推力矢量发动机喷管气动稳定性故障分析

刘作宏[1,2],李　季[1,3],高为民[1],何志强[1],王德轩[1],张　帅[1]
(1.中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015;2.中国航空研究院 能源与动力工程学院,江苏扬州 225000;
3.西北工业大学 卓越工程师学院,西安 710072)

摘要:针对推力矢量发动机喷管使用过程中出现抖动的气动稳定性故障,分析控制器数据和台架采集数据,结合喷管控制和工作原理,认为故障原因是在作动筒调整后喷管面积解算规律不一致使喷管出口面积A_9小于喉道面积A_8所致。对喷管工作过程开展仿真计算,结果表明:故障发生时,喷管A_9先于A_8抖动,A_8喉道后移,实际面积比Ar减小。抖动过程中喷管面积比Ar恰处于亚声速向超声速流动转变的区间内。相同进口压力下,当面积比Ar由0.964至0.969,扩张段载荷由压力转变为吸力,喷管抖动过程中,Ar恰处于压力转变成吸力区间,实际工作面积比和进口压力导致气流流动发生转变,扩张段载荷换向导致扩张调节片抖动。

关键词:喷管;抖动;推力矢量;气动稳定性;载荷突变;喷管面积比;航空发动机
中图分类号:V231.3　　**文献标识码:**A　　doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.06.009

Analysis of an Aerodynamic Stability Fault in a Thrust Vectoring Engine Nozzle

LIU Zuo-hong[1,2], LI Ji[1,3], GAO Wei-min[1], HE Zhi-qiang[1], WANG De-xuan[1], ZHANG Shuai[1]
(1.AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China;
2. School of Energy and Power Engineering, China Aeronautical Establishment, Yangzhou Jiangsu, 225000, China;
3. School of Excellence in Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi ′an 710072, China)

Abstract: To address the aerodynamic stability fault manifesting as nozzle oscillation during the operation of a thrust vectoring engine nozzle, controller data and facility data were analyzed. Based on the nozzle control and working principles, the fault was attributed to the inconsistency in the nozzle area calculation law after the actuator cylinder adjustment, leading to the nozzle exit area (A_9) being smaller than the throat area (A_8). Simulation of the nozzle operation process revealed that during the fault, the nozzle A_9 oscillates before A_8, the A_8 throat moves backward, and the actual area ratio (A_r) decreases. During the oscillation, the nozzle area ratio Ar is exactly in the interval where the flow regime shifts from subsonic to supersonic. Under constant inlet pressure, as the area ratio Ar increases from 0.964 to 0.969, the load on the divergent section changes from pressure force to suction force. During the oscillation, the area ratio Ar is exactly in the interval of load reversal, the actual working area ratio and inlet pressure cause the flow regime transition, and the load reversal of the divergent section leads to the oscillation of the divergent control flap.

Key words: nozzle; oscillation; thrust vectoring; aerodynamic stability; sudden load change; nozzle area ratio; aeroengine

0　引言

喷管是航空发动机重要组成部分,对发动机推力有较大影响[1-2]。喷管的结构及其控制系统的设计复杂、难度高[3-4],主要表现在喉道A_8和扩张段A_9的匹配、喷管冷却设计与性能平衡兼顾、喷管面积与发动机主机匹配性设计[5-6]、喷管自身运动机构设计、喷管隐身设计等方面[7-8],因此产生喷管气动稳定性问题的概率增加。

目前国内外尤其中国在推力矢量发动机方向进行了大量研究。Zmijanovic等[9]通过风洞和数值模拟相结合获得了喷管内流道典型流场结构,并分析了不同气体注入二次流产生推力矢量的差别;Deere等[10]提出了双喉道型气动推力矢量喷管的概念,并通过数值模拟方法验证了方案的可行性;白伟等[11]、李建榕等[12]利用仿真方法分析了喷管偏转状态面积比对矢量特性的影响机理,并通过高空台和地面试验获得了

收稿日期:2023-04-11　**基金项目:**国家级研究项目资助
作者简介:刘作宏(1991),男,在读博士研究生,工程师。

引用格式:*刘作宏,李季,高为民,等.推力矢量发动机喷管气动稳定性故障分析[J].航空发动机,2025,51(6):77-83.LIU Zuohong, LI Ji, GAO Weimin, et al.Analysis of an aerodynamic stability fault in a thrust vectoring engine nozzle[J].Aeroengine,2025,51(6):77-83.*

不同喷管面积比下推力性能和推力损失等关键指标；孔迪等[13]在阶跃输入条件下进行了发动机整机动态性能测试，获得了矢量喷管控制系统静态性能和动态性能数据；陈杰等[14]通过全数字仿真和半物理试验实现了轴对称矢量喷管3个执行机构的同步运动；陈伟博等[15]阐述了配装二元矢量喷管的发动机热力循环参数设计流程和指标分析；李文涛等[16]通过建立故障树的方法，排除了二元推力矢量喷管喉道面积A_8控制回路的故障问题，并进行了半物理试验和试车验证；石岩等[17]利用仿真方法分析了对二元矢量喷管的内流特性，并研究了圆转方出口段矩形高度、圆转方长度、收敛角、扩张角等参数变化对喷管的推力系数、流量系数和总压恢复的影响；王浩等[18]通过喷管缩比模型的红外辐射特征试验，获得了矢量偏转对喷管缩比模型红外辐射特征影响的试验数据及规律，表明随着偏转角增大，喷管在水平探测面的红外辐射强度逐渐减小；季靖远等[19]和征建生等[20]通过仿真发现，在俯仰偏转角20°以内，俯仰偏转对排气系统推力系数和总压恢复系数的影响较小，气动推力矢量角与俯仰偏转角相等；王伟等[21]利用仿真方法研究了有无二次流喷射状态S弯二元矢量喷管激波诱导的工作机理，并分析了喷射位置对矢量角影响较大，而对推力系数影响不大，随着二次流喷射位置逐渐靠近出口，矢量角先增大后减小；芦海洋等[22]设计了一种矢量喷管作动筒回中孔结构的方案，并建立了非线性数学模型，采用进油孔直径、活塞速度分段求解的非线性方程组和作动筒左右2腔仿真调试的组合方法，获得了限定速度段内满足作动筒回中性能要求的回中孔结构参数；刘友宏等[23]采用集总参数法，对矢量喷管作动筒电液伺服阀进行了非稳态热分析，结构表明电液伺服阀的稳定温度只随环境温度和伺服阀焦耳热的增大而升高，与伺服阀初始温度无关。

因国内外对二元矢量喷管整机装配在实际使用过程中面临的问题研究甚少，本文针对喷管在工作中发生的抖动故障进行试验分析。

1 故障描述

在发动机试车过程中，油门杆上推喷管抖动，视频监控发现扩张调节片有高频率摆动，发动机降转至慢车，喷管抖动消失。停车检查发动机外部及喷管，未见异常。开展试验排故工作，发动机及二元喷管如图1所示。

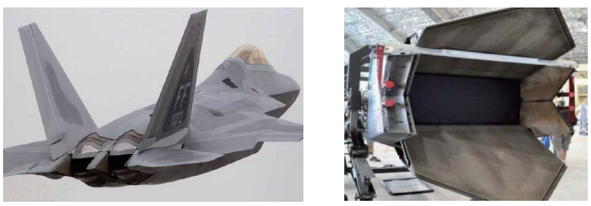


图1 发动机及二元喷管

发动机转速和喷管面积关系如图2所示，从图中可见，低压转速n_1和高压转速n_2无明显波动，喷管面积A_8、A_9抖动明显，且A_9抖动幅度大于A_8。抖动发生时刻，推力变化明显，发动机呈下降状态，推力恢复稳定时，抖动现象消失。喷管面积变化对推力影响明显，发动机调试或交付试车过程中常采用调节喷管面积的方式调整发动机推力。

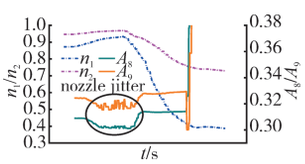


图2 转速和喷管面积关系

2 故障分析

2.1 喷管控制原理

目前航空发动机喷管多数为收扩形式喷管，由亚声速收缩段、喉部、超声速扩张段3部分组成。在设计压比下，气流经尾喷管亚声速段加速到喉部声速，后尾喷管在扩张段加速到超声速，发动机截面如图3所示。从图中可见，0截面为外界大气，7～9截面分别为收敛段亚声速、喉道声速、扩张段超声速截面[24]。

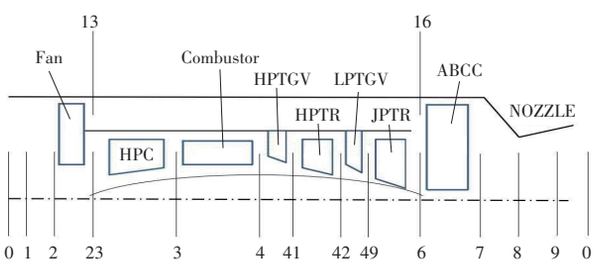


图3 发动机截面

喷管控制主要通过发动机落压比π_t控制，π_t为发动机压气机出口压力P_{31}与低压涡轮出口压力P_6之比，通过控制喷管A_8面积，来控制P_6。A_8主要用于控制主机状态及推力，A_9控制按A_8面积比例控制，一般为A_8的1倍以上，以保证收扩喷管形式，A_9与A_8面积之比称为喷管面积比A_r。本文中喷管面积A_8、A_9为无量纲面积，分别为实际面积与最大喷口面积之比。

2.2 故障定位

为确定故障点时刻，分析抖动过程面积变化及面

积比变化,抖动时A_8、A_9数据如图4所示。喷管开始收缩过程分析A_8、A_9面积,A_9、A_8分别在3、4 s处开始抖动,时间差为1s。A_r设定值A_{rdem}=1.05,喷管在实际控制过程中由于A_8和A_9的剧烈变化,A_r波动明显,波动时刻与喷管波动时间相同。A_9先抖动表征喷管扩张段先发生抖动,时间比收敛段提前约1 s。

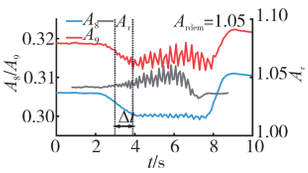
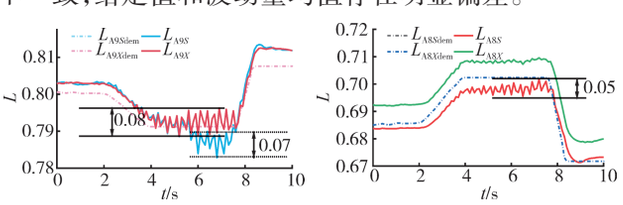


图4　抖动时A_8、A_9数据

喷管采用伺服泵进行液压驱动实现收扩及偏转等动作,伺服泵出口至喷管电液伺服阀入口有相应的压力测点,喷管电液伺服阀后是各作动筒的有杆腔和无杆腔。发生喷管抖动的瞬间A_8、A_9的有杆腔、无杆腔油压均剧烈摆动。喷管面积给定值A_{8dem}和A_{9dem}随n_{1r}控制而稳定,控制规律设定及执行正常。

喷管作动筒伸出量波动如图5所示,A_8和A_9上下的作动筒伸出指令L_{A8Sdem}、L_{A8Xdem}、L_{A9Sdem}和L_{A9Xdem}稳定,其中L表示作动筒伸出量,为无量纲数 ,表征作动筒伸出量与最长伸出量之比。伸出量和给定值均存在一定偏差,在喷管抖动时刻,其伸出量均存在抖动,L_{A9S}、L_{A9X}作动筒伸出量波动分别为0.08、0.07,但L_{A9S}反馈和给定值之差小于L_{A9X},喷管抖动对L_{A9X}作动筒伸出量影响更明显,即对下扩张段影响更明显。A_8作动筒伸出量反馈值与给定值有差异,且L_{A8S}波动更明显,波动范围为0.05。实际A_8和A_9存在作动筒给定和反馈不一致,给定值和波动量均值存在明显偏差。



(a) A_9作动筒伸出量波动　　(b) A_8作动筒伸出量波动

图5　抖动时A_9/A_8作动筒伸出量波动

喷管面积比A_r按喷管落压比π_E进行控制,并受机械面积限制

$$A_r = \max\left\{\min\left[A_{r1},A_{r\max},\left(A_{9\max}/A_8\right)\right],\left(A_{9\min}/A_8\right),A_{r\min}\right\} \quad (1)$$

喷管面积控制原则为取A_9在控制过程中使A_r>1,即A_8<A_9,本次试验A_r=1.05。

复查喷管面积和作动筒伸出量的解算规律,发现在试车前,为增大推力,减小A_8,从硬件上对作动筒伸出量进行调整,但喷管面积解算规律并未随之更改,解算规律错误,软件显示的A_9和A_r为假值,实际A_9已小于A_8。喷管抖动故障前后实际面积比如图6所示。经计算喷管抖动故障点A_8=0.278,A_9=0.268,偏离设定值A_8=0.278,A_9=0.286,面积比从设定值1.05变化为实际值0.987。

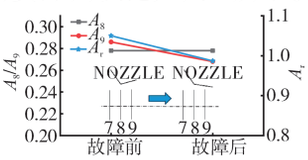


图6　喷管抖动故障前后实际面积比

2.3　喷管内流动状态分析

2.3.1　故障过程仿真

错误的喷管面积,喉道所在位置和喉道面积大小均受影响,喉道面积影响了喷管内压力。对非故障状态和故障状态喷管采用Fluent软件开展气动和载荷分析,计算工况点见表1 。正常状态为未调整喷管作动筒伸出量状态,故障状态为喷管作动筒伸出量更改,但未更改喷管解算规律状态。

表1　计算工况点

	状态点	A_8	A_9	A_r	P_7/kPa
正常状态	上推前	0.286	0.301	1.05	195.92
	故障点	0.272	0.286	1.05	205.20
故障状态	上推前	0.286	0.283	0.987	195.92
	故障点	0.278	0.268	0.982	205.20

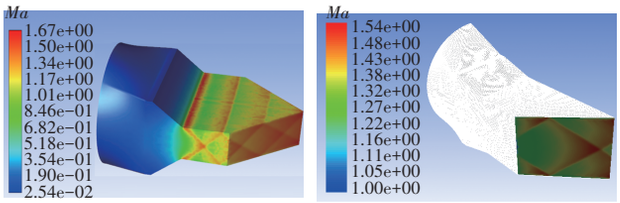
正常状态和故障状态喷管气动载荷和作动筒载荷见表2 ,载荷通过气动力作用在扩张段上,再通过喷管承力机构传导至作动筒。在发生故障的状态点,正常状态和故障状态气动载荷差异较大。

以喷管设计点中间状态为例,P_7明显高于上推前和故障点,中间状态流动过程中喷管扩张段内存在斜激波和膨胀波直至出口,喷管设计点中间状态Ma分布如图7所示。

对非设计点,未达到中间状态,由于进口压力较低,气流流动至扩张段1/2~2/3处流动变为亚声速流动。相比于正常状态,故障次试车状态超声速段更短,即相同喷管进口压力下,喷管面积比A_r越小,超声速段越短,故障过程Ma分布如图8所示,故障点与正常点相比,出口明显存在大量激波,且激波与激波间距离更近,出口Ma分布如图9所示。

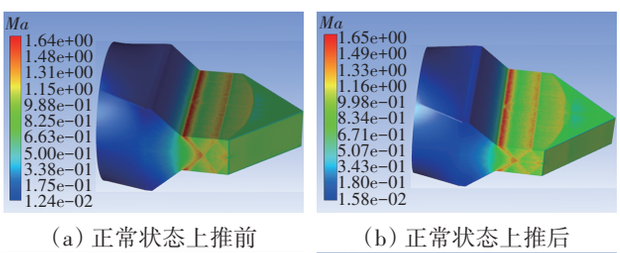
表2　气动载荷和作动筒载荷

	状态点	A_r	P_7/kPa	Ma_{A_9}	扩张调节片内压/Pa	扩张调节片外压/Pa	扩张调节片气动力/N	气动作动筒载荷/N
正常状态	上推前	1.05	195.92	0.979	−17166	−18	−5942	2958
	故障点	1.05	205.20	1.020	−15251	−20	−5282	1748
故障状态	上推前	0.987	195.92	0.990	−11160	−20	−3859	6326
	故障点	0.982	205.20	1.030	−8102	−23	−2801	5859

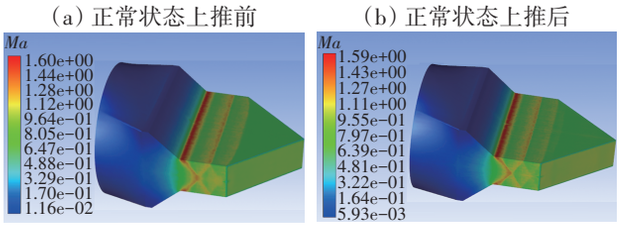


(a) 设计点中间状态 *Ma* 分布　(b) 设计点中间状态喷管出口 *Ma* 分布

图7　设计点中间状态 *Ma* 分布

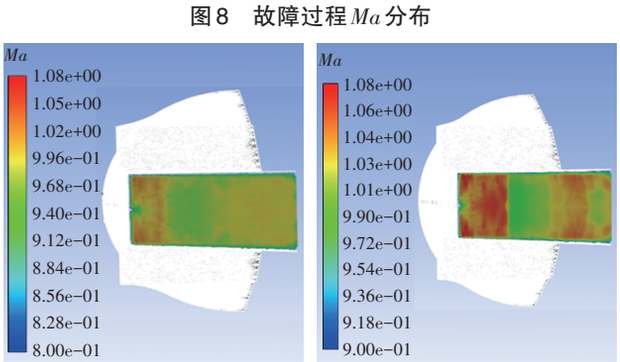


(a) 正常状态上推前　(b) 正常状态上推后

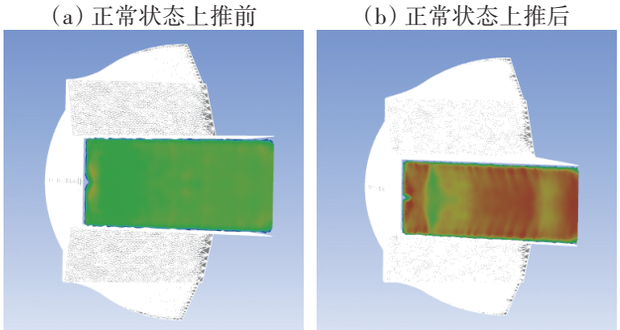


(c) 故障状态上推前　(d) 故障状态点

图8　故障过程 *Ma* 分布



(a) 正常状态上推前　(b) 正常状态上推后



(c) 故障状态上推前　(d) 故障状态点

图9　出口 *Ma* 分布

通过正常状态、故障次试车状态扩张调节片压力分布计算结果表明了相比于正常状态，故障次试车状态负压力区更小，与故障次试车超声速段更短有关，扩张段近壁面沿程压力分布如图 10、11 所示，其中，横坐标为扩展段向出口方向的距离，纵坐标为扩张段表面压力分布。

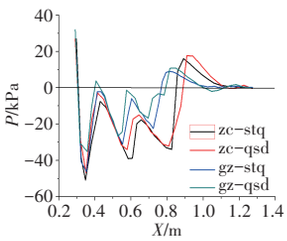


图10　扩张段近壁面沿程压力分布

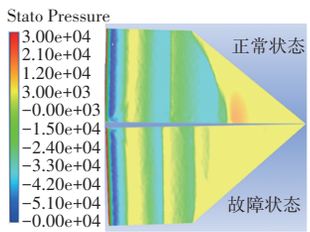


图11　扩张段压力分布

2.3.2　面积比变化对喷管流动特性影响

为分析抖动过程中面积比变化对喷管扩张调节片气动载荷的影响，以抖动过程中最大和最小面积比为基础进行内插值细化计算分析，抖动最大面积 A_r=0.969，最小面积 A_r=0.932。同时因冷气注入、弹性变形、标定偏差等因素，对面积比进行外差分析，以抖动幅值的 30% 进行外差，差值范围 A_r=0.92 ~ 1，面积比变化计算工况如图 12 所示。

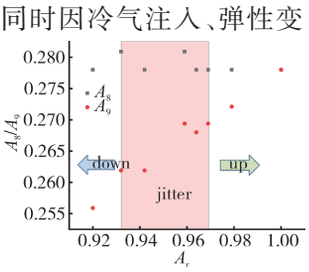


图12　面积比变化计算工况

在喷管进口压力 P_7 相同条件下，气动载荷随面积比变化如图 13 所示，随着面积比增大，扩张调节片气动载荷逐渐减小，面积比由 0.964 至 0.969 明显突降。抖动幅值范围内面积比为 0.932~0.969，气动载荷变化为 7380 N。面积比在 0.964~0.969 变化过程中气动力方向由压力转为吸力，变化明显，变化幅值为 5427 N，此变化率为 10.85/A_r×100%，其余变化均低于 2/A_r×100%，此时出口高度 H_9 仅变化为 0.0014，喷管高度为无量纲数，当前高度与最大高度之比。定义气动力方向由压力转吸力或吸力转压力为气动载荷反向点，扩张段压力如图 14 所示。从图中可见，扩张段内压远大于扩张段外压，扩张段气动力表现与扩张段内压一致，即内压是影响扩张段气动力的主要因素。

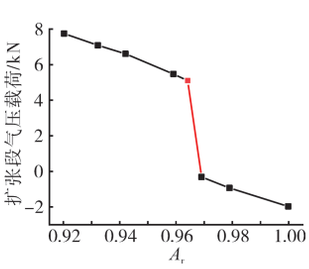
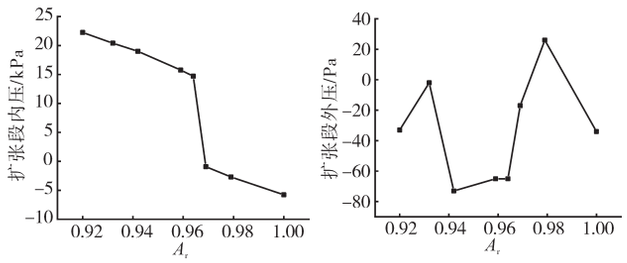


图13　气动载荷随面积比变化

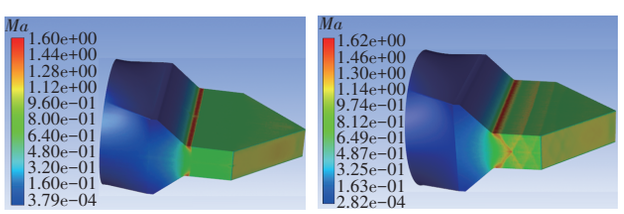
在给定相同进口压力条件下，喷管扩张段内流 *Ma* 分布分为 2 种，当面积比不超过 0.964 时，扩张段内流为亚声速流动，未形成激波和膨胀波；当面积比



(a) 扩张段内压　　(b) 扩张段外压

图 14　扩张段压力

不低于0.969时,扩张段前段内流为超声速流动,形成激波和膨胀波,2种类型流动扩张段表面压力明显不同,不同面积比近壁面 *Ma* 分布如图15所示。当内流存在超声速时,随着面积比增大,扩张段压力波动段长度增加,即激波和膨胀波在扩张段内的长度增加,进而更接近正常流动。当内流为亚声速流动时扩张段受压力载荷,当内流存在超声速流动时扩张段受吸力载荷。当面积比由0.964至0.969时,扩张段内流存在明显变化,亚声速向超声速转变,气动载荷存在明显变化。



(a) A_r=0.964　　(b) A_r=0.969

图 15　不同面积比近壁面 *Ma* 分布

在相同进口压力条件下,不同面积比扩张段沿程内压力分布如图16所示,当面积比不超过0.964(亚声速流动)时,扩张段沿程压力逐渐降低,此时扩张段为收敛通道,气流加速,压力降低。当面积比不低于0.969(超声速流动)时,扩张段沿程压力存在波动,与扩张段内存在斜激波和膨胀波有关。

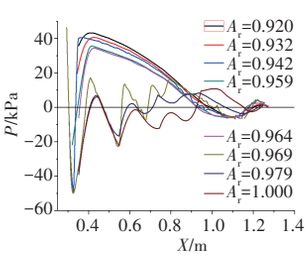


图 16　不同面积比扩张段沿程内压力分布

2.3.3　喷管进口压力变化对喷管流动特性的影响

在相同面积比条件下,以抖动过程中进口压力为基础进行插值计算分析,上推前和故障点进口压力均低于抖动过程进口压力,向小插值压力涵盖上推前和故障点,向大插值进口压力的3%进行分析,计算过程中面积比选取为抖动过程中最大面积比。气动力随进口压力变化规律如图17所示。从图中可见,随进口压力增大,扩张调节片气动载荷先降低再升高,当进口压力由200.97 kPa升至205 kPa时,扩张调节片气动力方向由压力转为吸力,变化明显,变化幅值为2360 N,变化量为560 N/kPa;当进口压力由223.4 kPa升至230.3 kPa时,扩张调节片气动力方向反向,变化幅值为761 N,变化量为110 N/kPa。

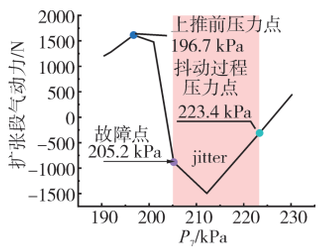
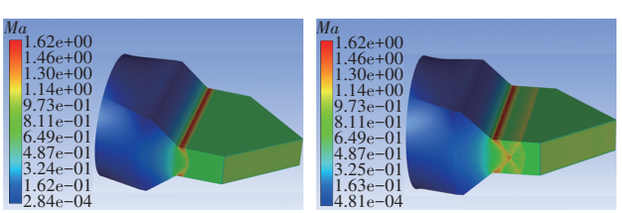


图 17　气动力随进口压力变化规律

不同进口压力条件下喷管流动情况如图18所示,当进口压力不超过201 kPa时,扩张段内流为亚声速流动,未形成激波和膨胀波;当进口压力不低于205 kPa时,扩张段前段内流为超声速流动,形成激波和膨胀波。当内流为亚声速流动时扩张段受压力载荷,当内流存在超声速流动时扩张段受吸力载荷。当进口压力由201 kPa升至205 kPa时,亚声速向超声速转变,气动载荷降低。压力继续增加,扩张段压力逐渐升高,气动力逐步反向。



(a) P_7=201 kPa　　(b) P_7=205 kPa

图 18　不同进口压力条件下的喷管流动情况

不同进口压力下扩张段沿程压力分布如图19所示,当进口压力≤201kPa(亚声速流动)时,扩张段沿程压力逐渐减小,此时扩张段为收敛通道,气流加速,压力降低;当进口压力≥205 kPa(超声速流动)时,扩张段沿程压力存在波动,与扩张段内存在斜激波和膨胀波有关;当内流存在超声速时,随着进口压力增大,沿程压力波动增大,沿程压力升高。

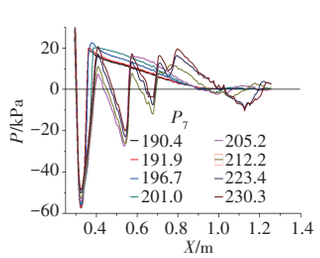


图19　不同P_7压力扩张段沿程压力分布

2.3.4　抖动过程分析

通过喷管面积比变化及进口压力变化分析得到的气动载荷反向点分布见表3。

表 3 气动载荷反向点

气动反向点	进口压力	A_r
1	203.6223	0.9690
2	223.3619	0.9687

在故障点时，喷管气流工况点位于喷管气动载荷反向点。在油门杆上推过程中喷管面积比变小，扩张段气流流动进入亚声速和超声速流动相互转变区域，气流由超声速突变为亚声速，扩张调节片气动载荷突升，扩张调节片向上载荷高于向下载荷，使扩张调节片向上移动。此时面积比增加，气流由亚声速突变为超声速，扩张调节片气动载荷突降，扩张调节片向下载荷高于向上载荷，使扩张调节片向下移动，气流由超声速突变为亚声速，扩张调节片气动载荷突升，循环往复，使喷管扩张调节片产生抖动，气流产生脉动，抖动分析如图 20 所示。在面积比变化范围内，扩张段内流亚声速和超声速相互转变，气流载荷反向和突变是引起扩张调节片抖动的主要原因。

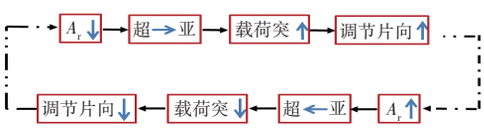


图 20 抖动分析

3 结论

（1）对发动机喷管抖动故障进行分析，故障原因为喷管面积比及喷管面积解算规律异常。经故障分析表明，喷管控制参数给定值不存在波动，喷管作动筒伸出量随喷管面积变化而波动。喷管 A_9 先于 A_8 抖动，L_{A9S} 作动筒伸出量波动为 0.08，L_{A9X} 作动筒伸出量波动为 0.07。实际 A_8 和 A_9 存在作动筒给定和反馈不一致问题，给定值和波动量均值存在明显偏差。故障发生时，实际面积比为 0.987，实际 A_8 位置发生变化。

（2）故障状态相同进口压力下，喷管面积比 A_r 越小，气流超声速段越短，且出口明显存在大量激波。故障时扩张段压力比正常时小。随着面积比 A_r 增大，扩调节片气动载荷逐渐减小，面积比在 0.964 ~ 0.969 变化过程中气动力方向由压力转为吸力。当面积比 $A_r \leqslant 0.964$ 时，扩张段内流为亚声速流动，未形成激波和膨胀波，当面积比 $A_r \geqslant 0.969$ 时，扩张段前段内流为超声速流动，形成激波和膨胀波。抖动幅值范围内面积比为 0.932 ~ 0.969，位于该载荷剧烈变化区间。

（3）当进口压力一定，在喷管面积比变化条件下，在抖动过程的最大和最小面积比范围内，喷管工作在亚声速和超声速流动相互转变工况点，气流载荷反向，引发扩张段抖动。当面积比一定，在喷管进口压力变化条件下，在抖动过程的进口压力工况点，喷管同样工作在亚声速和超声速转变工况点。喷管内气流载荷的反复换向促使扩张调节片反复上下移动，最终造成抖动。

参考文献：

[1] 廉筱纯，吴虎 . 航空发动机原理[M]. 西安：西北工业大学出版社，2005：13-19.
LIAN Xiaochun，WU Hu. Aeroengine principle[M]. Xi′an：Northwestern Polytechnical University Press，2005：13-19.(in Chinese)

[2] FrancisM S. Air vehicle management with integrated thrust-vector control[J]. AIAA Journal，2018，56(12)：4741-4751.

[3] Gal-Or B. Fundamental concepts of vectored propulsion[J]. Journal of Propulsion and Power，1990，6（6）：747-757.

[4] Sekar T C，Kushari A，Mody B，et al. Fluidic thrust vectoring using transverse jet injection in a converging nozzle with aft-deck[J]. Experimental Thermal and Fluid Science，2017，86：189-203.

[5] 王新月 . 气体动力学基础[M]. 西安：西北工业大学出版社，2012：11-12.
WANG Xinyue. Fundamentals of gas dynamics[M]. Xi′an：Northwestern Polytechnical University Press，2012：11-12.(in Chinese)

[6] 王松，高亚辉，段绍栋，等 . 中等推力航空发动机喷管控制方法对比研究[J]. 航空发动机，2020，46(2)：30-33.
WANG Song，GAO Yahui，DUAN Shaodong，et al. Comparative study on nozzle control methods of medium thrust aeroengine[J]. Aeroengine，2020，46(2)：30-33.(in Chinese)

[7] 张晓博，王占学，刘增文 . 气动矢量喷管二次流对发动机性能的影响[J]. 推进技术，2013，34(1)：3-7.
ZHANG Xiaobo，WANG Zhanxue，LIU Zengwen. Influence of secondary flow in fluidic thrust vector nozzle on aeroengine performance[J]. Journal of Propulsion Technology，2013，34(1)：3-7.(in Chinese)

[8] 程荣辉，张志舒，陈仲光 . 第四代战斗机动力技术特征和实现途径[J]. 航空学报，2019，40(3)：6-15.
CHENG Ronghui，ZHANG Zhishu，CHEN Zhongguang. Technical characteristics and implementation of the fourth-generation jet fighter engines[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2019，40(3)：6-15.(in Chinese)

[9] Zmijanovic V，Lago V，Sellam M，et al. Thrust shock vector control of an axisymmetric conical supersonic nozzle via secondary transverse gas injection[J]. Shock Waves，2014，24(1)：97-111.

[10] Deere K，Berrier B，Flamm J，et al. Computational study of fluidic thrust vectoring using separation control in a nozzle[R]. AIAA-2003-3803.

[11] 白伟，高为民，任智博 . 喷管面积比对推力矢量发动机特性的影响

[J].航空动力学报,2021,7(3):1426-1433.
BAI Wei, GAO Weimin, REN Zhibo. Effect of nozzle area ratio on thrust vectoring engine characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2021,7(3):1426-1433.(in Chinese)

[12] 李建榕,白伟.喷管偏转对航空发动机特性影响的试验[J].航空动力学报,2016,31(5):1212-1218.
LI Jianrong, BAI Wei. Experiment on influences of nozzle deflection on aeroengine charactristic[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(5):1212-1218.(in Chinese)

[13] 孔迪,曲山.航空发动机矢量喷管控制系统试验研究[J].航空发动机,2014,40(6):52-57.
KONG Di, QU Shan. Experiment study on aeroengine vectoring nozzle control system[J]. Aeroengine, 2014,40(6):52-57.(in Chinese)

[14] 陈杰,周文祥,周永权,等.轴对称矢量喷管执行机构协同控制方案设计[J].航空发动机,2013,39(1):30-34.
CHEN Jie, ZHOU Wenxiang, ZHOU Yongquan, et al. Design of actuator coupling control schemes for axial-symmetric vectoring exhaust nozzle[J]. Aeroengine, 2013,39(1):30-34.(in Chinese)

[15] 陈伟博,唐明智,姜繁生.配装二元喷管的航空涡扇发动机热力循环参数设计[C]//第九届中国航空学会青年科技论坛论文集.西安:中国航空学会,2020:59-65.
CHEN Weibo, TANG Mingzhi, JIANG Fansheng. Thermodynamic cycle parameter design of an aeroengine equipped with two-dimensional nozzle[C]// Proceedings of the 9th Youth Science and Technology Forum of Chinese Society of Areonautics and Astronautics. Xi'an : Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2020: 59-65.(in Chinese)

[16] 李文涛,曲涛,石磊.航空发动机二元矢量喷管喉道面积A8控制回路故障分析[C]//第四届中国航空科学技术大会论文集.沈阳:中国航空学会,2020:544-548.
LI Wentao, QU Tao, SHI Lei. Analysis on control loop fault of the 2-dimensional convergent-divergent nozzle throat rea [C]// The 4th China Aeronautical Science and Technology Conference. Shenyang: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics , 2020:544-548.(in Chinese)

[17] 石岩,叶留增,王殿磊,等.关键参数对二元矢量喷管气动性能的影响研究[C]//中国航空学会.第七届中国航空学会青年科技论坛文集(第2卷).中山:中国科学技术出版社,2016:7-11.
SHI Yan, YE Liuzeng, WANG Dianlei, et al. Study on the influence of key parameters on the aerodynamic performance of two-dimensional vector nozzle [C]// China Aviation Society. Proceedings of the 7th Youth Science and Technology Forum of China Aviation Society (Volume II). Zhongshan: China Science and Technology Press, 2016:7-11 .(in Chinese)

[18] 王浩,吉洪湖,周兵,等.矢量偏转对二元塞式矢量喷管红外辐射特征的影响[J].推进技术,2021,42(10):2315-2324.
WANG Hao, JI Honghu, ZHOU Bing, et al. Effects of vectoring deflection on infrared signature of two-dimensional wedge vectoring nozzle [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(10): 2315-2324.(in Chinese)

[19] 季靖远,张靖周,单勇,等.球面收敛二元矢量喷管气动及红外特性研究:模拟地面状态[J].航空动力学报,2017,32(3):614-620.
JI Jingyuan, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, et al. Study on aerodynamic and infrared characteristics of spherically convergent two-dimensional vector nozzle: simulating ground state [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 614-620.(in Chinese)

[20] 征建生,张靖周,单勇,等.球面收敛二元矢量喷管气动及红外特性研究:模拟高空状态[J].航空动力学报,2017,32(2):390-397.
ZHENG Jiansheng, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, et al.Investigation on aerodynamic and infrared performance of spherical convergent two-dimensional vectoring nozzle : simulatinghigh altitude status[J].Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 390-397.(in Chinese)

[21] 王伟,赵振,金文栋,等.基于激波控制的S弯二元矢量喷管数值模拟[J].航空发动机,2021,47(5):19-25.
WANG Wei, ZHAO Zhen, JIN Wendong, et al. Numerical simulation of S-bend two-dimensional vector nozzle based on shock wave control [J]. Aeroengine, 2021,47(5):19-25.(in Chinese)

[22] 芦海洋,王曦,王华威,等.矢量喷管作动机构故障模式回中设计[J].燃气涡轮试验与研究,2016,29(3):43-48.
LU Haiyang, WANG Xi, WANG Huawei, et al. Return structure design of vector nozzle actuating mechanism in fault mode[J]. Gas Trubine Experiment and Research, 2016, 29(3): 43-48. (in Chinese)

[23] 刘友宏,丁玉林,罗一夫.航空发动机矢量喷管作动器伺服阀非稳态热分析[J].南京航空航天大学学报,2017,49(3):313-318.
LIU Youhong, DING Yulin, LUO Yifu. Transient heat transfer analysis for servo valve of aeroengine vectoring nozzle[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 49(3): 313-318.(in Chinese)

[24] 深维道,童耕钧.工程热力学[M].北京:高等教育出版社,2007:243-254.
SHEN Weidao , TONG Gengjun. Engineering thermodynamics[M]. Beijing: Higher Education Press, 2007:243-254.(in Chinese)

(编辑:贺红井)