片至 n 号调节片 δ_i, ν_i 近似为线性变化, 可得

$$\nu_i = \nu_0 + \frac{i}{n} (\nu_n - \nu_0) \quad (5)$$

$$\delta_i = \delta_0 + \frac{i}{n} (\delta_n - \delta_0) \quad (6)$$

$$\theta_i = \theta_0 + \frac{i}{n} (\theta_n - \theta_0) \quad (7)$$

三角杆受力通过转动副传至 A9 转向控制环上, 单个三角杆作用在 A9 转向控制环上的力为

$$F_{A_i B_i} = R_{A_i B_i} \cos\delta_i \quad (8)$$

当不考虑 A9 转向控制环定心装置的摩擦时, 转向控制环所受的轴向力全部由 3 个 A9 作动筒平衡。三角拉杆作用在转向控制环上的合力为

$$F_{\text{合}} = \sum_{i=0}^{2n-1} F_{A_i B_i} \quad (9)$$

式中累加区域 $i=0$ 至 $2n-1$ 表示沿喷管周向顺时针方向所有扩张调节片序号。当矢量方位角为 0° 或 180° , 即俯仰偏转时, 由于对称性, 序号大于 n 的调节片的角度参数和与其 XOY 平面对称位置对应的小于 n 的序号的调节片角度参数相同。

3 个作动筒输出力 F_1, F_2, F_3 与 $F_{A_i B_i}$ 对 A9 转向控制环上的两轴线 y_1, z_1 的力矩相平衡, 以及 $F_1 + F_2 + F_3 + F_{\text{合}} = 0$ 可求出 3 个作动筒受力。

当矢量偏转角变化时(矢量方位角固定为 180° 即向下俯仰偏转), 连接扩张调节片和 A9 转向控制环的三角杆受力在 A9 转向控制环 YOZ 偏转平面内分解示意图如图 7 所示。 F_{AB_T} 为由扩张调节片切向偏转引起的三角杆受力切向分量, 大小为 $F_{AB_T} = F_{A_i B_i} \sin\omega_i$; 而三角杆受力的法向分量可分解为与 A9 转向控制环偏转轴 X 轴平行(垂直纸面向内)的分力 F_{AB_A} 和沿 A9 转向控制环径向的分力 F_{AB_R} , 大小分别为

$$F_{AB_A} = F_{A_i B_i} \cos\omega_i \cos\delta_i \quad (10)$$

$$F_{AB_R} = F_{A_i B_i} \cos\omega_i \sin\delta_i \quad (11)$$

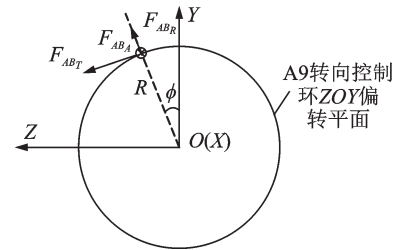


图7 三角杆受力在 A9 转向控制环 YOZ 偏转平面内分解示意图

Fig.7 Exploded schematic diagram of triangular rod under force in YOZ deflection plane of A9 steering control ring

由图示几何关系可得, F_{AB_T}, F_{AB_R} 对转向控制环 Y 轴和 Z 轴的力矩为 0, 则三角杆 $A_i B_i$ 受力对转向控制环 Y 轴、 Z 轴的合力矩为

$$M_Z = \sum_{i=0}^{2n-1} R_{A_i B_i} \cos\omega_i \cos\delta_i \cdot R \cos\phi_i \quad (12)$$

$$M_Y = \sum_{i=0}^{2n-1} R_{A_i B_i} \cos\omega_i \cos\delta_i \cdot R \sin\phi_i \quad (13)$$

式中: R 为转向控制环直径, ϕ_i 为三角杆末端与纵剖面(XOY 平面)夹角。

作动筒受力在转向控制环 YOZ 偏转平面上的示意图如图 8 所示, 作动筒输出力沿转向控制环偏转轴 X 轴的分量分别为 F'_1, F'_2, F'_3 , 则 3 个作动筒输出分力对转向控制环 Y 轴、 Z 轴的力矩分别为

$$M'_Z = -F'_1 R + F'_2 R \cos 60^\circ + F'_3 R \cos 60^\circ \quad (14)$$

$$M'_Y = F'_2 R \sin 60^\circ - F'_3 R \sin 60^\circ \quad (15)$$

由力矩平衡可得 $M'_Z + M_Z = 0$, $M'_Y + M_Y = 0$ 。当矢量方位角 $\beta = 180^\circ$ 即向下俯仰偏转时, 由于对称性 $F'_2 = F'_3, M'_Y = M_Y = 0$ 。则作动筒输出力为

$$F_1 = \frac{F'_1}{\cos\gamma_1} = \frac{1}{\cos\gamma_1} \left(F_2 + \frac{M_Z}{R} \right) \quad (16)$$

$$F_2 = \frac{F'_2}{\cos\gamma_2} = \frac{1}{3\cos\gamma_2} \left(F_{\text{合}} - \frac{M_Z}{R} \right) \quad (17)$$

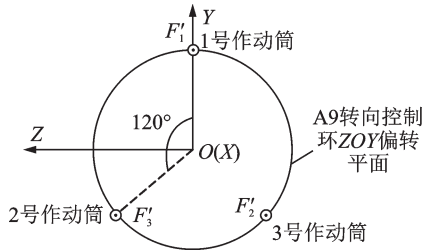


图 8 作动筒输出力在转向控制环 YOZ 偏转平面内示意图($\beta = 180^\circ$)

Fig.8 Schematic diagram of output force of actuator in YOZ deflection plane of steering control ring ($\beta = 180^\circ$)

当矢量方位角 $\beta = 0^\circ$ (即向上俯仰偏转)时,可等效为相同的调节片受力,仅作动筒排布位置发生变化,作动筒输出力简图如图 9 所示。

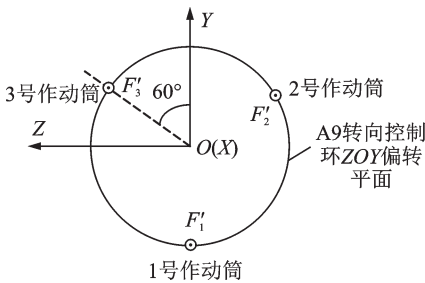


图 9 作动筒输出力在转向控制环 YOZ 偏转平面内示意图($\beta = 0^\circ$)

Fig.9 Schematic diagram of output force of actuator in YOZ deflection plane of steering control ring($\beta = 0^\circ$)

则作动筒输出力为

$$F_1 = \frac{F'_1}{\cos\gamma_1} = \frac{1}{3\cos\gamma_1} \left(F_{\text{合}} - \frac{2M_z}{R} \right) \quad (18)$$

$$F_2 = \frac{F'_2}{\cos\gamma_2} = \frac{1}{\cos\gamma_2} \left(F_1 + \frac{M_z}{R} \right) \quad (19)$$

当矢量方位角分别为 $60^\circ, 120^\circ, 240^\circ, 300^\circ$ 时,可等效为图 2 作动筒排列顺序发生变化。例如当 $\beta = 60^\circ$ 时,等效为图 2 中 3 号作动筒移至原 1 号作动筒位置,1、2 号作动筒分别移至原 2、3 号作动筒位置计算作动筒输出力。

3 A9 作动系统矢量偏转卸载特性仿真与分析

3.1 矢量偏转气动载荷仿真

本文结合某型双轴涡扇混排发动机部件级模型,选取发动机工作状态 $H=0, Ma=0$,油门杆角度(Power level angle, PLA)分别为 $50^\circ, 60^\circ, 70^\circ, 90^\circ, 110^\circ$ 作为典型的矢量偏转工况 CFD 计算。基于商用 CFD 计算软件 FLUENT,将上述状态发动机数学模型计算出的加力燃烧室出口总压、总温设置为压力进口边界条件,背压选择大气压力设置为压力

出口边界条件,选用 S-A 湍流模型进行矢量偏转角度分别为 $5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$ 的数值计算。假设轴对称矢量喷管扩张段由 24 块扩张调节片构成,相应的气动载荷模型分别如图 10,11 所示。

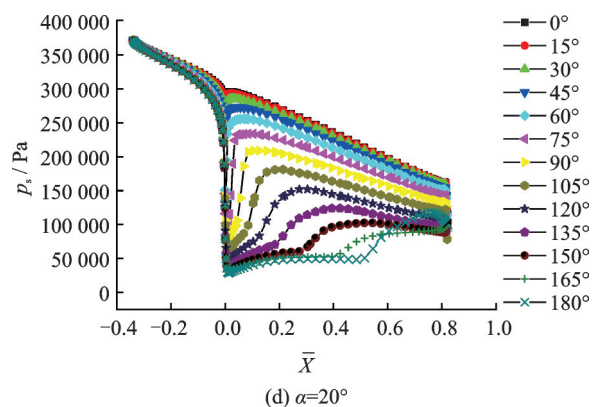
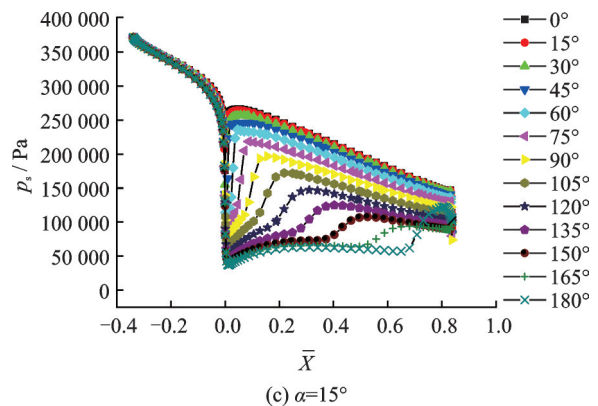
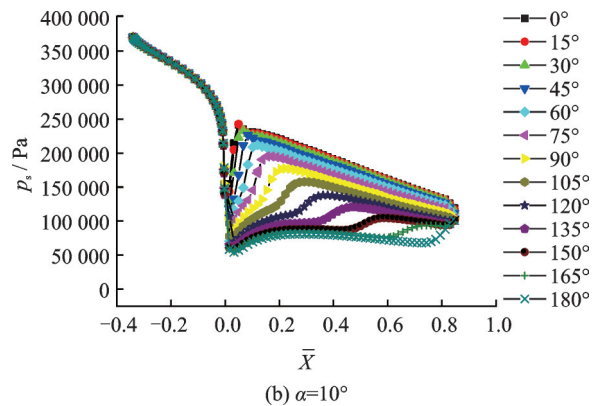
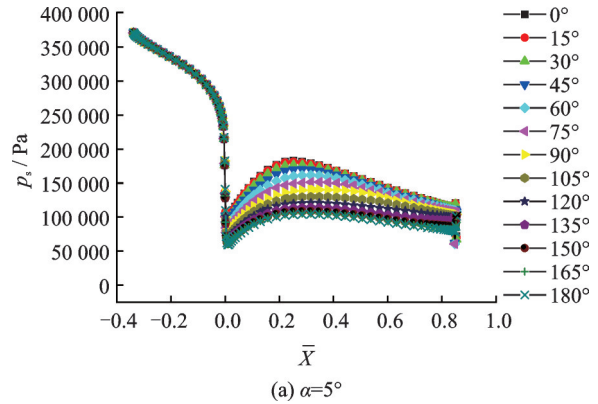


图 10 PLA=110° 矢量喷管调节片载荷分布

Fig.10 Vector nozzle adjustment plate load distribution at PLA=110°

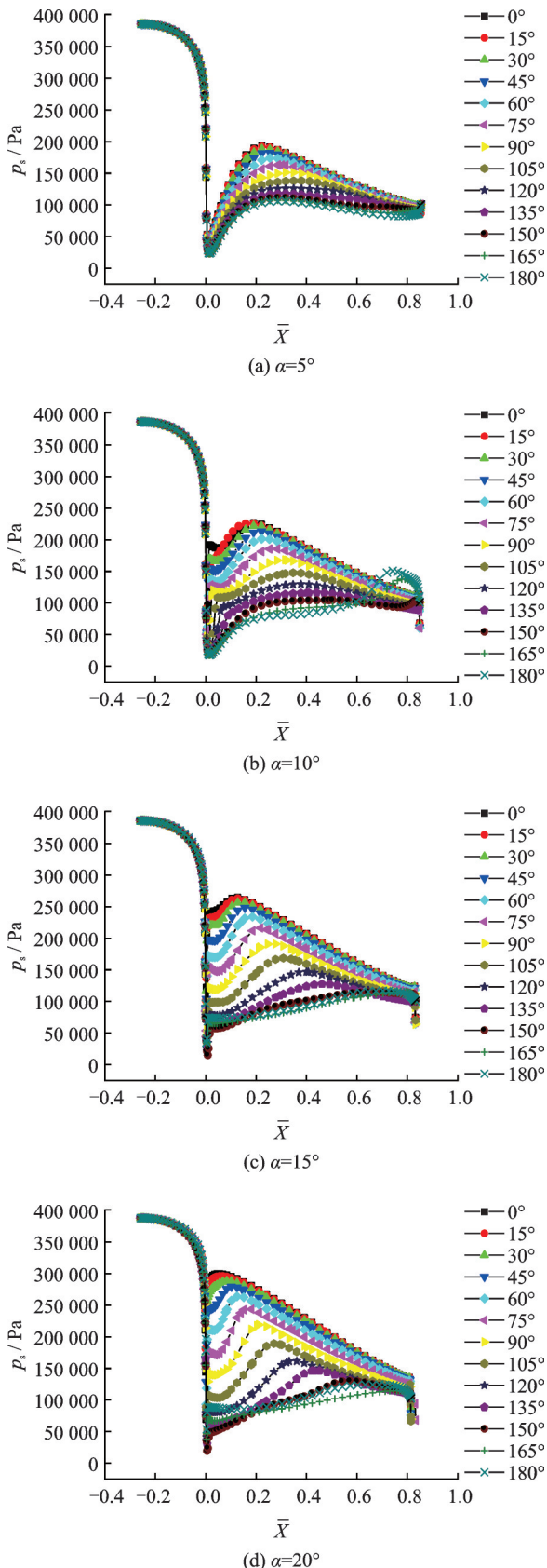


图11 PLA=70°矢量喷管调节片载荷分布

Fig.11 Vector nozzle adjustment plate load distribution at PLA=70°

由于篇幅限制仅列出 PLA=70°、110°时不同矢量偏转状态喷管各调节片气动载荷分布。图例中角度表示调节片与喷管纵剖面即 XOY 平面

夹角,调节片按顺时针方向排布,0°表示喷管上壁面,180°表示下壁面。由图可知,两种状态下与喷管纵剖面呈不同角度的内壁面载荷分布随矢量偏转角增大变化情况相似。喷管上壁面载荷分布最大,下壁面载荷分布最小,随矢量偏转角增大上壁面载荷不断增大,且增幅较大。下壁面载荷变化较小,由上壁面至下壁面壁面载荷逐渐减小。

3.2 A9 作动系统矢量偏转受载特性仿真

根据 3.1 节矢量偏转气动载荷计算结果,结合不同偏转状态运动学模型仿真,建立发动机不同工作状态、矢量方位角为 180°时,作动系统矢量偏转受载特性力学仿真模型,结果分别如图 12, 13 所示。

图 12 为矢量方位角固定为 180°时,发动机不同工作状态不同矢量偏转角度 A9 作动筒受力仿真结果,随着矢量偏转角度增大,1 号作动筒正向输出力不断增大,向外推动作动筒活塞输出位移,而分布位置与偏转方向相同的 2、3 号作动筒反向输出力不断增大,向内拉动作动筒活塞收缩位移,从而实现喷管的向下偏转,并且由于作动筒排布的对称性,2、3 号作动筒输出力相同。随着发动机工作状态的增大,作动筒需要输出更大的力才能实现相同角度的矢量偏转,与实际矢量喷管工作情况相符。此外,由仿真结果可知,排布距矢量偏转方向较远的作动筒需要输出更大的力完成矢量偏转。

图 13 为矢量偏转角为 20°时,不同发动机工作状态、矢量方位角由 0°连续变化至 360°作动筒输出力仿真结果。发动机不同工作状态作动筒受力变化趋势相同。3 个作动筒输出力呈正弦曲线规律变化,且相邻两曲线平移 120°可完全重合,当矢量方位角与作动筒所在位置角相同时,对应的作动筒受力达到最小值;当矢量方位角与作动筒位置角相反时(例如 2 号作动筒位置角为 120°,相反位置角为 300°),作动筒受力达到最大值,与文献[13]作动筒受力分析结论相符,表明本文提出的矢量喷管 A9 作动系统矢量偏转受载分析建模方法具有较高的置信度。

将矢量偏转角与矢量方位角的影响规律相结合,建立发动机不同工作状态 A9 作动筒受力的二维插值模型,图 14 为 PLA=110°时二维插值模型。

该二维插值模型可以视为上述一维等矢量偏转角和等矢量方位角曲线分别在偏转角和方位角维度上的延伸。当矢量偏转角为 0°时,3 个作动筒的等矢量偏转角线均为一条定值直线。随着矢量偏转角增大,等矢量偏转角线出现与图 12 相似的

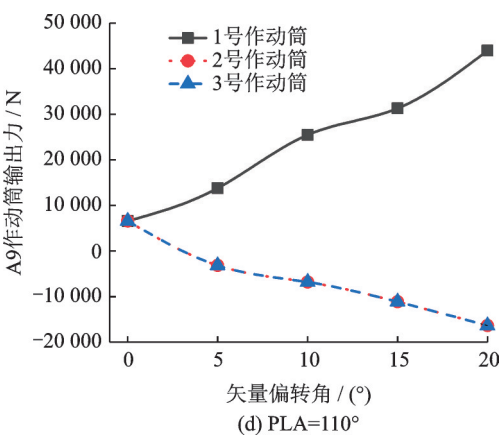
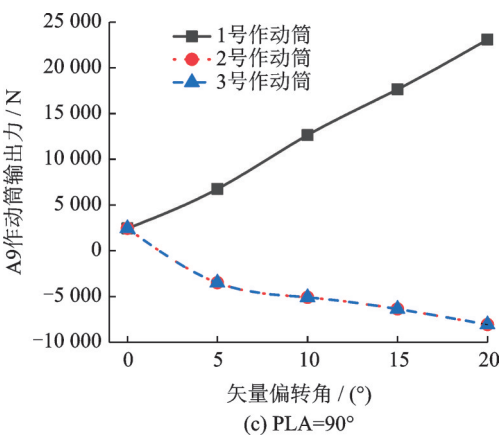
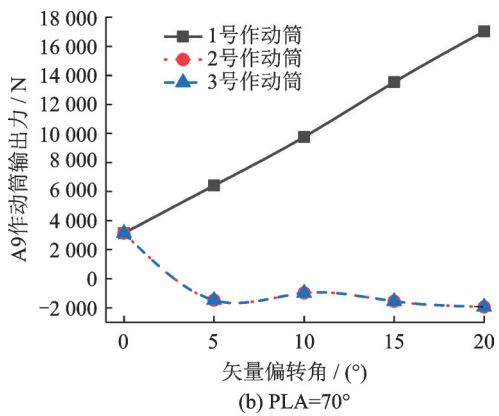
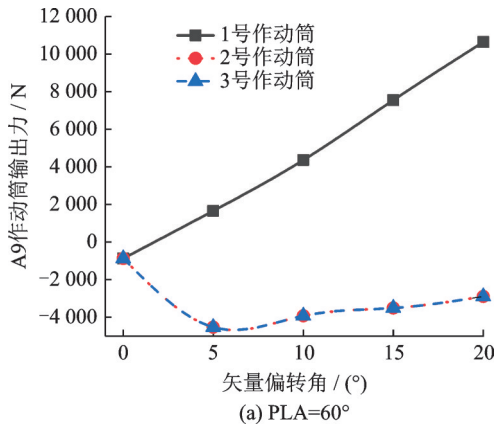


图 12 不同矢量偏转角作动筒受力

Fig.12 Forces on actuators at different vector deflection angles

变化趋势,且幅值逐渐增大;等矢量方位角线则呈非单调变化规律,其变化与矢量方位角大小有关。

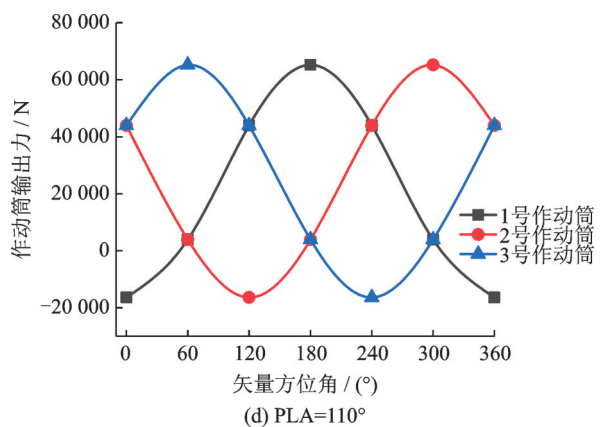
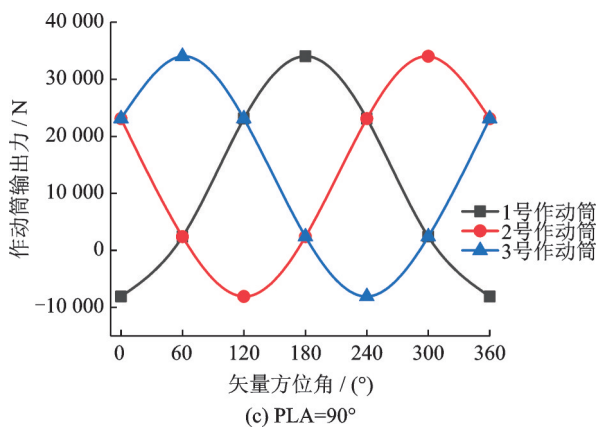
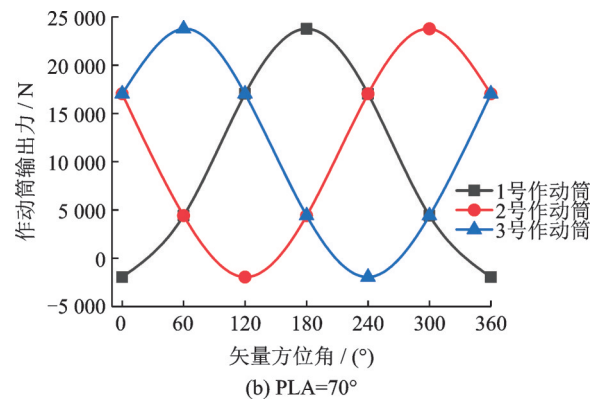
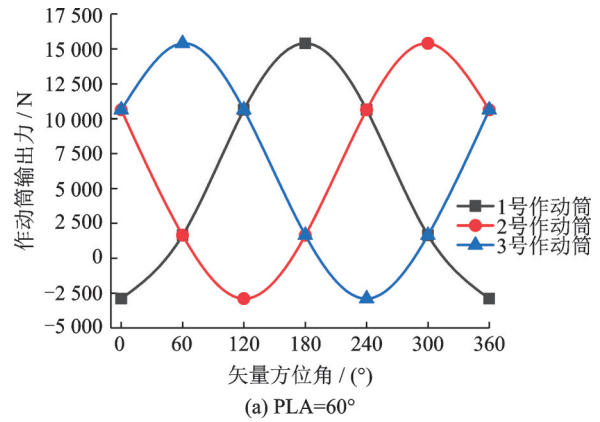


图 13 不同矢量方位角作动筒受力

Fig.13 Force of actuator at different vector azimuth angles

上述二维插值模型描述了该轴对称矢量喷管在发动机不同工作状态下矢量偏转角及矢量方位角与 A9 作动系统 3 个作动筒受力之间的关系,可作为模拟轴对称矢量喷管实际工作状态的地面加载试

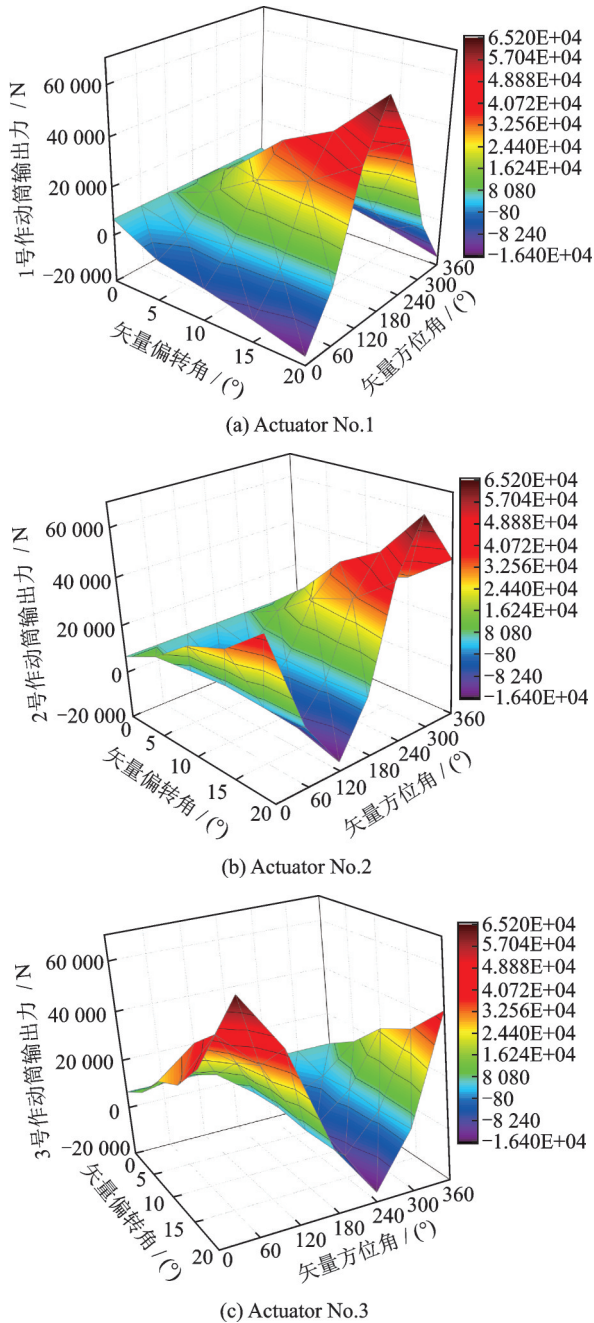


图14 作动筒输出力二维插值模型

Fig.14 2-D interpolation model of actuator output force

验的载荷谱,能够有效减少发动机试车试验次数,有利于降低研发成本。

4 结 论

本文基于轴对称矢量喷管空间运动学模型与矢量偏转气动载荷模型耦合分析建立了矢量偏转作动系统受力分析力学模型,得出以下结论:

(1) 矢量偏转角度越大,喷管内流动分离现象越复杂,喷管内壁面载荷分布越不均匀。

(2) 发动机工作状态对矢量偏转具有很大影响,发动机状态越大,完成相同的矢量偏转角度所需的作动筒输出力越大。

(3) 矢量偏转作动系统输出力随矢量方位角变化呈正弦函数周期变化,所建立的矢量偏转受力分析力学模型可有效仿真实际矢量偏转状态作动系统的受力特性,具有重要的工程参考和应用价值。

参考文献:

- [1] HAUER T A. Axisymmetric vectoring exhaust nozzle: U.S. Patent 4994660 [P]. 1991-02-19.
- [2] MISHNER R. Emerging airframe/propulsion integration technologies at general electric: AIAA-92-3335 [R]. USA: AIAA, 1992.
- [3] ANNA P D, VANHOY K D. Flight test results of the F16 aircraft modified with the axisymmetric vectoring exhaust nozzle: NASA-N95-14245 [R]. USA: NASA, 1995.
- [4] REBOLO R, ARREDONDO P, MATESANZ A, et al. Aerodynamics design of convergent-divergent nozzles [C] // Proceedings of Joint Propulsion Conference & Exhibit. 1993. DOI: 10.2514/6.1993-2574.
- [5] MATESANZ A, VELAZQUEZ A, RODRIGUEZ M. Numerical study on some fluid dynamics aspects of axisymmetric thrust vectoring nozzles [C] // Proceedings of Joint Propulsion Conference & Exhibit. 1994. DOI: 10.2514/6.1994-3365.
- [6] MATESANZ A, VELAZQUEZ A, RODRIGUEZ M. Aerodynamics performance prediction of thrust-vectoring nozzles [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(2): 241-246.
- [7] WILSON E A, ADLER D, BAR-YOSEPH P Z. Geometric evaluation of axisymmetric thrust-vectoring nozzles for aerodynamic performance predictions [J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(3): 712-716.
- [8] 卢燕, 樊思齐. 轴对称推力矢量喷管的静态内部性能分析 [J]. 飞机设计, 2002(2): 14-17.
LU Yan, FAN Siqi. Static internal performance analysis of axisymmetric thrust-vectoring nozzle [J]. Aircraft Design, 2002(2): 14-17.
- [9] 金捷, 赵景芸, 张明恒, 等. 轴对称矢量喷管内流特性的模型试验 [J]. 推进技术, 2005, 26(2): 144-146.
JIN Jie, ZHAO Jingyun, ZHANG Mingheng, et al. Experimental investigation of static internal performance for an axisymmetric vectoring thrust nozzle [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 144-146.
- [10] 邵万仁. 基于数值模拟的轴对称矢量喷管内流特性研究 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 822-829.
SHAO Wanren. Study of internal performance for an axisymmetric vectoring exhaust nozzle using numerical simulation [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 822-829.

- [11] 何敬玉,陈强,董金刚,等.双喉道推力矢量喷管的气动性能数值模拟[J].南京航空航天大学学报,2017,49(S1):16-23.
HE Jingyu, CHEN Qiang, DONG Jingang, et al. Numerical investigation of aerodynamic performance on dual throat thrust vectoring nozzle[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(S1): 16-23.
- [12] 常璐,额日其太,杨亚雄.基于数值模拟的轴对称矢量喷管性能预测数学模型[J].航空动力学报,2017(4):909-916.
CHANG Lu, E Riqitai, YANG Yaxiong. Mathematical model of performance prediction of axisymmetric vectoring nozzle based on numerical simulations[J]. Journal of Aerospace Power, 2017(4): 909-916.
- [13] WANG Chengpeng, ZHUO Changfei. Model for asymmetry of shock/boundary layer interactions in nozzle flows[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 35(1): 146-153.
- [14] 王玉新.喷气发动机轴对称推力矢量喷管[M].北京:国防工业出版社,2006.
WANG Yuxin. Axial-symmetric vectoring exhaust nozzle for jet-thrust-aircraft[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006.
- [15] 王汉平,张煜冰,杨鸣.轴对称推力矢量喷管冷态多柔体动力学仿真[J].航空动力学报,2011,26(11):2427-2432.
WANG Hanping, ZHANG Yubing, YANG Ming. Flexible multi-body dynamics simulation of cold state axial-symmetric vectoring exhaust nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 26(11): 2427-2432.
- [16] 王鑫,武建新.轴对称矢量喷管动力学仿真与分析[J].机械设计与制造,2013(10):106-109.
WANG Xin, WU Jianxin. Dynamic simulation and analysis of axisymmetric vectoring exhaust nozzle[J]. Machinery Design & Manufacture, 2013(10): 106-109.
- [17] 张昊,王汉平,窦建中.轴对称矢量喷管运动机构多学科耦合仿真[J].兵器装备工程学报,2018,39(2):30-35,51.
ZHANG Hao, WANG Hanping, DOU Jianzhong. Multidisciplinary coupling simulation of axial-symmetric vectoring exhaust nozzle[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2018, 39(2): 30-35, 51.
- [18] 罗静,王强,额日其太.轴对称矢量喷管内流特性的不同湍流模型计算[J].推进技术,2003,24(4):326-329.
LUO Jing, WANG Qiang, E Riqitai. Computation for the effect of turbulence models on internal performance for axisymmetric vectoring exhaust nozzles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(4): 326-329.

(编辑:夏道家)