

翼吊短舱形式发动机推/阻划分的风洞试验研究*

高翔, 李密, 王定奇

(中国飞行试验研究院 发动机所, 陕西 西安 710089)

摘要: 为了确定在实际飞行条件下, 当发动机状态变化时, 进排气系统损失对飞机气动特性的影响, 针对翼吊短舱形式的发动机开展了缩比模型风洞试验, 分别进行了巡航构型与起飞构型, 马赫数 0.1, 0.15, 0.2, 攻角 $0^\circ \sim 15^\circ$, 发动机外涵喷管落压比 1.22, 1.32, 1.44, 1.53, 1.61 等条件下的风洞试验。通过数据分析, 明确了该类型发动机推/阻划分的基本方法, 分析了发动机状态变化时飞机气动特性的改变及修正方法。风洞试验结果表明: 发动机状态变化对飞机升阻特性影响明显, 必须建立合理的推/阻划分体系, 对实际使用条件下, 发动机状态变化引起的进排气损失进行修正, 通过本文建立的推/阻划分体系, 计算得到的发动机安装净推力与风洞试验结果最大偏差为 1.6%。

关键词: 气动特性; 缩比模型; 风洞试验; 推/阻力划分; 短舱

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 10-2213-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190540

Thrust/Drag Division for Powered-on Aeroengine in Nacelle by Wind-Tunnel Test

GAO Xiang, LI Mi, WANG Ding-qi

(Aeroengine Research Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to determine the inlet and exhaust loss effect on airplane aerodynamic characteristics under different aeroengine power settings in actual flight condition, scale model wind-tunnel test was conducted for the powered-on aeroengine in nacelle. The wind-tunnel test was conducted under cruise and take-off configurations with mach number 0.1, 0.15, 0.2, angle of attack $0^\circ \sim 15^\circ$, and bypass pressure ratio 1.22, 1.32, 1.44, 1.53, 1.61. Through test data analysis, division method of thrust and drag was put forward, and the correction method for the change of airplane lift/drag characteristic under different engine power settings was established. Wind-tunnel results show that: the change of engine power setting has significant effects on airplane aerodynamic characteristics. Reasonable division method of thrust and drag must be conducted, then the corrections of inlet and exhaust loss for different engine power settings under real working condition should be conducted. Under the division method of thrust and drag in this article, the maximum deviation between calculated aeroengine installed net thrust and wind-tunnel result is 1.6%.

Key words: Aerodynamic characteristics; Scale model; Wing-tunnel test; Division of thrust and drag; Nacelle

* 收稿日期: 2019-07-31; 修订日期: 2019-11-25。

通讯作者: 高翔, 硕士, 研究领域为航空发动机性能确定飞行试验技术。E-mail: gaoxiangapply@163.com

引用格式: 高翔, 李密, 王定奇. 翼吊短舱形式发动机推/阻划分的风洞试验研究[J]. 推进技术, 2020, 41(10): 2213-2221. (GAO Xiang, LI Mi, WANG Ding-qi. Thrust/Drag Division for Powered-on Aeroengine in Nacelle by Wind-Tunnel Test[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(10): 2213-2221.)

符号表

φ_{pre}	附加前体力
$F_{N,int}$	发动机内推力
φ_{post}	排气流管作用力
W	空气流量
p	压力
V	速度
NPR_F	外涵喷管落压比
NPR_C	内涵喷管落压比
F_C	喷管出口总推力
C_{ig}	推力系数
D_{cowl}	短舱前段阻力
D_{AB}	短舱后段阻力
D_J	排气后体阻力
R	气体常数
γ	比热比
α	迎角

下标

s	静参数
t	总参数
0	发动机上游无穷远截面
1	发动机进口截面
17	外涵喷管进口截面
7	内涵喷管进口截面
19	外涵喷管出口截面
9	内涵喷管出口截面
00	发动机下游无穷远截面
critical	临界状态
act	实际参数
datum	基准状态
ARC	气动基准状态
ORC	工作参考状态
AOC	实际工作状态
L	升力方向
D	阻力方向

1 引言

现代飞机试飞验证过程中,获取准确的飞机气动特性对于进一步指导飞机设计、研制具有重要意义。在飞机气动设计阶段,一般借助风洞试验获取其升阻极曲线特性,并在带有通流短舱及带动力短舱时对升阻极曲线进行修正,最终获得不同构型、不同马赫数下、发动机处于一固定状态时的升阻极曲线。然而,在实际飞行条件下,发动机的使用状态处于不断的变化之中,其与风洞试验极曲线修正时发动机所处的状态并不完全相同,因此,利用风洞试验获取的升阻极曲线并不能直接在飞行试验中使用,发动机状态变化所带来进排气效应并没有考虑,而这些进排气效应对飞机气动特性的影响是较为明显的^[1-2]。

自20世纪70年代以来,美国等针对在实际飞行条件下如何进行合理的推/阻体系划分,获取更为准确的飞机升阻特性开展了大量研究工作。NASA的Lannie等^[3-4]针对F-15飞机的进气系统与飞机干涉作用,分别利用风洞试验及飞行试验对进气系统引起的阻力变化效应进行了研究,结果表明进气溢流阻力的大小与飞行马赫数、捕获面积及攻角等参数直接相关。Mitchell等^[5]针对翼吊短舱安装形式的推进系统,受到机翼附面层的影响效应进行了分析,结果表明发动机排气系统与机翼边界层的干涉作用会对发动机后体产生的阻力有显著影响。Arnaiz等^[6]以超声速巡航飞机XB-70为研究对象,通过风洞试

验与飞行试验,总结了有关飞机气动特性在风洞试验与飞行试验中的相关修正方法。Niewald等^[7-9]针对F/A-18E,利用风洞试验对发动机进排气效应的阻力进行修正,利用安装净推力成功地预测了后续飞行试验过程中F/A-18E的飞行性能,并且飞机性能评估的架次数比原定方案减少了60个。Hunt等^[10]针对发动机油门变化时,进气与排气系统流场变化而引起飞机阻力的增大进行了研究,分别总结了发动机状态变化时,进气与排气系统阻力的变化规律。

近年来,国内主要是利用数值模拟的方法,对发动机通流模型及带动力模型时发动机处于固定状态下的飞机气动特性修正研究。文献[11-13]利用CFD商用软件对进气溢流阻力、附加阻力及排气效应对全机气动特性的影响进行了分析,认识出进排气影响所带来的损失应在飞机设计过程中予以重视。文献[14-15]提出基于流管假设的发动机推/阻力划分方法对通流短舱阻力特性进行修正,利用数值模拟方法得出在巡航状态下,修正后通流短舱与动力短舱的阻力特性差异降低了约46%。

目前,国内没有统一的推/阻划分体系,且飞/发一体化设计的认识有限,对真实飞行条件下发动机状态变化引起的升阻特性改变的相关研究工作较少。本文在AGARD-CP-150^[1]的基础上,以半模飞机模型为对象,开展了低速风洞试验,研究发动机不同工作状态下发动机安装损失对飞机气动特性的影响,为真实飞行试验条件下获取准确的飞机升阻特性奠定基础。

2 试验概述

2.1 试验对象

本次风洞试验在航空工业气动院低速风洞进行,试验段尺寸为3.5m(宽)×2.5m(高)×5.5m(长),空风洞最大风速为70m/s,试验雷诺数可达 3×10^6 ,如图1所示。



Fig. 1 Low speed wind-tunnel

试验飞机对象为军用运输机半模缩比模型,缩比比例为1:10,采用垫块法进行风洞试验,如图2所示。垫块的作用是使模型根部隔离洞壁边界层,从而减小边界层影响。垫块与模型之间留有一定的缝隙,防止模型与垫块相撞,影响测力结果。



Fig. 2 Scale model for wind-tunnel test

飞机缩比模型翼下吊装的为大涵道比分开排气涡扇发动机的缩比模型,缩比比例1:14.2,发动机缩比模型由进气道、短舱外壳体、外涵组件、内涵组件、排气系统、吊挂组成,其流道剖面及测量参数分布示意图如图3所示,内/外涵喷管进口分别加装了5支总温总压测量靶,测量靶沿周向均布,且其上的测点均沿径向等环面设计,在进气道出口截面至进气道唇口截面,及短舱外壁面与核心机整流罩外壁面,沿周向间隔 120° 共布置3列静压测点。

外涵组件主要由外涵、唇口及盖板组成,内涵组件主要由供气外腔、供气内涵道、尾椎(电木)、内涵中段、盖板及内涵后段组成。吊挂部分连接短舱和

机翼,将通入机翼的高压气体引入短舱,吊挂设有两个通气孔,分别通至内、外涵道尾喷管。内外涵道进口分别设计两个堵块,用于封堵内涵、外涵。利用堵块、调节锥改变通流面积实现对内外涵道流量、压力的调节。

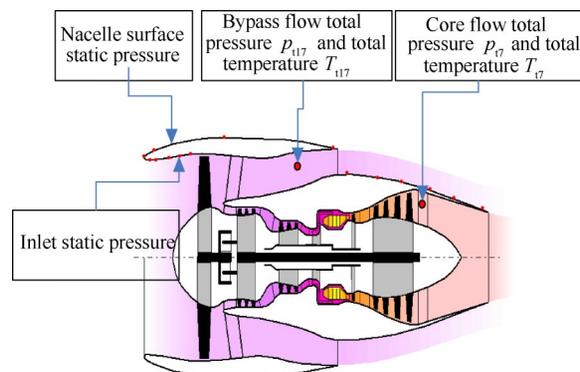


Fig.3 Sketch map of engine ducts and main measurement parameters

2.2 试验内容

本次半模缩比模型吹风试验分别在半模飞机基本构型和起飞构型下进行(前襟翼和后襟翼偏度分别为:基本状态: $\delta_i = 0^\circ, \delta_r = 0^\circ$;起飞状态: $\delta_i = 30^\circ, \delta_r = 30^\circ$),试验马赫数分别为0.1,0.15,0.2,飞机迎角分别为 $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 13^\circ, 14^\circ, 15^\circ$,外涵喷管落压比 NPR_f 分别为1.22,1.32,1.44,1.53,1.61,试验时,每个状态稳定工作3s后进行数据采集记录。

2.3 试验方法与数据采集

在开展风洞试验之前,首先需要进行风洞引导性试验——校准箱试验,从而获取不同等效马赫数和内/外涵落压比下的流量系数和推力系数,用于风洞试验时进行推力计算和修正,该试验为风洞试验前的基础试验^[16],试验流程与方法不再赘述。

本次风洞试验选用的天平为8BD09-01带动力半模应变天平,天平为外式天平,其几何尺寸为 $0.6\text{m} \times 0.6\text{m} \times 0.12\text{m}$ 。天平分主元和副元两套,可以分别测量力和力矩,试验采用天平的主元进行气动力的测量。天平直接测得天平轴系的六分力,经轴系转换后得到所要求的轴系上的气动力,试验中采用风洞天平转盘机构转动 β 角带动模型转动,从而实现半模型迎角依次由 $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 13^\circ, 14^\circ, 15^\circ$ 的变化。天平力、迎角及压力、温度传感器输出的电信号均使用风洞试验专用的VXI数据采集系统进行采集,其静态数据采样率为100k/s。

3 结果与分析

3.1 标准净推力确定

由于试验中起飞构型与巡航构型结果类似,后续分析仅针对巡航构型进行。对于翼吊短舱形式布局的发动机,以通过发动机内流流体为控制体,其受力示意图如图4所示,则流过发动机内部的流管受到的合力为

$$F'_N = \varphi_{pre} - \varphi_{FB} + F_{N,int} + \varphi_{post} + \varphi_{plug} \quad (1)$$

式中 φ_{FB} 为进气整流罩作用在0-1截面间流管上的表面力, φ_{plug} 为尾喷管中心锥作用在9- ∞ 截面流管上的表面力。

式(1)是便于理解的理论表达式,但是在计算标准净推力时各项无法分别获得,因此考虑以下表达式

$$F_{C9} - W_0 V_0 = F_{N,int} + \varphi_{pre} - \varphi_{FB} \quad (2)$$

式中 F_{C9} 为尾喷管出口总推力,即

$$F_{C9} = W_9 V_9 + (p_{s9} - p_{s0}) A_9 \quad (3)$$

将式(2)代入式(1)可得

$$F'_N = W_9 V_9 + (p_{s9} - p_{s0}) A_9 + \varphi_{post} + \varphi_{plug} - W_0 V_0 \quad (4)$$

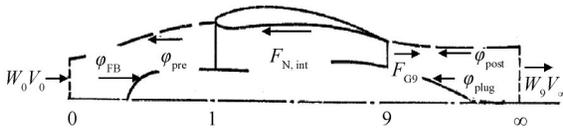


Fig. 4 Force diagram of fluid in nacelle

式(4)便是发动机整体标准净推力的表达式,这与通常发动机设计方定义的标准净推力 $F_N = W_9 V_9 + (p_{s9} - p_{s0}) A_9 - W_0 V_0$ 有所不同,只有当动力装置尾喷管不含中心尾锥且喷管出口处于完全膨胀状态时,二者才一致,否则有明显差别。

根据以上分析,利用风洞试验时发动机内外涵喷管测量靶测得的总温、总压参数,结合校准箱试验得到的喷管流量系数与推力系数,根据式(5)~(8)计算出不同攻角,不同马赫数下的发动机内外涵喷管出口的实际总推力,再扣除发动机进口冲压阻力,见式(9),计算得到发动机标准净推力。

对于外涵喷管,当喷管落压比 $NPR_F < NPR_{F,critical}$ 时

$$F_{G19,act} = C_{fg19} \cdot W_{19} \sqrt{RT_{t19}} \cdot \left[\sqrt{\frac{2(\gamma+1)}{\gamma}} - \frac{p_{s0}}{p_{t19}} \sqrt{\frac{1}{\gamma} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right] \quad (5)$$

当 $NPR_F \geq NPR_{F,critical}$ 时

$$F_{G19,act} = C_{fg19} \cdot W_{19} \sqrt{RT_{t19}} \cdot \left[\sqrt{\frac{2(\gamma+1)}{\gamma}} - \frac{p_{s0}}{p_{t19}} \sqrt{\frac{1}{\gamma} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right] \quad (6)$$

对于内涵喷管,当喷管落压比 $NPR_C < NPR_{C,critical}$ 时

$$F_{G9,act} = C_{fg9} \cdot W_9 \sqrt{RT_{t9}} \cdot \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_{s0}}{p_{t9}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (7)$$

当 $NPR_C \geq NPR_{C,critical}$ 时

$$F_{G9,act} = C_{fg9} \cdot W_9 \sqrt{RT_{t9}} \cdot \left[\sqrt{\frac{2(\gamma+1)}{\gamma}} - \frac{p_{s0}}{p_{t9}} \sqrt{\frac{1}{\gamma} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right] \quad (8)$$

$$F_N = F_{G19} + F_{G9} - W_0 V_0 \quad (9)$$

计算的标准净推力结果如图5所示。从图中可以看出,相同马赫数下,发动机标准净推力随喷管落压比增大而增大;当发动机状态保持不变时,标准净推力受到迎角变化的影响较小。图6给出了0°攻角,不同马赫数下的标准净推力试验结果。可以看出,在相同的喷管落压比情况下,发动机标准净推力随马赫数增大而减小,这主要是由于进口冲压阻力增大,且短舱外流马赫数越大时,对喷管排气流抑制作用越强,进而造成尾喷管出口总推力有所减小的结果。

由于风洞试验中,六分力天平所测得的作用力是整个系统的,因此,后续获取飞机升阻特性时,应当根据图5的计算结果扣除标准净推力在升力和阻力方向的分量,标准净推力的结果是发动机安装净推力确定的基础。

3.2 外部阻力特性确定

上述分析仅考虑了流管经过发动机内部时的受力情况,当发动机处于短舱内,在真实飞行条件下时,整个短舱受到的净力为

$$F_{IPF} = F_{N,int} - \varphi_{nacelle} = F_{C9} - F_{G1} - (\varphi_{cowl} + \varphi_{AB}) \quad (10)$$

式中 $\varphi_{nacelle}$ 表示为短舱外表面受力之和, φ_{cowl} 为短舱前段受力, φ_{AB} 为短舱后段受力,短舱前后段分界处通常选在短舱最大直径截面。则综合式(1)~(4)与式(10),得到短舱受到的内外合力表达式为

$$F_{IPF} = F'_N - (\varphi_{pre} + \varphi_{cowl}) - (\varphi_{post} + \varphi_{AB}) - \varphi_{plug} \quad (11)$$

考虑在势流情况下,以下等式成立

$$\varphi_{pre} + \varphi_{cowl,pot} = 0 \quad (12)$$

而阻力定义为物体在势流和真实流中受力的差

值,则

$$D_{\text{cowl}} = \varphi_{\text{cowl}} - \varphi_{\text{cowl,pot}} \quad (13)$$

联立式(12),(13)可得

$$D_{\text{cowl}} = \varphi_{\text{pre}} + \varphi_{\text{cowl}} \quad (14)$$

式(14)表明,短舱前段所受阻力为进气道上游流管表面压力与短舱表面受力之和,通常称之为短舱前段阻力。当发动机从设计状态节流,或者飞行马赫数增大,则进气道流量系数降低,进口流管附加阻力随之增大,但对于进气道前缘比较圆滑的情形,其表面吸力增大,能够在一定程度上抵消附加阻力增大带来的负面影响。

同样的,短舱后段阻力为

$$D_{\text{AB}} = \varphi_{\text{post}} + \varphi_{\text{AB}} \quad (15)$$

由此,在尾喷管不含中心锥的情况下,式(11)可以整理为

$$F_{\text{IPF}} = F'_N - D_{\text{cowl}} - D_{\text{AB}} = W_9 V_{00} - W_0 V_0 - D_{\text{nacelle}} \quad (16)$$

为了充分结合发动机设计方定义的发动机标准净推力,需对式(16)进行分析变形。考虑动力装置进口流量系数为1.0的情况,此时作用在进气道进口流管表面的附加阻力为0,定义该状态为基准状态,即

$$\varphi_{\text{pre,datum}} = 0 \quad (17)$$

则此时短舱前段阻力变为

$$D_{\text{cowl,datum}} = \varphi_{\text{cowl,datum}} \quad (18)$$

则此时短舱前段阻力可以记为

$$D_{\text{cowl}} = \varphi_{\text{pre}} + \varphi_{\text{cowl}} - \varphi_{\text{cowl,datum}} + D_{\text{cowl,datum}} = D_{\text{spill}} + D_{\text{cowl,datum}} \quad (19)$$

其中

$$D_{\text{spill}} = \varphi_{\text{pre}} - (\varphi_{\text{cowl,datum}} - \varphi_{\text{cowl}}) \quad (20)$$

式中 D_{spill} 为进气道的溢流阻力,表征了发动机实际工作状态与基准状态下短舱前段阻力之差。

同样地,对于排气系统,则有

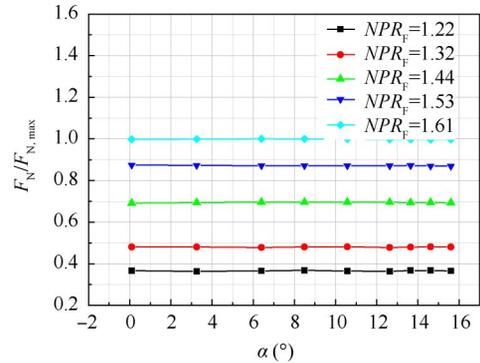
$$D_j = \varphi_{\text{post}} - (\varphi_{\text{AB,datum}} - \varphi_{\text{AB}}) \quad (21)$$

则通常情况下,利用发动机设计方给出的标准净推力,安装净推力可以表达为

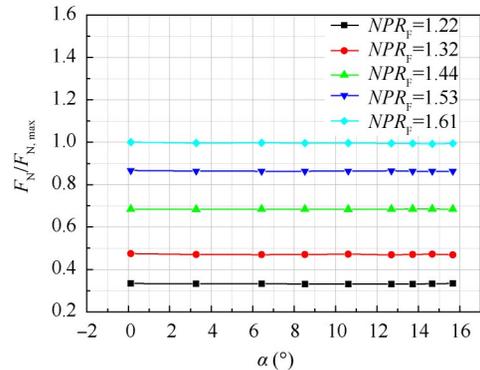
$$F_{\text{IPF}} = F_N - (D_{\text{spill}} + D_{\text{cowl,datum}} + \varphi_{\text{AB}}) \quad (22)$$

通过以上分析可以看出,发动机安装净推力确定的关键就是获取进排气系统的外部阻力,获得外部阻力特性后,根据发动机标准净推力就可以得到安装净推力。以进气系统为例,如图7所示,首先确定飞机带有通流短舱时的气动构型为气动基准状态(ARC),当发动机实际工作在某一状态下时,溢流阻力为气动基准状态(ARC)与发动机工作参考状态

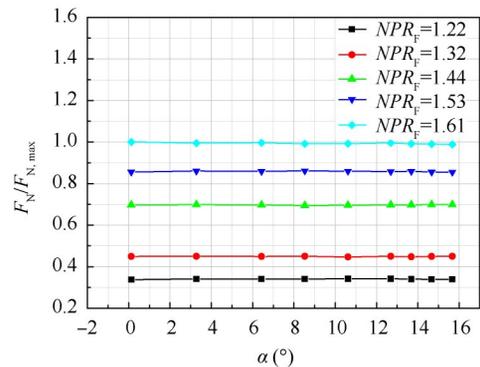
(ORC)的偏差引起的进气道阻力增量,该项力划分为飞机系统阻力部分;当实际飞行中,发动机状态变化时, ΔD_{spill} 为发动机工作状态偏离基准状态导致进气



(a) $Ma=0.1$



(b) $Ma=0.15$



(c) $Ma=0.2$

Fig. 5 Standard net thrust results

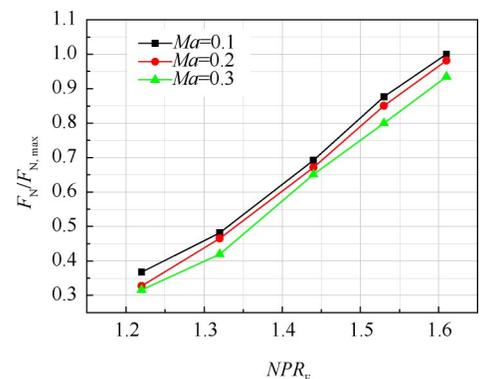


Fig. 6 Standard net thrust at different Mach number

道产生阻力增量,该项力划分为动力装置进气道系统阻力部分。

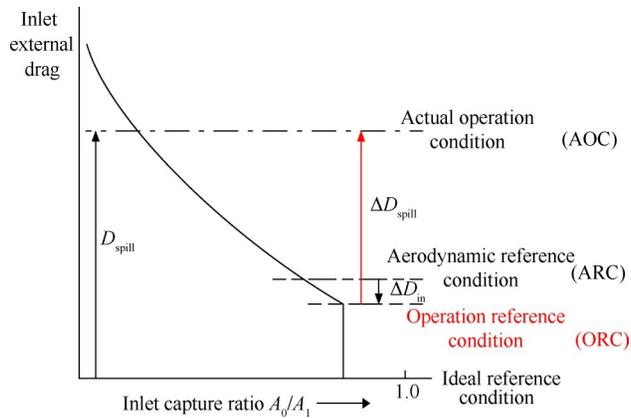


Fig. 7 Sketch map of inlet exterior drag division

由于实际试验中,很难保证进气流量系数为1.0作为参考状态,因此本次试验选取 $NPR_f=1.61$ 为参考状态,得到其他状态下,相对于参考状态的外部阻力增量,结果如图8所示。在实际飞行条件下,利用该增量结果曲线,对工作参考状态到实际工作状态的气动特性偏离加以修正,从而得到更加准确的飞机升阻特性。

从图8中可以看出,当攻角小于 12° 时,相同发动机状态下,外部阻力增量在升力方向与阻力方向的分量,随着攻角的变化都较小,基本趋于固定值,不会出现明显的突增或突降;但当攻角大于 12° 时,外部阻力增量随攻角变化规律性变差,会出现明显的突增或突降,这是由于接近失速迎角,机翼表面气流出现分离而引起不稳定的流动状态所致,这与前述3.2节升阻特性分析结果一致。

从图8各图中还可以看出,当机翼表面流场较为稳定时($\alpha \leq 12^\circ$),相同马赫数下,当发动机实际工作状态与工作参考状态偏离越大时,外部阻力增量在升力与阻力方向的分量越大,表明发动机实际工作状态的偏离对升阻特性有明显影响,在实际飞行条件下,必须对该影响进行相应修正。

通过本节数据分析,在本文定义的推/阻划分体系基础上,清晰地划分了飞机与发动机方的责任界面,避免了作用力计算过程中的重复与遗漏,利用在风洞试验中获取的由工作参考状态到实际工作状态的作用力增量曲线,在真实飞行条件下,对飞机升阻特性进行修正,可以获取真实的、更加准确的飞机升阻特性。

3.3 升力-阻力特性变化

本次风洞试验采用半模飞机垫块法进行,因此

试验时侧滑角为0,且发动机推力与机体轴线的夹角也为0,在选定的工作参考状态下,结合3.2节中分析,风轴坐标系中模型升力和阻力方向受力方程为

$$(F_{G9} \sin \alpha)_{\text{ORC}} + L_{\text{ORC}} = \varphi_{L,\text{ORC}} \quad (23)$$

$$(F_{G9} \cos \alpha - F_{G0})_{\text{ORC}} - D_{\text{ORC}} = \varphi_{D,\text{ORC}} \quad (24)$$

式中 F_{G9} 代表喷管出口总推力, F_{G0} 为缩比短舱进口冲压阻力, L_{ORC} 与 D_{ORC} 分别代表工作参考状态下的升力与阻力, $\varphi_{L,\text{ORC}}$ 与 $\varphi_{D,\text{ORC}}$ 分别代表天平升力方向与阻力方向测得的合作力。

由此,当发动机状态变化而偏离工作参考状态时,发动机安装净推力的变化量,分解到风轴系下,产生了升力方向的作用增量 $\Delta F_{\text{EX,L}}$ 与阻力方向的作用力增量 $\Delta F_{\text{EX,D}}$,此时受力分析为

$$(F_{G9} \sin \alpha)_{\text{AOC}} + L_{\text{ORC}} + \Delta F_{\text{EX,L}} = \varphi_{L,\text{AOC}} \quad (25)$$

$$(F_{G9} \cos \alpha - F_{G0})_{\text{AOC}} - D_{\text{ORC}} - \Delta F_{\text{EX,D}} = \varphi_{D,\text{AOC}} \quad (26)$$

根据式(23)~(26),有

$$\Delta F_{\text{EX,L}} = (\varphi_L - F_{G9} \sin \alpha)_{\text{AOC}} - (\varphi_L - F_{G9} \sin \alpha)_{\text{ORC}} \quad (27)$$

$$\Delta F_{\text{EX,D}} = (F_{G9} \cos \alpha - F_{G0} - \varphi_D)_{\text{AOC}} - (F_{G9} \cos \alpha - F_{G0} - \varphi_D)_{\text{ORC}} \quad (28)$$

利用风洞试验数据,根据外部阻力特性及标准净推力,就可以得到飞机升阻特性,图9给出了巡航构型下,半模飞机升阻特性试验结果(扣除发动机标准净推力)。从图9中可以看出,当攻角小于 12° 时,升力系数随着攻角的增大而变大,当攻角大于 12° 时,升力系数逐渐减小,表明从该攻角下机翼表面气流开始分离,造成升力下降;阻力系数随着攻角的增大而变大,当攻角小于 12° 时,阻力系数增大的趋势相对较缓慢,但当攻角大于 12° 时,由于气流分离作用而引起机翼表面气动阻力迅速增大,造成阻力系数明显迅速增大。

从图9(a),(c),(e)中可以看出,相同马赫数下,不同发动机工作状态下,升力系数随攻角变化曲线基本重合,表明发动机工作状态对升力曲线影响相对较小;但图9(b),(d),(f)反映出相同攻角下,阻力系数随发动机工作状态的增大而明显增大,表明发动机工作状态对阻力曲线影响较大;随着马赫数增大,阻力系数受发动机状态改变的影响效应变小,以 0° 攻角为例, $Ma=0.1$ 时,本次试验最大状态($NPR_f=1.61$)比最小状态($NPR_f=1.22$)阻力系数增大 $\Delta C_D=0.1$; $Ma=0.2$ 时,对应变化量为 $\Delta C_D=0.023$ 。

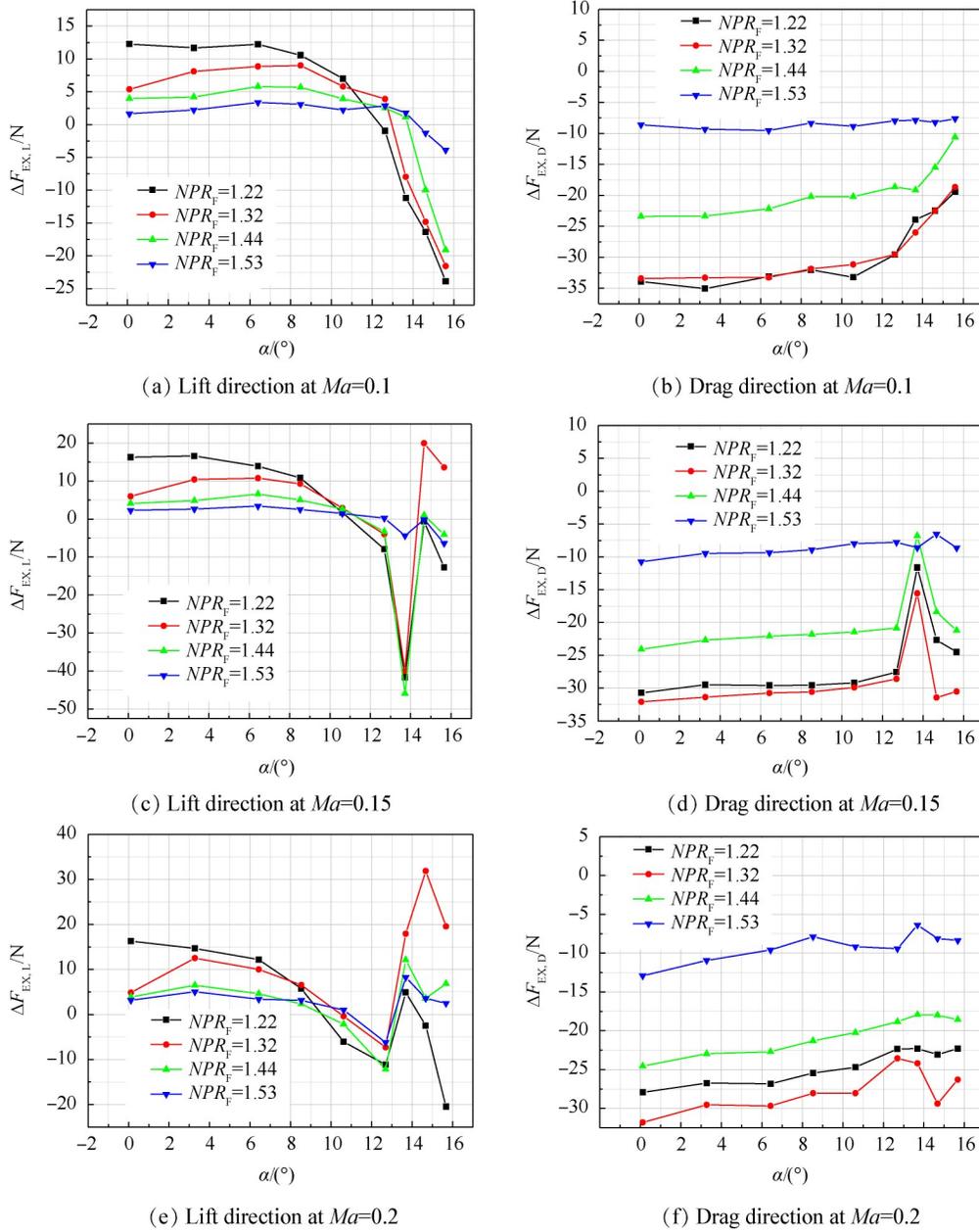


Fig. 8 Exterior force increment results

通过以上分析可以看出,在该推/阻力划分体系下,常规迎角范围内,能够得到较有规律的、随外涵喷管落压比变化的外部阻力特性曲线,结合该曲线族,实际飞行中通过测量喷管落压比,得到外部阻力修正量,在标准净推力中扣除外部阻力修正量后,就可以间接计算得到当前发动机工作状态下的准确升阻特性。

3.4 安装净推力计算验证

为了验证以上推力/阻力划分体系下,所获得的外部阻力特性用于计算发动机安装净推力的可行性与准确性,选取 $NPR_F=1.61$ 为工作参考状态,将 $NPR_F=1.22, 1.32, 1.53$ 的阻力增量进行二次拟合得到外部阻

力增量特性曲线(拟合时去掉部分在大迎角条件下阶跃式变化的试验数据),通过该特性曲线插值计算得到 $NPR_F=1.44$ 时的外部阻力,并通过该状态下的标准净推力得到安装净推力的计算值,与风洞试验时 $NPR_F=1.44$ 测得的安装净推力进行对比,结果见图 10。

从图 10 中可以看出,计算得到的发动机安装净推力与风洞试验天平测量结果吻合性较好,在不同迎角条件下,计算最大偏差约为 1.6%。表明该推/阻力划分体系合理,可以获取准确的发动机安装净推力,进而在实际飞行条件下进行应用间接计算得到飞机升阻特性。

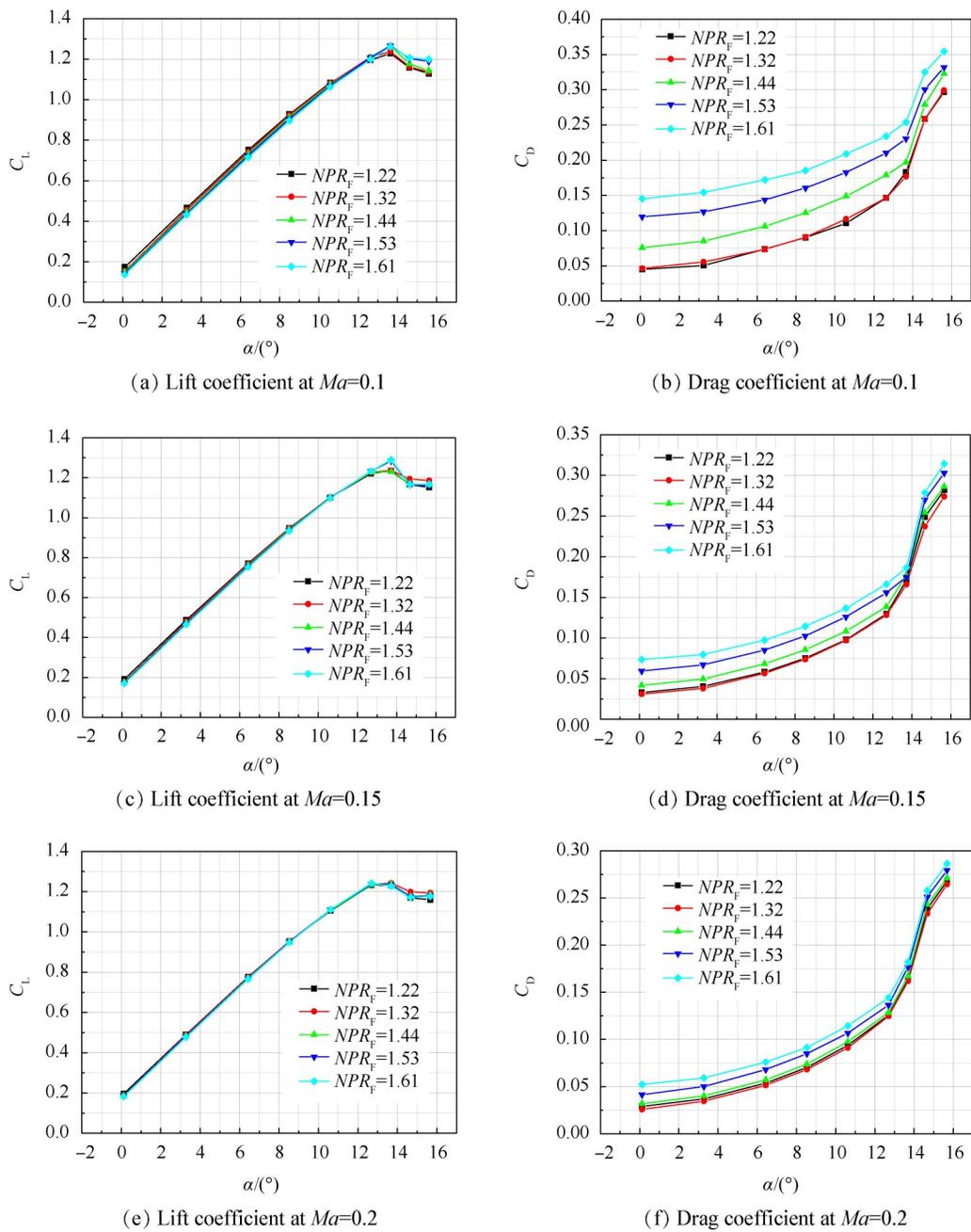


Fig. 9 Lift and drag coefficient results

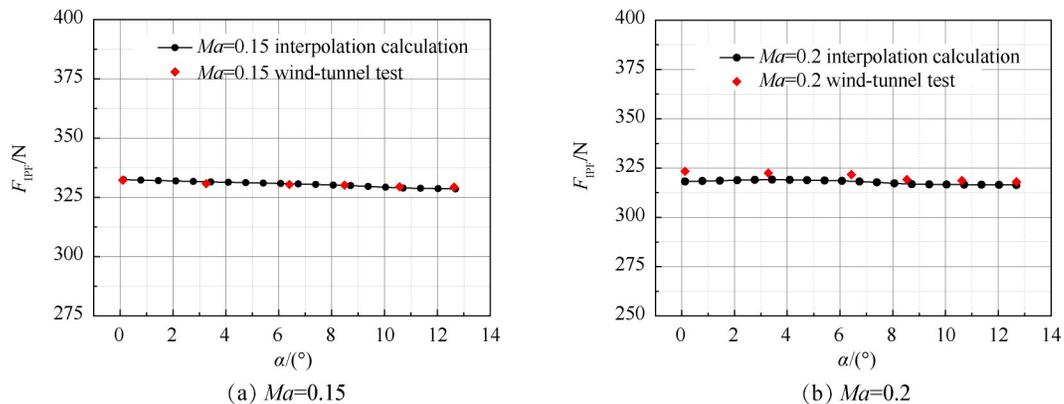


Fig. 10 Comparison of experimental and computed F_{IPF}

4 结 论

通过本文研究,得出以下结论:

(1)发动机标准净推力不受飞机迎角变化的影响,但会受到外流马赫数的影响,马赫数越大,标准净推力越小。

(2)将与发动机状态变化相关的阻力划分到发动机安装净推力中,利用风洞试验,获取了半模飞机由工作参考状态到实际工作状态的外部阻力特性曲线,利用该特性可以获取发动机安装净推力。

(3)发动机状态变化对飞机升阻特性影响明显,不能仅对通流模型、单一状态下动力短舱模型带来的影响进行修正,通过本文建立的推/阻划分体系,计算得到的发动机安装净推力与风洞试验结果最大偏差为1.6%,满足工程应用要求。

参考文献

- [1] Agard Conference Proceedings No. 150 on Airframe/Propulsion Interference[R]. *AGARD-CP-150*, 1974.
- [2] Abernethy R B, Adams R J. In-Flight Thrust Determination[R]. *SAE AIR 1703*, 1985
- [3] Lannie D W, Nugent J. Selected Results of the F-15 Propulsion Interaction Program[R]. *AIAA 82-1041*.
- [4] Lannie D W, Dom A, Stephen A W. Flight and Wind-Tunnel Comparisons of the Inlet/Airframe Interaction of the F-15 Airplane[R]. *NASA TP-2374*, 1984.
- [5] Mitchell G A, Johnson D F. Experiment Investigation of the Interaction of a Nacelle-Mounted Supersonic Propulsion System with a Wing Boundary Layer[R]. *NASA TM X-2184*, 1973.
- [6] Arnaiz H H, Peter J B, Daugherty J C. Wind-Tunnel/Flight Correlation Study of Aerodynamic Characteristics of a Large Flexible Supersonic Cruise Airplane(XB-70-1)[R]. *NASA TP-1516*, 1980.
- [7] Niewald P W, Parker S L. Experimental Determination of F/A-18E Afterbody Aerodynamics[R]. *AIAA 99-0398*.
- [8] Niewald P W, Parker S L. Wind Tunnel Techniques Employed to Successfully Predict F/A-18E In-Flight Lift and Drag[R]. *AIAA 99-0767*.
- [9] Niewald P W, Parker S L. Flight Test Techniques Employed to Successfully Verify Pre-Flight Aerodynamic and Performance Predictions[R]. *AIAA 99-0768*.
- [10] Hunt B L, Gowadia N S. Determination of Thrust and Throttle-Dependent Drag for Fighter Aircraft[R]. *AIAA 91-1692*.
- [11] 张兆,陶洋,黄国川. 发动机短舱溢流阻力的数值模拟研究[J]. *航空学报*, 2011, 32(3).
- [12] 谭兆光,陈迎春,李杰. 机体/动力装置一体化分析中的动力影响效应数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(8): 1766-1772.
- [13] Zhang Yufei, Chen Haixin, Fu Song, et al. Drag Prediction Method of Powered-on Civil Aircraft Based on Thrust Drag Bookkeeping[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, 28(4): 1023-1033.
- [14] 党亚斌,刘凯礼,谭兆光,等. 民用飞机尾吊发动机安装效应对推力影响研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(8): 1712-1719. (DANG Ya-bin, LIU Kai-li, TAN Zhao-guang, et al. Numerical Study of Engine Installed Effect on a Tail-Mounted Civil Aircraft Thrust Characteristic [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(8): 1712-1719.)
- [15] 刘凯礼,司江涛,赵克良,等. 大涵道比发动机通流短舱阻力特性修正数值研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(5): 978-985. (LIU Kai-li, SI Jiang-tao, ZHAO Ke-liang, et al. Numerical Study of Large Bypass Ratio Engine Through Flow Nacelle on Drag Characteristic Correction [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(5): 978-985.)
- [16] 李周复. 风洞试验手册[M]. 北京:航空工业出版社, 2015.

(编辑:张贺)