

矢量喷管推力特性的风洞试验技术

汤 伟¹, 刘李涛², 陈 洪², 章荣平²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;
2. 中国空气动力研究与发展中心 低速空气动力学研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 该试验技术的研究包括喷流模拟器的研制、地面校准系统的研制、喷管天平数据修正方法研究以及风洞验证试验。研制的喷流模拟器内置喷管推力测量天平,设计了地面推力特性试验校准架,建立了地面试验系统。分析了影响喷管天平测量结果的附加刚度效应、压力效应和流动效应 3 个主要因素,通过地面校准架建立了相应的测量数据修正方法。针对特定喷管,开展了 0°、5°、10°和 15°四个偏转角度的喷管,在不同落压比下的推力和矢量角地面验证试验研究。进一步将喷流模拟器和喷管安装在模型上,在中国空气动力研究与发展中心的 8m×6m 低速风洞开展了落压比为 3 时的模型纵向气动特性试验研究。研究表明:以喷流模拟器为核心的喷管推力特性试验技术能够在地面和风洞试验中有效测量矢量喷管的推力大小、矢量角大小和对飞行器气动特性的影响量。从测量结果来看,落压比为 2 时,有效推力偏角最大,实际偏角为 10°时的有效偏角可以增加 3°。喷管偏转 10°时,推力对模型的气动力影响最大,其中升力系数可以增加 0.066。

关 键 词: 矢量喷管; 推力特性; 低速风洞; 喷流模拟; 试验技术

中图分类号: V211.73 **文献标志码:** A

Thrust characteristics test technique of vectoring nozzle in wind tunnel

TANG Wei¹, LIU Litao², CHEN Hong², ZHANG Rongping²

(1. School of Aeronautics,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. Low Speed Aerodynamics Research Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: The research of the test technology includes the development of jet simulator and ground calibration system, the data correction method and the wind tunnel verification test. Jet simulator with built-in thrust balance and calibration system with ground measurement test capability were designed and manufactured. Three main factors affecting the thrust balance measurement results were analyzed, including additional stiffness effect, pressure effect, and flowing effect. Then, a correction method of measurement data was established through calibration system. After that, a ground experimental study on the thrust and thrust angle of the nozzle with four deflection angles at 0°, 5°, 10° and 15° was carried out under different nozzle pressure ratios. At last, the jet simulator was installed on the aircraft model in 8m×6m wind tunnel of CARD, and an experimental study on the longitudinal aerodynamic characteristics with nozzle pressure ratio of 3 was carried out. According to the experi-

收稿日期: 2016-10-31
作者简介: 汤伟(1980—),男,高级工程师,博士生,主要从低速风洞试验动力模拟研究。

引用格式: 汤伟,刘李涛,陈洪,等. 矢量喷管推力特性的风洞试验技术[J]. 航空动力学报,2018,33(4):858-864. TANG Wei, LIU Litao, CHEN Hong, et al. Thrust characteristics test technique of vectoring nozzle in wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 858-864.

mental result, this test technique can be used to measure the thrust, the vector angle and the aerodynamic characteristics of the nozzle. From the measurement result, the effective thrust angle of deflection was the maximum when the nozzle pressure ration was 2. At this point, the actual deflection angle was 10° , and the effective deflection angle can be increased by 3° . When the nozzle was deflected by 10° , the thrust had the biggest influence on the aerodynamic force of the model. The lift coefficient can be increased by 0.066.

Key words: vectoring nozzle; thrust characteristics; low-speed wind tunnel; jet simulation; test technique

推力矢量技术是目前提高现代战斗机的机动性、敏捷性,改善飞机飞行性能的气动-动力装置一体化技术,也是第四代战斗机广泛采用的先进技术之一。实践表明,它在战斗机突破失速障碍、实现大迎角过失速机动、增强敏捷性和机动性,提高作战能力,减小起飞着陆距离,改善飞机起降特性以及改善飞机隐身特性等具有十分重要的作用^[1-4]。

飞机利用矢量推力时,一方面提供了直接推力方向的改变;另一方面喷流方向的变换,也使绕飞机气流的流动发生了变化,因此对飞机的气动力产生重要影响。研究推力矢量技术不可避免的问题是研究它对飞机气动特性的影响。一般而言,当喷气尾流的推力方向即矢量角在 $0^\circ \sim 20^\circ$ 范围内变化时,就可以对飞机的俯仰、偏航、滚转等性能产生明显的作用,尤其是在大迎角飞行时更是会产生显著效益。这种影响在飞机设计过程中确定其气动布局时必须予以考虑^[5-6]。就国内外的情况来看,获取较为准确可靠的数据还应以风洞试验为主,大力发展推力矢量风洞试验技术和试验装备是非常必要的。在风洞中开展推力矢量试验有两个主要的试验内容,一是喷管推力特性研究,二是矢量喷流和飞行器外部扰流之间的相互干扰对飞机气动特性的研究^[7]。

推力矢量原理比较简单,它是在常规喷气推进系统的基础上,借助于机械构件或合理的空气动力结构布局,来改变喷气流方向使之产生附加力矩,进而操纵和控制飞机^[8]。喷气流方向的改变和作用力的产生均是通过喷管实现的。随着技术的发展,推力矢量喷管也出现了折流板、二元矢量喷管、轴对称矢量喷管、球面收敛调节片矢量喷管、气动矢量喷管等形式^[9]。因此,在风洞试验中对喷管的推力特性进行精确细致的研究是推力矢量试验的基础。在风洞中开展喷管推力特性的试验研究,其主要目的就是测量出喷管的推力(合力)大小和推力偏转角度。在无外流情况下测得

的推力特性称为喷管的静态特性,在有外流情况下测得的推力特性称为喷管的动态特性。国内外目前大多只做静态特性试验研究^[10]。

风洞试验分为高速风洞和低速风洞试验,低速风洞的常规试验风速在 70 m/s 。本文针对喷管推力特性的风洞试验需求,在中国空气动力研究与发展中心 $8\text{ m} \times 6\text{ m}$ 低速风洞中开展试验技术研究。设计了专门用于模拟战斗机发动机喷流影响的喷流模拟器。利用嵌入喷流模拟器内的喷管天平开展了喷流推力特性测量的技术方法研究。采用空气桥技术设计了专用的天平校准架,结合外置校准天平,提出了组合式的喷管天平推力修正方法。根据需求开展了矢量喷管无风情况下的不同偏转角、不同落压比的推力特性测量研究;同时在 $8\text{ m} \times 6\text{ m}$ 低速风洞开展了气动特性的影响试验,验证了喷管推力特性试验技术的可行性,为下一步深入开展推力矢量风洞试验积累技术基础。

1 矢量喷管模拟系统

根据文献^[11]的结论,尺寸缩比和冷热态喷流对矢量喷管的内流特性影响较小,因此只要满足几何相似、喷管落压比相同的条件,即可比较准确的反映矢量喷管的特性。本文所设计的矢量喷流模拟系统即可满足几何相似和落压比的要求。

所设计的矢量喷管模拟系统有两部分组成,喷流模拟系统和喷管机构。喷流模拟系统利用高压空气实现推力矢量喷管的动力模拟,主要是喷流的落压比;喷管机构是通过几何相似的模型实现推力矢量喷管的外形模拟,主要是喷管的偏转角度。

1.1 喷流模拟系统

该系统主要由固定部分和浮动部分组成,如图1所示。固定部分有密封气室、声速喷嘴和专用测量天平组成。浮动部分包括环室、整流锥、测

量靶、尾喷口等部分。在浮动部分和固定部分之间安装有专用天平,用于测量内尾喷管推力。压缩空气通过固定部分的气室经由喷嘴喷出至环室,再由喷管喷出,模拟飞行器的发动机喷流。为防止压缩空气从环室与喷嘴之间的间隙溢出,同时又减小供气管路对专用天平测力的影响,在浮动部分和固定部分之间安装了两个波纹管进行密封。

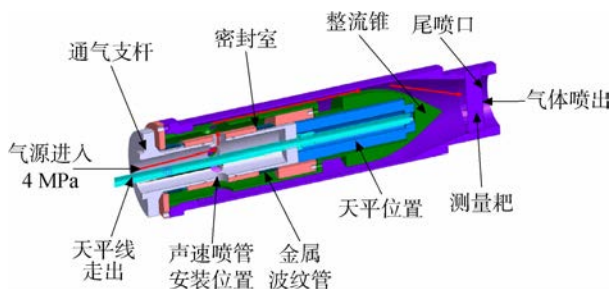


图1 喷流模拟器结构图

Fig.1 Structural of suction pipe system

1.2 喷管机构

喷管机构主要包括内喷管和外喷管两个部分,主要安装在尾喷口处。内尾喷管与环室相连,外尾喷管与全机模型尾部相连,内、外尾喷管都可以更换以改变角度用以模拟矢量推力。内喷管为收敛扩张型,根据飞行器风洞试验模型尺寸和其发动机喷流落压比的要求,设计出不同的内喷管满足发动机喷流模拟的要求。喷管的推力特性通过喷流模拟器上的喷管天平进行测量。测量时,不同的推力偏转角通过更换带偏转角的喷管实现,不同的落压比通过改变高压空气的供气流量实现。

2 喷管天平推力测量数据修正方法

采用喷管天平的目的在于得到气流通过矢量喷管形成的射流与外界空气之间的相互作用力。但喷管天平实际测量得到的力,除气动力外,还包括喷流模拟器自身质量、喷流模拟器与固定端连接方式带来的内力、喷流模拟器内部气流流动造成的摩擦力、以及喷流反作用力。因此,研究喷管天平推力的修正方法是准确获得喷管推力影响的关键技术^[12-16]。除此之外,还需引入空气桥技术,进一步减小高压空气带来的影响。

为此,设计研制了如图2所示的地面校准测量试验台。包括了空气桥、支座、校准专用天平和通气支杆。喷流模拟器安装在顶端。该测量试验

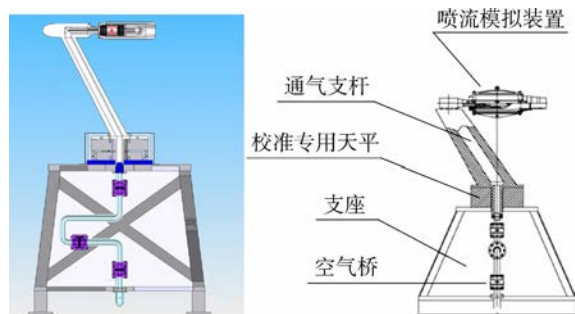


图2 喷流模拟器校准测量装置

Fig.2 Calibration and measurement equipment for jet simulator

台可用来对喷管天平进行修正,也可测量无风情况下的喷管推力特性。

在试验中,喷流模拟器与固定端有两处连接,一是整流罩通过喷管天平与固定端连接,二是密封室与固定端之间音速喷管安装位置处连接。该处采用了金属波纹管使连接成为软连接,从而喷流模拟器所受大部分力能够主要从喷管天平传递到固定端。但是,金属波纹管自身具有一定刚度;在承受高压情况下,金属波纹管的刚度将显著增加,导致在此时波纹管影响量显著增大。

将喷流模拟器自身质量定义为重力效应,金属波纹管自身刚度影响定义为附加刚度效应,高压情况下金属波纹管刚度增大影响定义为压力效应,喷流模拟器内部气流流动造成的摩擦力以及喷流反作用力在实际测量中不可分离,整体定义为流动效应。则喷管天平实际测量结果如下:

$$F = F_q + F_g + F_a + F_p + F_f \quad (1)$$

式中 F 为平测量实际测量结果, F_q 为动力, F_g 为重力效应, F_a 为附加刚度效应, F_p 为压力效应, F_f 为流动效应。

2.1 附加刚度效应的修正

如图2所示,将“喷流模拟器/喷流专用天平”作为一个整体进行静态加载校准,获得相对无喷流模拟器状态下喷流专用天平不同的静态组合天平公式,该天平公式包含了无压力情况下波纹管的影响。它与不带喷流模拟器的喷流天平公式之间的差异,即可认为是附加刚度效应。

2.2 压力效应的修正

在静态校准装置上,通过空气桥、校准专用天平以及通气支杆,将喷流模拟器与高压气源连通。将出口堵住不形成喷流。在不同压力下静态加载校准,获得带压力天平公式,此公式与静态组合天平公式之间的差异,即为压力效应。不同压力情

况下,波纹管刚度不同,因此,不同压力下,获得的带压力天平公式不同。则式(1)变为

$$F = F_q + F_g + F_a + F_{p,p_i} + F_f \tag{2}$$

式中 p_i 为不同压力, F_{p,p_i} 为不同压力情况下的压力效应。

2.3 流动效应的修正

施加与压力效应修正相同系列气压,形成喷流。分别在图 3 所示正装、反装情况下,通过校准专用天平获得系列压力下测量结果 F_{1,p_i} 和 F_{2,p_i} , 得到流动效应 F_{f,p_i} , 如式(3):

$$F_{f,p_i} = (F_{1,p_i} - F_{2,p_i})/2 \tag{3}$$

带入式(2)得到

$$F = F_q + F_g + F_a + F_{p,p_i} + (F_{1,p_i} - F_{2,p_i})/2 \tag{4}$$

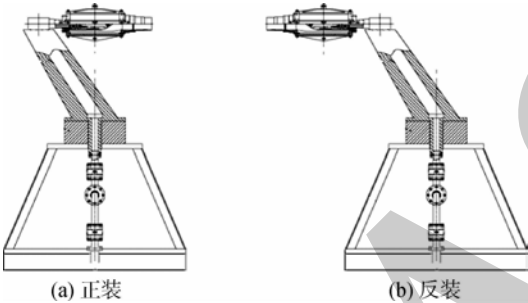


图 3 流动效应校准原理图

Fig. 3 Calibration method for fluxion effect

令 $F_{p=0}$ 为无喷流状态下、带压力天平公式计算得到的测力结果, $F_{p=p_i}$ 为给定气压为 p_i 、带喷流状态下、带压力天平公式计算得到的测力结果, 则, 气动力为

$$F_q = F_{p=p} - F_{p=0} - (F_{1,p_i} - F_{2,p_i})/2 \tag{5}$$

3 喷管推力特性的地面校准方法

本文选定某一飞行器的特定喷管,按照飞行器风洞试验的模型比例要求,试验喷管的喉道直径为 49 mm,最大流量为 1.54 kg/s,此时的落压比为 3.50。喷管推力特性的试验,首先利用地面校准架开展喷管的地面静态校准试验,测量出不同状态下的推力合力和矢量角,并利用上节的方法对测量数据进行修正。根据校准的数据,再将喷管和喷流模拟器装入飞行器模型,在低速风洞中开展气动力试验,以确定喷管推力特性对飞行器气动力的影响情况。

3.1 地面校准设备和内容

喷流模拟器的校准测量台也是地面试验的主

要装置。试验用的矢量喷管是在喷流模拟器出口加装喉道和几何相似的内喷管,包括 0°、5°、10°、15°共 4 个偏转角度(α)的喷管模型。试验设备如图 4 所示,包括喷流模拟器、测力天平、供气系统、空气桥以及支撑、测量系统。



图 4 试验设备

Fig. 4 Test equipment

试验内容是针对每个喷管分别测量落压比 (R_{np}) 为 1.50、2.00、2.50、2.85、3.00、3.02 时的推力特性,包括推力的合力大小和矢量角。

3.2 地面校准结果和分析

表 1、表 2 给出了不同偏转角(向下偏转)的喷管在不同喷管落压比下的喷管推力合力和矢量角的测量结果。该结果是通过喷管天平和校准天平采集的数据,经过上述修正方法修正后得到的数据。

从表 1 中可以看出,对于同一偏转角的喷管来说,推力是随着落压比的增加而增大。从表 2 可以看出,相比较于名义喷管偏转角,矢量角随着落压比的增加呈现出先增大后减小的趋势。喷管内部的流动分离是影响矢量喷管推力和矢量角的重要因素^[17-18]。从表 2 中可以看出,喷管下偏后,在落压比为 2.00 时,矢量角均出现了峰值,说明落压比的增加抑制了喷管偏转角带来的内流分离。但是随着落压比的进一步增加,分离会越来越严重,矢量角也快速下降。在偏转角为 15°的大落压比情况下,矢量角小于喷管名义偏转角。在同一落压比下,各个偏转角的喷管推力大小相差不大。带偏转角度的喷管推力比未带偏转角度的喷管推力要小。在喷管下偏转角为 10°的时候,推力出现一个峰值,比偏转角为 0°喷管的推力小,但是比偏转角为 5°和 15°喷管的推力大。说明喷管的偏转角引起的流动分离会降低喷管推力,但是存在一定的最佳偏转角度使得推力最大,此时的偏转效率最高。

表 1 喷管推力测量结果

Table 1 Measurement results of nozzle thrust

$\alpha/(^{\circ})$	F/N					
	$R_{np}=1.50$	$R_{np}=2.00$	$R_{np}=2.50$	$R_{np}=2.85$	$R_{np}=3.00$	$R_{np}=3.02$
0	78.82	141.86	205.29	258.14	268.43	272.55
5	77.45	139.80	202.16	246.27	265.29	267.35
10	77.16	140.98	203.33	248.33	266.47	269.41
15	74.41	136.86	198.63	240.49	259.41	261.76

表 2 喷管矢量角测量结果

Table 2 Measurement results of nozzle vector angle

$\alpha/(^{\circ})$	喷管矢量角/ $(^{\circ})$					
	$R_{np}=1.50$	$R_{np}=2.00$	$R_{np}=2.50$	$R_{np}=2.85$	$R_{np}=3.00$	$R_{np}=3.02$
0	0.72	0.9	0.74	0.49	0.49	0.42
5	5.22	7.75	6.26	5.55	5.29	5.22
10	10.81	13.82	11.86	10.79	10.55	10.52
15	16.7	17.39	16.62	15.34	14.84	14.77

由此可见,在满足喷流落压比和喷管几何相似的情况下,采用喷流模拟器以及喷管天平 and 校准天平双天平测量修正的方法开展矢量喷管推力特性测量试验技术获得的试验数据可以反映喷管的推力特性,获得的规律与文献[10-11,17]中的一致。

4 喷管推力特性的风洞验证试验

地面试验之后,将喷流模拟器和喷管安装在模型上,并在中国空气动力研究与发展中心的8m×6m 低速风洞开展吹风状态下的试验研究。

4.1 风洞试验设备和内容

进行风洞试验,需要对现有试验模型和支撑系统进行改造,增加内部空间和通气管路系统,用以安装喷流模拟器。如图 5,该系统主要由通气

支杆、喷流模拟器、主天平、喷管天平、推力喷管等组成。目的是通过双天平分别测量模型上的气动力和喷流产生的气动力。

试验时,高压空气从通气支杆中进入装在模型内部的发动机喷流模拟器,并从模型的尾喷口喷出,以模拟飞机的发动机喷流;通过采用标准喷管,在地面进行校准,获得进气压力、进气流量和尾喷口落压比之间的关系,并以此来在试验中间接使用高压气源供气系统的流量控制系统来实现模型尾喷口落压比的控制;模型主体通过主天平、发动机喷流模拟器通过喷管天平分别独立支撑在通气支杆上,模型与发动机喷流模拟器分离,主天平测量模型气动力,喷管天平测量发动机喷流模拟器的作用力,从而获得喷流的气动影响力。

模型采用特大迎角装置及背部通气支杆进行

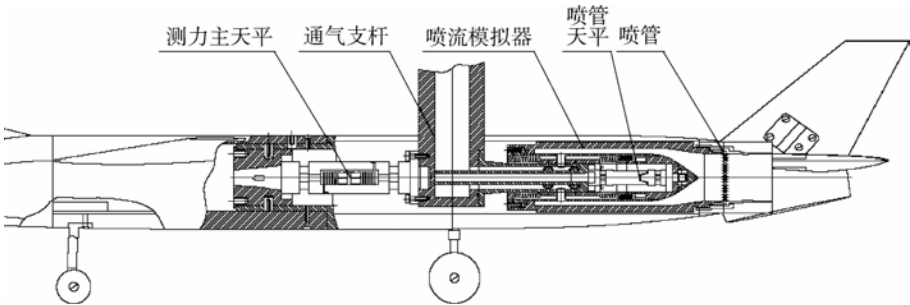


图 5 模型内部装置布置图

Fig. 5 Structure in the model

背撑。试验风速 $V=70\text{ m/s}$, 试验迎角范围为 $0^\circ\sim60^\circ$, 喷流落压比为 3.00。试验主要内容为换装不同偏转角巡航状态喷管情况下的模型纵向气动特性研究。

4.2 验证试验结果和分析

测力数据由主天平和喷流天平测得, 采用连续扫描测力技术, 每 0.5° 采集 1 次, 每条曲线从 $0^\circ\sim60^\circ$ 共有 121 组数据点。无喷流的数据来自于主天平。有喷流的数据来自于主天平和喷流天平综合所得。图 6~图 8 中纵坐标为有喷流时升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数与无喷流时各系数的差值, 横坐标为模型迎角。从图 6~图 8 中可见, 升力、阻力和俯仰力矩系数差值在有喷流的情况下都会增大, 符合基本气动特性规律。同样, 喷管在偏转角为 0° 情况下的纵向气动力系数要比有偏转角的情况下要小。

从曲线上观察, 喷管偏转角对升力系数差值(如图 6 所示)和阻力系数差值(如图 7 所示)影响比较明显, 对于俯仰力矩系数差值(如图 8 所示)影响不明显。对于升力系数差值和阻力系数差值, 喷管偏转角的影响规律类似。喷管偏转角从 $0^\circ\sim10^\circ$ 使升阻力系数差值呈增加趋势, 在偏转角为 10° 的时候达到最大值, 到喷管偏转角为 15° 的时候则出现下降。

表 3 给出了不同喷管下偏转角度下的模型纵向气动特征值与喷管无偏转角无喷流时模型的气动特征值的差值。可以看出, 升力线斜率差值随着喷管偏转角的增加而增加。喷管下偏转角为 10° 的时候最大升力系数差值最大, 比无偏转角度的时候增加 2.5%, 比无喷流的时候增加 5%, 此时零升迎角差值和零升俯仰力矩差值也是最小的。综上所述, 偏转角为 10° 的时候矢量喷管的效率最高。该规律同上述地面推力特性试验的结果相吻合, 即在喷管偏转角为 10° 的时候, 推力最大, 有效推力偏转角也是最大的。通过与文中第

3.2 节地面校准测量结果的对比说明, 喷管推力特性的变化规律也如实的反应在对飞行器气动力的影响规律上。

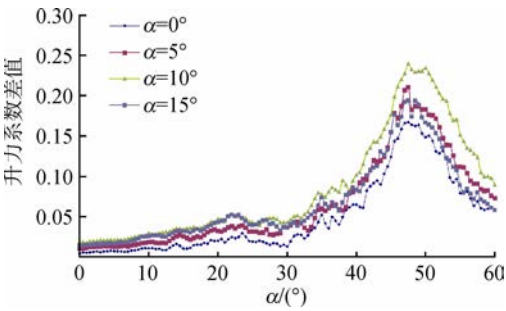


图 6 升力系数差值曲线图

Fig. 6 Lift coefficient difference curves

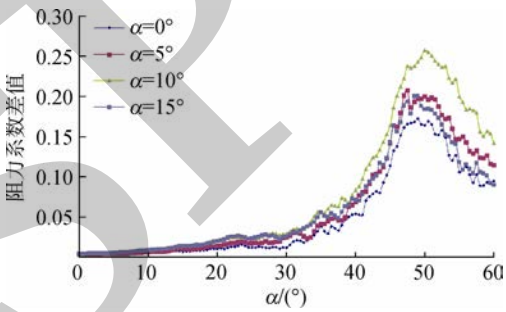


图 7 阻力系数差值曲线图

Fig. 7 Drag coefficient difference curves

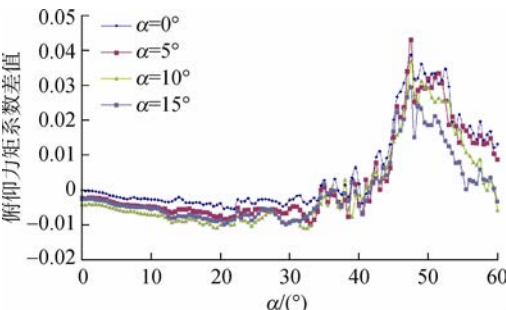


图 8 俯仰力矩系数差值曲线图

Fig. 8 Pitch moment coefficient difference curves

表 3 不同喷管偏转角下的纵向气动特性

Table 3 Longitudinal aerodynamic characteristics of different nozzle deflection angles

偏转角/ (°)	升力线斜率 差值	最大升力系数 差值	零升迎角 差值/(°)	最小阻力系数 差值	最大升阻比 差值	零升俯仰力矩 差值
0	0.0005	0.032	-0.12	0.0049	-0.25	-0.0007
5	0.0007	0.045	-0.26	0.0042	-0.15	-0.0030
10	0.0009	0.066	-0.39	0.005	-0.16	-0.0053
15	0.0011	0.053	-0.32	0.005	-0.20	-0.0036

5 结 论

本文初步建立了风洞试验中的矢量喷管推力特性的试验技术,并在地面和 $8\text{ m} \times 6\text{ m}$ 低速风洞中进行了初步的验证试验研究,有以下几点结论:

1) 设计了内置喷管天平的矢量推力喷流模拟器,并通过引入校准天平建立了喷管天平附加刚度效应、压力效应、流动效应等影响的修正方法,实现了更精细化的矢量喷管推力特性测量技术。

2) 通过地面和风洞试验表明,该试验技术可以反映被试喷管的推力特性规律,以及该喷管对飞行器气动力的影响情况,是一种测量喷管推力特性的有效手段。

3) 矢量喷管的有效矢量角随着落压比的增加先增加再减小,存在一个最大值;在同一落压比下,喷管存在一个推力最大时的矢量角,此时对全机的升力系数和阻力系数影响也最大;但是,喷管下偏转角度的变化对全机的俯仰力矩影响不大。

通过本文的研究,为下一步在风洞试验中更加精细精确地研究矢量喷管的推力特性和其对飞行器气动特性的影响积累了技术基础。

参考文献:

- [1] 朱俊强,黄国平,雷志军. 航空发动机进排气系统气动热力学[M]. 上海:上海交通大学出版社,2014.
- [2] THOMAS M B. Thrust vector behavior of highly integrated asymmetric nozzles for advanced fighter aircraft[R]. AIAA 98-0948,1998.
- [3] 金镭,张曙光,孙金标. 现代战斗机空战能力评估及敏感性分析[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(1):82-86.
JIN Lei, ZHANG Shuguang, SUN Jinbiao. Air-combat ability and sensitivity analysis of modern fighter aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(1): 82-86. (in Chinese)
- [4] WANG Yankui, DENG Xueying. Effects of vectoring jet on aerodynamic characteristics of aircraft [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 1998, 11(2): 82-87.
- [5] FRANCIS J C. The effects on propulsion-induced aerodynamic forces of vectoring a partial-span rectangular jet at Mach numbers from 0.4 to 1.2[R]. NASA-TN D-8039, 1975.
- [6] SCOTT C A, FRANCIS J C. Thrust vectoring characteristics of the F-18 high alpha research vehicle at angles of attack from 0° to 70° [R]. AIAA 92-3095, 1992.
- [7] 李周复. 风洞特种试验技术[M]. 北京:航空工业出版社, 2010:50-57.
- [8] 靳宝林,朱明俊. 航空发动机推力矢量技术发展形势分析[J]. 航空发动机, 1997, 23(1): 44-49.
- [9] 陶增元,李军,程邦勤. 飞机推进系统关键技术[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2000, 1(2): 86-90.

- TAO Zengyuan, LI Jun, CHENG Bangqin. Thrust vector technique, the vital technology of aircraft propulsion[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2000, 1(2): 86-90. (in Chinese)
- [10] 徐铁军,李聪,曲芳亮. 矢量喷管静推力特性风洞实验研究[J]. 流体力学实验与测量, 2003, 17(2): 49-53.
XU Tiejun, LI Cong, QU Fangliang. Wind tunnel research on statics thrust characteristics of vectoring nozzle[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2003, 17(2): 49-53. (in Chinese)
- [11] 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 axis-symmetric vectoring exhaust nozzle using numerical simulation[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 822-829. (in Chinese)
- [12] 贾毅,郑芳,黄浩,等. 低速风洞推力矢量试验技术研究[J]. 实验流体力学, 2014, 28(6): 92-97.
JIA Yi, ZHENG Fang, HUANG Hao, et al. Research on vectoring thrust test technology in low-speed wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2014, 28(6): 92-97. (in Chinese)
- [13] 章荣平,王勋年,黄勇. 发动机动力模拟风洞试验中的空气桥技术[J]. 航空动力学报, 2015, 30(4): 910-915.
ZHANG Rongping, WANG Xunnian, HUANG Yong. Air bridge technology for engine power simulation test in wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(4): 910-915. (in Chinese)
- [14] 付尧明,王强,额日其太,等. 矢量喷管六分量测力试验台的研制[J]. 流体力学实验与测量, 2002, 16(1): 87-93.
FU Yaoming, WANG Qiang, Eriqitai, et al. Development of the six-component force-measuring balance of thrust-vectoring nozzle testing[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2002, 16(1): 87-93. (in Chinese)
- [15] 罗华云,赖传兴,王月贵,等. 喷管模型试验器六分量天平校准技术[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 67-73.
LUO Huayun, LAI Chuanxing, WANG Yuegui, et al. Six-component balance calibration technology for nozzle model testing facility[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 67-73. (in Chinese)
- [16] 刘志刚,刘娅. 气动矢量喷管测力技术研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(1): 33-36.
LIU Zhigang, LIU Ya. An investigation of force measurement for pneumatic vectoring exhaust nozzle[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(1): 33-36. (in Chinese)
- [17] 马会民,樊思齐,卢燕. 分离流动对矢量喷管性能的影响[J]. 推进技术, 2003, 24(5): 421-424.
MA Huimin, FAN Siqi, LU Yan. Effects of flow separation on the performance of thrust-vectoring nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(5): 421-424. (in Chinese)
- [18] 马会民. 矢量喷管非定常流场计算与动态模型研究[D]. 西安:西北工业大学, 2003.
MA Huimin. Study on the unsteady flow calculation and transient mathematical model of vectoring nozzle[D]. Xi'an: Northwest Polytechnical University, 2003. (in Chinese)