

文章编号:1000-8055(2020)05-1000-09

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2020.05.012

发动机进排气系统对飞机气动特性影响的数值研究

高翔, 李密, 王定奇

(中国航空工业集团有限公司 中国飞行试验研究院 发动机所, 西安 710089)

摘 要: 为了分析发动机与飞机系统耦合过程中产生的气动力特性,准确获取实际使用条件下的飞机升阻特性,以带动力的某半模飞机模型为研究对象,开展了三维流场数值仿真计算,利用风洞试验数据对计算方法进行了验证,总结了溢流阻力及排气干扰阻力的变化规律,结果表明:发动机状态变化对飞机升阻特性影响明显,在选定的发动机工作参考状态下,溢流阻力在飞机系统升力与阻力方向的分量随捕获面积比的增大分别增大、减小,排气系统实际工作状态偏离选定的参考状态越远,干扰阻力在飞机系统升力和阻力方向分量的绝对值越大。

关 键 词: 升阻特性; 风洞试验; 溢流阻力; 排气干扰阻力; 捕获面积比

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical study on the influence of aero-engine intake and exhaust system on aerodynamic characteristics of aircraft

GAO Xiang, LI Mi, WANG Dingqi

(Aeroengine Research Institute, Chinese Flight Test Establishment,
Aviation Industry Corporation of China Limited, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to analyze the aerodynamic characteristics between aero-engine and aircraft, and to accurately determine the lift-drag characteristics of aircraft under practical use condition, numerical calculation was conducted for a half aircraft model with powerplant. Then the numerical calculation method of three-dimensional flow field was verified with wind-tunnel test data, and the rules of the spillage drag and exhaust interference drag were summarized. Results suggest that: the variation of aero-engine settings has significant influences on the lift-drag characteristics of aircraft. The spillage drag component in lift and drag direction separately increases and decreases with the increase of capture area ratio. The larger difference between real operating condition and reference condition means the larger absolute value of interference drag components.

Key words: lift-drag characteristics; wind-tunnel test; spillage drag;
exhaust interference drag; capture area ratio

大涵道比涡扇发动机是现代军用运输机或民用客机的典型动力装置,在飞机设计研发过程中,

飞机设计方会提出在起飞、爬升、巡航等典型工作状态下对发动机的安装推力需求。然而,在发动

收稿日期: 2019-09-07

作者简介: 高翔(1990—),男,工程师,硕士,主要从事航空发动机性能特性试飞。

引用格式: 高翔,李密,王定奇. 发动机进排气系统对飞机气动特性影响的数值研究[J]. 航空动力学报,2020,35(5):1000-1008.
GAO Xiang, LI Mi, WANG Dingqi. Numerical study on the influence of aero-engine intake and exhaust system on aerodynamic characteristics of aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(5): 1000-1008.

机设计与生产制造过程中,出厂性能的两个重要评价指标是发动机标准净推力与单位燃油消耗率。其中标准净推力为发动机尾喷管出口总推力与进气冲压阻力之差,并没有考虑实际发动机在飞机上安装后由进排气系统引起的相关损失。因此,如何获取准确的发动机安装推力,客观、系统地评价飞机设计过程中的动力安装效应,一直是国内外研究学者的研究重点。

20 世纪 70 年代,美国及北约相关国家便针对飞机与推进系统的干扰问题开展了研究工作,并通过飞机与发动机推/阻力通用划分体系的建立,形成了发动机安装净推力的明确定义^[1-2]。Paterson 和 Macwilkinson 等针对军用运输机 C-141A,利用风洞缩比模型试验的方法,通过确定发动机安装净推力,成功地对其全尺寸真实飞行条件下的飞机气动阻力进行了修正^[3-4]。Rich-ey 和 Schoelen 利用 B-1 轰炸机的风洞试验与飞行试验项目,分别针对短舱后体/喷管之间的干扰阻力及进气系统在实际飞行条件下的损失和修正方法进行了研究^[5-6]。Boppe 在以前研究工作的基础上,总结了飞机和发动机综合设计中需要考虑的影响因素,对进排气的干扰损失、飞机负载提取损失,以及飞行中飞机舵面配平的损失等因素进行了分析^[7]。20 世纪 80 年代末期,随着计算机技术的发展,CFD 技术成为风洞试验与飞行试验的一个重要辅助手段,Willhite 等利用 CFD 模拟对全尺寸飞机流场进行了求解,并通过定义的推/阻划分体系,对发动机不同功率状态下引起的进排气系统阻力增量进行了预测分析^[8]。Hirose 等通过对比数值模拟与涡轮动力模拟器在跨声速风洞的试验数据,发现进排气效应对发动机唇口及机翼上方的激波强度具有一定影响^[9]。Desse 等通过求解 Euler 方程,对发动机轴对称进气流场进行了模拟,通过流场分析发现,发动机进气流场的安装效应主要与进气溢流阻力的大小有关^[10]。

近年来,随着对飞机/发动机一体化设计认识的逐渐深入,国内研究学者针对飞机/发动机综合设计分析中的动力安装效应也进行了相关研究。谭兆光和党亚斌等通过数值模拟方法,分别针对 DLR-F6 模型和民用支线客机模型进行了研究,分析了民机设计中机体/动力装置一体化的动力影响效应^[11-12]。谭伟伟等总结了不同文献中的三类涡扇发动机动力特性模型,并基于特征边界的思想,建立了一种新的涡扇发动机动力特性模型,通过该模型模拟发现翼吊发动机喷流会使机翼上

表面激波前移,发动机唇口激波强度减弱^[13-15]。张美红等利用商用 CFD 软件 CFX,对带动力的民机进行了数值模拟,并将进排气效应的影响应用到民机气动优化设计当中^[16]。

然而,由于国内缺少合理可行的推/阻力划分体系,有关发动机安装效应的研究工作仅局限于通过 CFD 或风洞试验方法对通流短舱或动力短舱的进排气效应进行模拟,并没有能够确定真实飞行试验条件下安装效应对飞机整体气动特性影响的定量评估方法。因此,本文针对某半模飞机缩比模型开展了数值计算,并借助风洞试验数据进行了数值计算方法验证,根据计算结果提出了系统的推/阻力划分方法,在该方法基础上,通过发动机安装净推力的确定,为真实飞行试验条件下飞机升降特性的准确确定奠定了技术基础。

1 数值计算方法

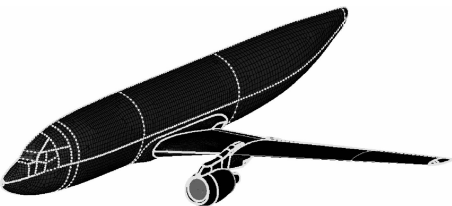
1.1 计算模型及网格划分

本文数值计算模型为带分开排气涡扇发动机的某半模飞机(翼身组合体)缩比模型,模型主要几何尺寸参数如表 1 所示。

表 1 模型主要几何尺寸
Table 1 Main geometry dimensions of model

参数	数值
模型参考面积/m ²	0.455 25
平均气动弦长/m	0.341 5
模型机翼展长/m	1.444
模型机身轴向长度/m	3.251

利用商用 ANSYS ICEM 软件对模型进行非结构化网格划分,如图 1 所示。壁面及各分块对接部分进行了网格加密,近壁面第一层网格 y^+ 值为 30,满足标准壁面函数 $k-\epsilon$ 湍流模型的要求。计算外流场区域长、宽、高分别为 10 倍、5 倍、5 倍半模飞机特征长度,计算总网格量为 1 170 万。



(a) 全局视图



图 1 飞机表面计算网格

Fig. 1 Computational grids on the aircraft surface

1.2 求解方法及边界条件

本文使用商用 CFD 软件 ANSYS Fluent 进行全机三维流场求解,采用有限体积法求解三维雷诺平均的 Navier-Stokes 方程,时间项采用全隐式推进格式,空间离散采用二阶迎风格式,湍流模型采用标准壁面函数 $k-\epsilon$ 模型。求解过程中,对流场残差、进气道与喷管出口流量及全机升力系数、阻力系数进行了监测,收敛判断标准为残差下降 4 个量级且流量与升阻系数保持稳定。

利用该半模缩比模型在某低速风洞进行了吹风试验,根据风洞试验结果,制定数值计算的输入边界条件如下:

- 1) 压力远场边界,根据试验时的风洞来流马赫数、攻角、环境大气压力、温度给定压力远场边界条件;
- 2) 内/外涵压力进口边界,根据风洞试验时发动机缩比模型中内/外涵喷管进口安装的总温、总压测量耙的实测值,求取平均值后给定内/外涵压力进口边界条件;
- 3) 进气道流量出口边界,根据风洞试验中内/外涵测量耙实测总温、总压,计算内/外涵喷管理想流量,进而根据前期校准箱试验所得流量系

数曲线,计算出内/外涵喷管实际流量,再将该实际流量减去风洞试验时流量计实测的引射器流量,即得到发动机进气道出口流量边界条件。

1.3 计算模型验证

根据风洞试验的实测数据,图 2 给出了来流马赫数 $Ma=0.2$ 、外涵喷管压比 $\pi=1.53$ 时的升阻特性对比结果(图中横坐标 α 表示攻角)。从图中可以看出,升力系数(C_L)与阻力系数(C_d)计算结果与风洞试验结果基本一致,仅在接近失速攻角时,升力系数计算结果偏低约 3%。

在风洞试验时,沿短舱外表面,从唇口至内涵核心机整流罩上,布置了一系列静压测点,图 3 给出了 0° 攻角下,数值计算中静压系数(C_p)轴向分布与试验结果的对比(图中横坐标 x 为轴向坐标, L 为短舱轴向长度)。从图中可以看出,计算结果与试验趋势基本一致。因此,综合以上分析,

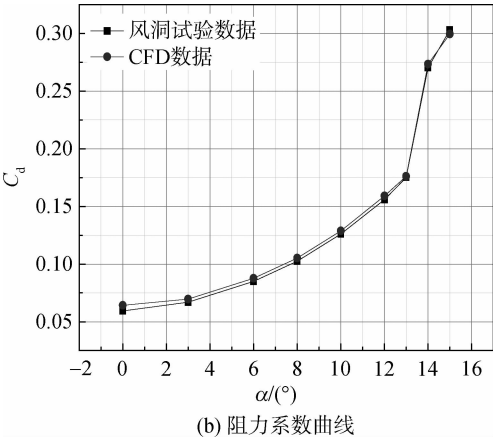
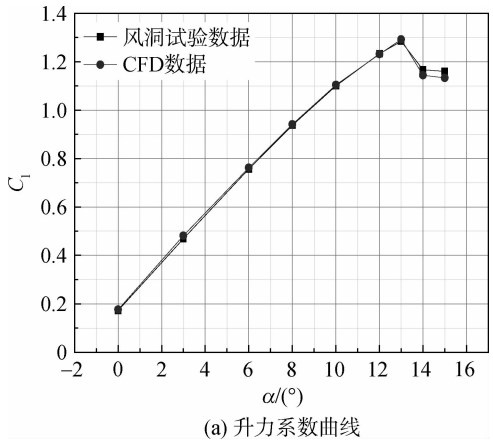


图 2 $Ma=0.1, \pi=1.53$ 时升力与阻力系数计算与试验结果对比

Fig. 2 Comparison of lift and drag coefficients between numerical and test data at $Ma=0.15, \pi=1.53$

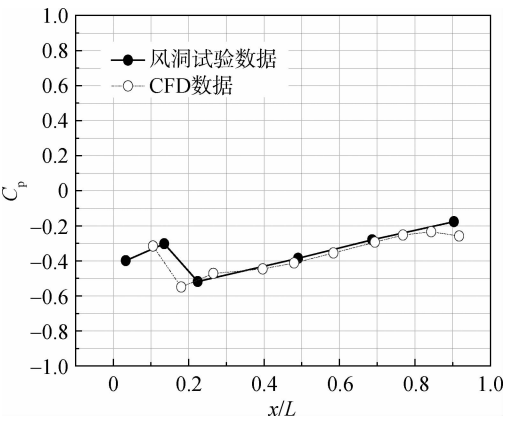


图3 沿轴向静压系数分布计算与试验结果对比(α=0°)

Fig.3 Comparison of static pressure coefficient distribution along axial direction (α=0°)

本文采用的数值计算模型准确可靠,可用于后续相关研究分析。

2 数据处理方法

2.1 升阻特性计算

风洞试验中半模飞机升阻特性是根据天平力扣除动力短舱推力后获得^[17],为了与风洞试验保持一致,CFD计算结果中利用积分获取半模飞机所有固壁面的压差阻力和摩擦阻力,同时需扣除短舱附加前体力 F_{pre} 在升力与阻力方向的分量。根据图4^[18](图中 F_c 为短舱前罩力), F_{pre} 并不是真正意义上的阻力,而是作用在进气道流管的气体附加作用力,该项力是由于将发动机进口控制体推移到无穷远处而产生的虚拟作用力。其计算公式为

$$F_{pre} = \dot{m}_1 V_1 + (p_1 - p_0) A_1 - \dot{m}_0 V_0 \quad (1)$$

式中 $\dot{m}_1$ 与 V_1 分别代表进气道入口空气流量及速度, $\dot{m}_0$ 与 V_0 分别代表进气道所能捕获的无穷远来流的空气流量及速度, p_1 与 p_0 分别代表进气道入口气流静压及无穷远气流的压力, A_1 、 A_0 分别代表进气道入口面积和进气道捕获的进气流量对应无穷远处气流流管的截面面积。

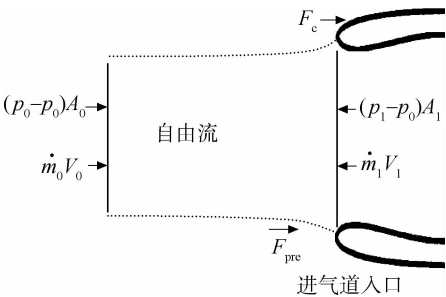


图4 进气道作用力示意图^[18]

Fig.4 Sketch map of intake force^[18]

2.2 溢流阻力计算

进气系统外部阻力增量 ΔD_{in} 主要是由于进气道实际工作状态偏离发动机工作参考状态而产生的。图5给出了翼吊短舱形式发动机进气道流管流动示意图,当进气道流管捕获面积截取的空气流量大于发动机所需的空气流量时,多余的空气从进气道唇口处绕流到发动机外部(这部分气流称为“溢流”)。假定从发动机进气道入口沿发动机轴线向前无限延伸形成一条流管,根据空气流动连续性可知,自由流管中的空气流量与进入发动机的空气流量相等,则在无穷远处的0截面上的流过 A_0 面积区域的空气流量等于进气道入口流量,流过 $A_1 - A_0$ 面积区域的空气流量等于绕进气道唇口溢流到外部的空气流量,即可以用捕获面积比 A_0/A_1 来表征进气道的工作状态,其计算方法如下:

$$\frac{A_0}{A_1} = \frac{\rho_1 V_1}{\rho_0 V_0} \quad (2)$$

式中 ρ_1 与 ρ_0 分别代表进气道入口处与无穷远气流的密度。当选取进气道“满流”状态($A_0/A_1 = 1.0$)为工作参考状态时,则溢流阻力 D_{spill} 数值上就等于进气系统外部阻力增量 ΔD_{in} ,即溢流阻力定义为某一状态下的进气道阻力与发动机基准状态对应的进气道阻力之差。但由于实际中难以实现,且为了与风洞试验工况一致,本次计算中选取风洞试验时发动机最大状态(外涵喷管落压比 $\pi = 1.61$)为工作参考状态(基准状态)。CFD计算中提取的溢流阻力则主要由上述2.1节中的附加阻力和发动机短舱前罩部分的压差阻力及摩擦阻力构成。

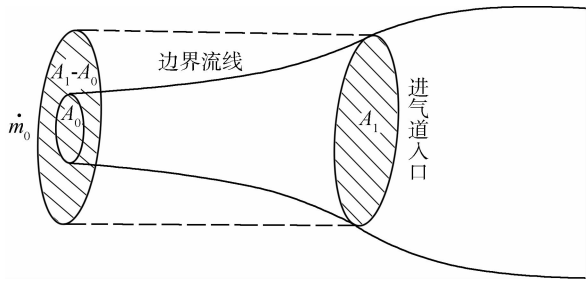


图5 进气道流管示意图

Fig.5 Sketch map of inlet stream tube

2.3 排气干扰阻力计算

排气干扰阻力定义方式与进气溢流阻力类似,定义为发动机尾喷管实际工作状态偏离发动机工作参考状态时而产生的阻力。当定义尾喷管

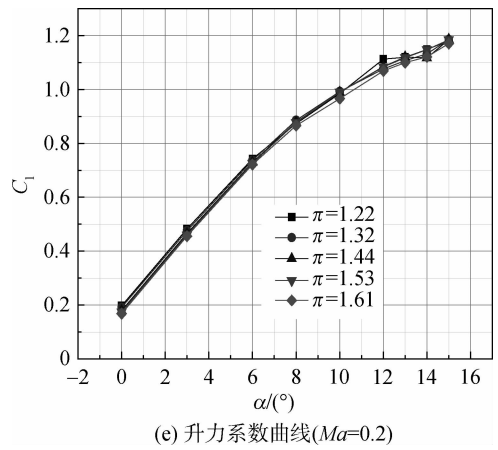
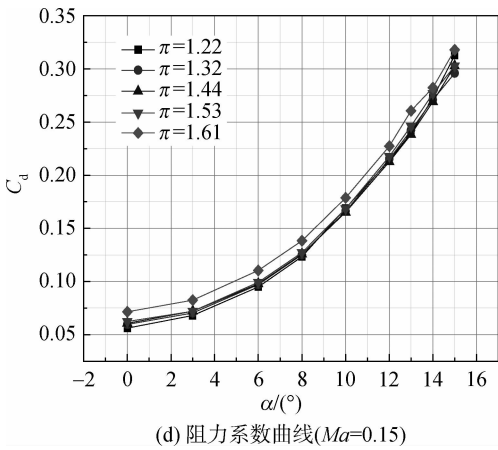
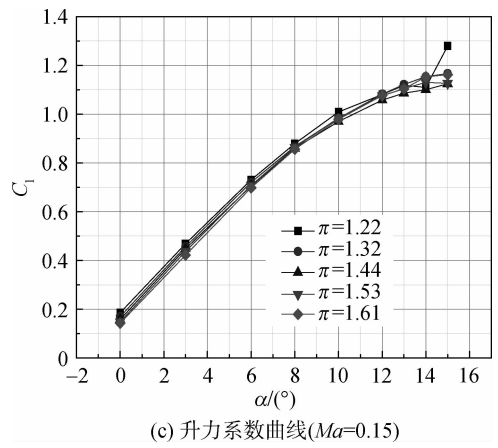
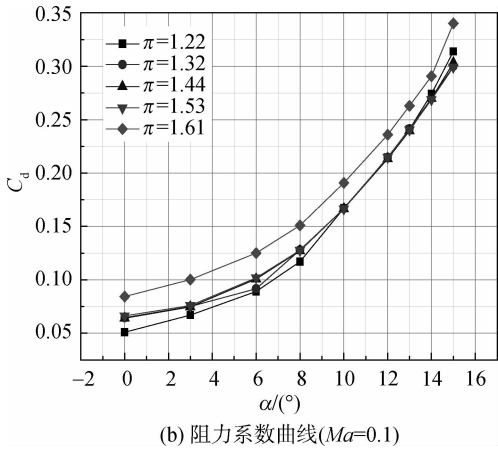
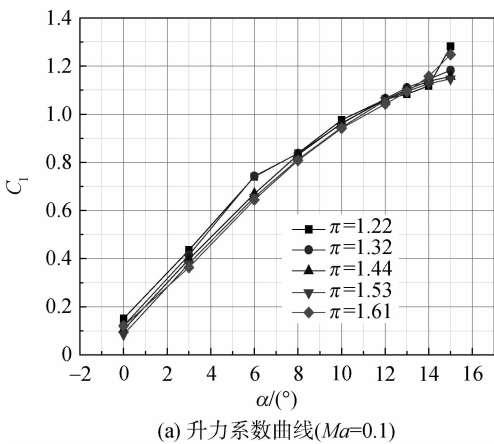
完全膨胀状态作为发动机工作参考状态时,排气系统干扰阻力 D_{aft} 数值上等于排气系统外部阻力 ΔD_{ex} 。实际中由于难以同时保证进排气系统均处于理想参考状态,因此一般将发动机最大状态作为工作参考状态,本文与进气系统一致,选择 $\pi=1.61$ 为工作参考状态。

3 结果与分析

3.1 升阻特性计算结果

图 6 给出了外涵喷管压比 $\pi=1.22, 1.32, 1.44, 1.53$ 和 1.61 时,不同来流马赫数下 ($Ma=0.1, 0.15, 0.2$) 计算的升阻特性曲线。从图中可以看出,升力系数与阻力系数均随攻角 (α) 增大而增大。相同来流马赫数下,升力系数随发动机状态 (本文指外涵喷管压比) 增大略有减小,但差距不是十分明显,表明发动机状态改变对飞机升力特性方向作用力影响相对较小;但相同来流马赫数,阻力系数随着发动机工作状态的增大而增大,在 $Ma=0.1$ 条件下,当发动机处于最大状态时,比发动机处于最小状态所对应的阻力系数增加了 0.035 ,表明发动机工作状态改变对飞机系统阻力特性有明显影响。

在以往飞机设计过程中,飞机升阻极曲线的确定,是通过风洞试验吹风试验获得,为了修正动力装置的安装效应,需要开展通流模型及发动机固定在某一工作状态下的动力模拟试验,以对单纯气动构型下的飞机升阻极曲线进行修正。然而,在真实飞行条件下,由于任务需求发动机的使用状态在不断变化,通过图 6 可以看出,此时若仍将风洞试验中发动机固定在某状态下而修正得到的飞机升阻极曲线作为真实飞行条件下的气动特性,就会带来一定误差,从而对飞机设计过程中,典型任务剖面的准确设计带来一定影响。



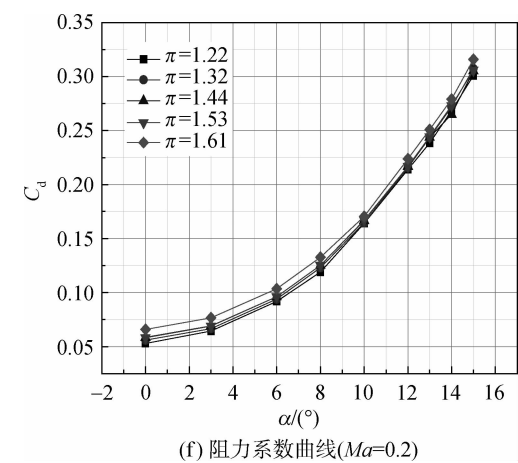


图6 不同来流马赫数,不同外涵喷管压比条件下的升力与阻力系数曲线

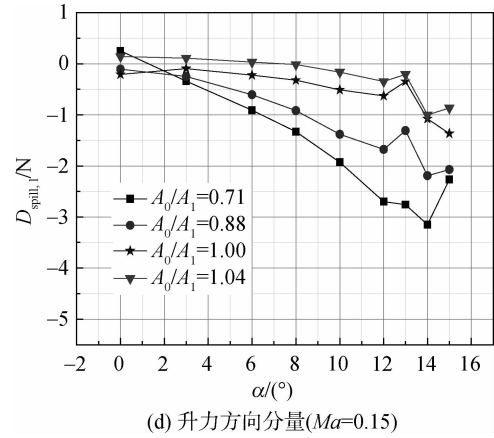
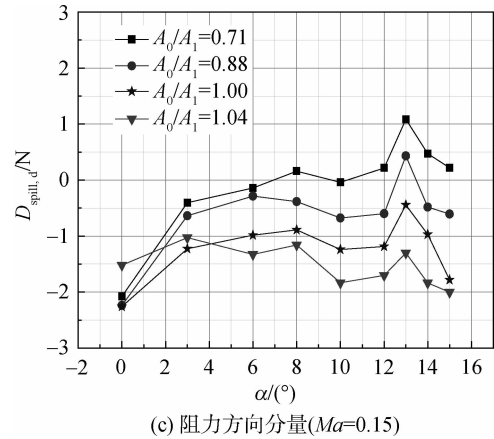
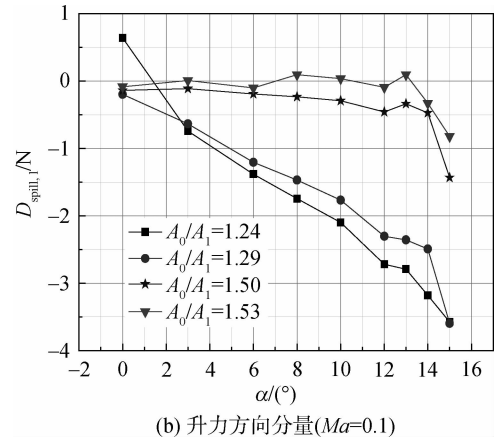
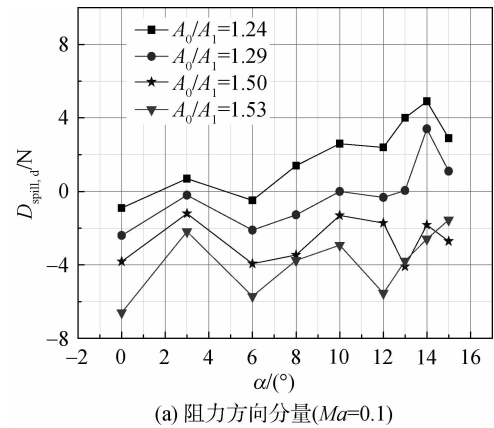
Fig. 6 Lift and drag coefficients curves for different bypass pressure ratios at different incoming Mach numbers

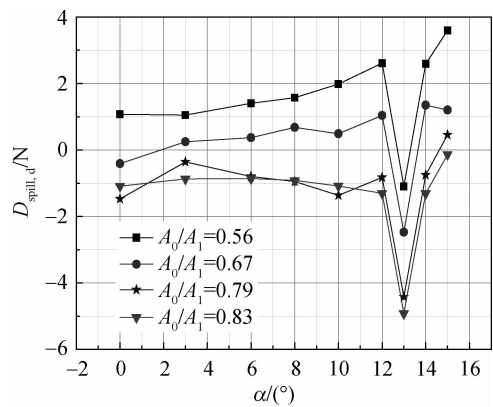
因此,本文提出将与发动机使用状态相关的进排气“干涉力”纳入发动机安装净推力中去考虑,确定某一固定发动机状态为工作参考状态,当发动机状态变化时,获取相对于工作参考状态的“干涉力”的特性,并在发动机标准净推力中扣除后,获取发动机安装净推力,而该安装净推力中包含了发动机状态对飞机升阻特性的影响,即将与发动机状态有关的外部阻力全部纳入发动机设计方考虑,明确了评估发动机安装效应时的飞机/发动机设计方责任界面,同时保证了飞机设计过程中,其所需要考虑的升阻特性是与发动机状态无关的。因此,如何确定进排气系统与发动机状态相关的“干涉力”就成为了一个重要问题。

3.2 进气溢流阻力计算结果

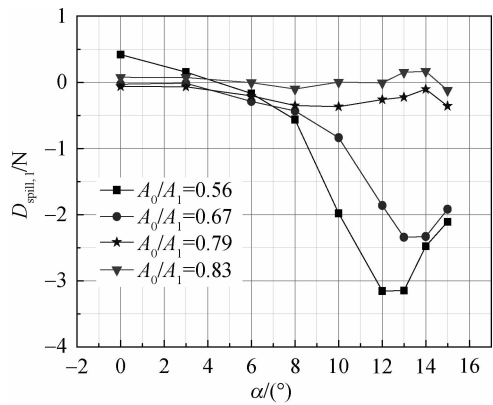
对于进气系统,其与发动机状态相关的“干涉力”主要为进气道前缘的溢流阻力,根据 3.2 节中的计算方法,提取关键截面参数后计算,同时积分计算短舱前罩部分压差及摩擦阻力,如前所述,为了与风洞试验保持一致,选定 $\pi=1.61$ 为工作参考状态,根据计算所得捕获面积比,整理结果如图 7 所示。

从图 7 中可以看出,溢流阻力整体量级较小,这是由于发动机状态从选定的工作参考状态偏离不大,进气溢流本身较少而导致。从图 7(a)、图 7(c)、图 7(e)中可以看出,在攻角小于 12° 时,进气溢流阻力 (D_{spill}) 在飞机阻力方向的分量 ($D_{spill,d}$),随攻角增加在一定范围内波动,随捕获面积比增大而减小;在攻角大于 12° 时,规律性变

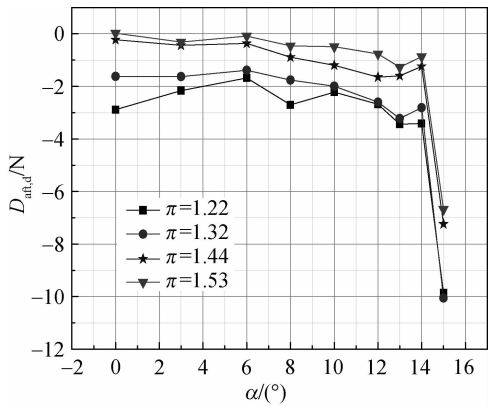




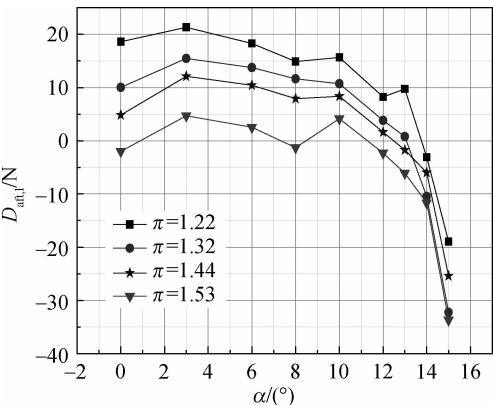
(c) 阻力方向分量($Ma=0.2$)



(f) 升力方向分量($Ma=0.2$)



(a) 阻力方向分量($Ma=0.1$)



(b) 升力方向分量($Ma=0.1$)

图 7 溢流阻力分量计算结果

Fig. 7 Numerical results of spillage drag component

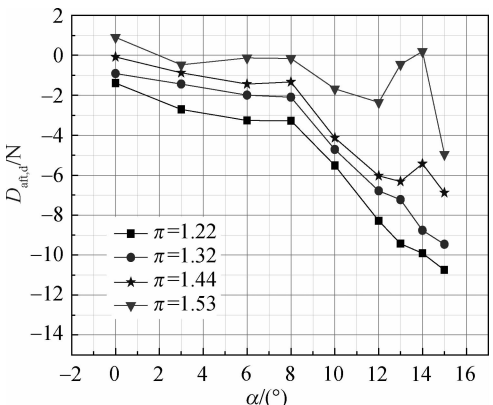
差,攻角等于 13° 时出现了明显的突增或突降,这与接近失速迎角,机翼表面气流不稳定而对发动机进气造成影响有关。

从图 7(b)、图 7(d)、图 7(f)中可以看出,在相同来流马赫数下,进气溢流阻力在飞机升力方向的分量($D_{\text{spill},l}$),随捕获面积比增大而增大,随攻角增加呈现出整体减小的趋势,且捕获面积比越小,减小的速度越快。

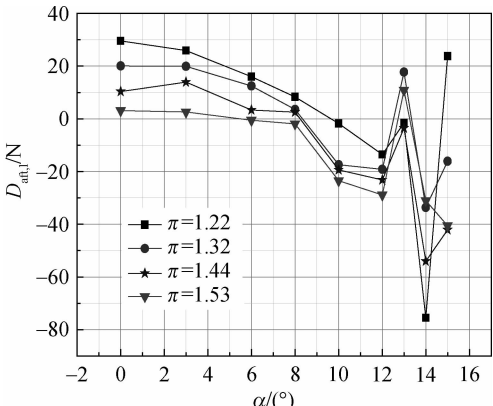
3.3 排气干扰阻力计算结果

对于排气系统,其与发动机状态相关的“干涉力”主要是排气引起的尾锥、吊挂机翼下表面受冲刷部分流场改变而引起的阻力增加。选取 $\pi=1.61$ 为工作参考状态,整理其他发动机状态时,相对于该工作状态的排气干扰阻力(D_{aft}),结果如图 8 所示。

从图 8 中可以看出,在攻角小于 12° , $Ma=0.1$ 时,排气干扰阻力的两个分量,随攻角增加变化不大,基本在一定范围内波动,在接近失速攻角时,出现了突然下降的趋势。在攻角小于 12° , $Ma=0.15$ 时,排气干扰阻力的两个分量随攻角



(c) 阻力方向分量($Ma=0.15$)



(d) 升力方向分量($Ma=0.15$)

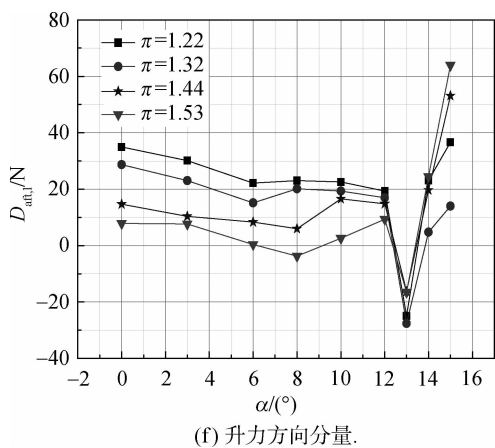
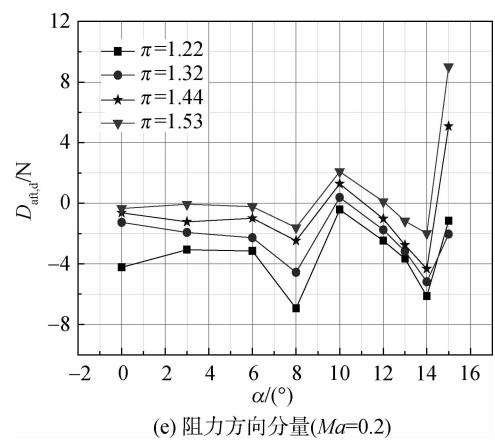


图 8 排气干扰阻力分量计算结果

Fig. 8 Numerical results of exhaust interference drag component

整体呈现出下降趋势,在接近失速攻角时,规律性变差。在攻角小于 12° , $Ma=0.2$ 时,排气干扰阻力的两个分量,随攻角增加变化不大,基本在一定范围内波动,在接近失速攻角时,出现了突然增加的趋势。

从图 8 中还可以看出,在同一流马赫数下,阻力方向分量($D_{\text{aft},d}$)随发动机状态增加而增加,升力方向分量($D_{\text{aft},l}$)随发动机状态增加而减小。但干扰阻力的绝对值与排气系统偏离工作参考状态的程度相关,偏离越大,则干扰阻力绝对值越大。

3.4 实际飞行条件下气动特性修正

根据以上计算结果,获取了进排气系统的外部阻力特性,利用该特性可以获取发动机的安装净推力,在实际飞行条件下有

$$F_{\text{ex}} = F_{\text{ipf}} - D_{\text{afs}} \tag{3}$$

其中 F_{ex} 为剩余推力, F_{ipf} 为发动机安装净推力, D_{afs} 为机体系统阻力。当飞机稳定匀速平飞时, $F_{\text{ex}}=0\text{N}$,则此时飞机系统阻力等于发动机安装净推力,通过发动机安装净推力就可以获得实际飞行状态下的飞机阻力,进而得到准确的升阻极曲线。图 9 给出了在上述推/阻力划分体系下,发动机安装净推力确定的基本方法与流程。

从图 9 中可以看出,在常规风洞试验时,第一步获取飞机及通流短舱模型升阻特性,定义为气动参考条件下的升阻特性;第二步利用动力短舱

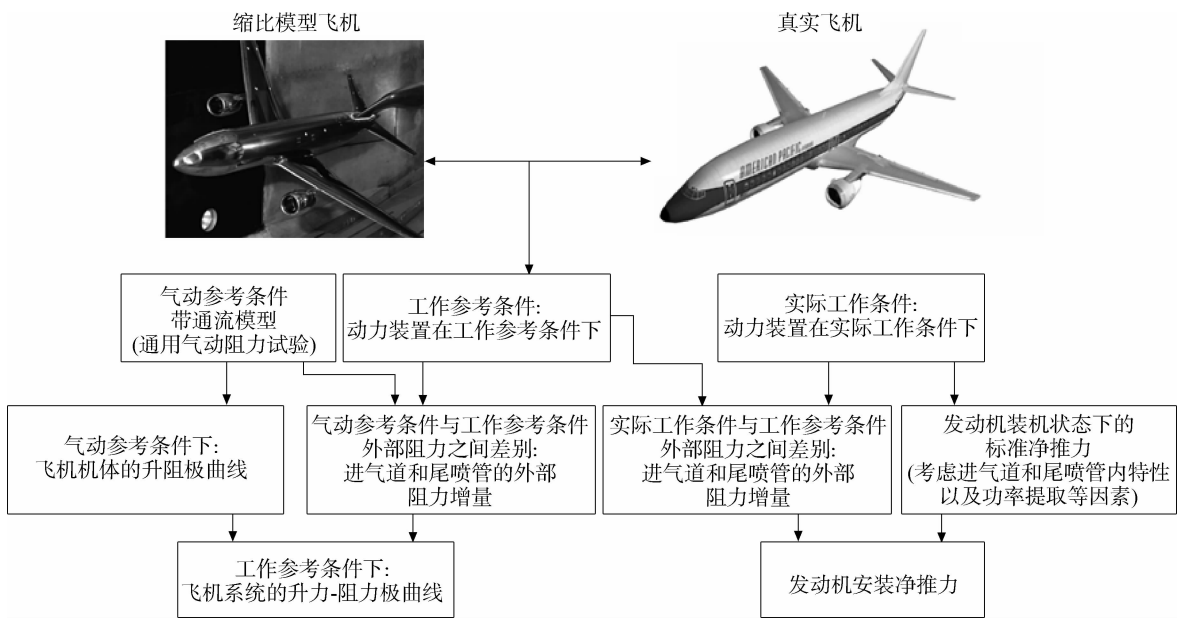


图 9 安装净推力确定流程示意图

Fig. 9 Sketch map of installed net thrust determination process

模型(发动机处于某固定状态下)对该升阻特性进行修正,定义为工作参考条件下的升阻特性。根据前文分析,发动机状态变化对飞机升阻特性有明显影响,因此,第三步需要获取的是实际工作条件下的升阻特性,通过合理的推/阻力体系划分,将与“油门杆”有关的作用力增量划入发动机安装净推力,对进排系统引起的外部阻力进行修正,才能获得更加准确、可靠的飞发系统升阻特性。

4 结 论

通过本文研究分析,得出以下结论:

- 1) 发动机状态变化对飞机升阻特性影响明显,通过数值计算或风洞试验获取飞机升阻特性时必须对此加以修正。
- 2) 在选定的发动机工作参考状态下,溢流阻力与进气捕获面积比有关,阻力方向分量随捕获面积比增加而减小,升力方向分量随捕获面积比增加而增大。
- 3) 在选定的发动机工作参考状态下,排气系统实际工作状态偏离越大,干扰阻力分量的绝对值越大。

参考文献:

[1] MICHAEL E B, WILLIAM H B. Accounting of aerodynamic forces on airframe/propulsion systems [R]. AGARD-CP-150,1974.

[2] ABERNETHY R B, ADAMS R J. In-flight thrust determination[R]. SAE AIR 1703,1985.

[3] PATERSON J H, MACWILKINSON D G, BLACKERBY W T. A survey of drag prediction techniques applicable to subsonic and transonic aircraft design[R]. AGARD-CP-124,1973.

[4] MACWILKINSON D G, BLACKERBY W T, PATERSON J H. Correlation of full-scale drag predictions with flight measurements on the C-141A aircraft:phase 2 wind tunnel test,analysis,and prediction techniques[R]. NASA CR-2333,1974.

[5] RICHEY G K. Wind tunnel/flight test correlation on the B-1 nacelle afterbody/nozzle[R]. AIAA 76-673,1976.

[6] SCHOELEN F J. B-1 inlet and nozzle flight performance determination program[R]. AIAA 81-1852,1981.

[7] BOPPE C W. Elements of computational engine-airframe integration[R]. AIAA 84-0117,1984.

[8] WILLHITE P G, JASPER D W, ROMER W W. A critical evaluation of CFD predictions of full aircraft drag increments[R]. AIAA 95-2289,1995.

[9] HIROSE N, ASAI K, IKAWA K. 3-D Euler flow analysis of fanjet engine and turbine powered simulator with experimental comparison in transonic speed [R]. AIAA 89-1835,1989.

[10] DEESE J E, AGARWAL R K. Calculation of axisymmetric inlet flowfield using the Euler equations[R]. AIAA 83-1853,1983.

[11] 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.

TAN Zhaoguang, CHEN Yingchun, LI Jie. Numerical simulation method for the powered effects in airframe/propulsion integration analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2009,24(8):1766-1772. (in Chinese)

[12] 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 Yabin, LIU Kaili, TAN Zhaoguang, 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. (in Chinese)

[13] 谭伟伟,颜洪,郝海兵. 一种新的涡扇发动机动力特性计算模型[J]. 航空计算技术,2016,46(6):60-63.

TAN Weiwei, YAN Hong, HAO Haibing. A new simulation model of turbofan engine with power[J]. Aeronautical Computation Technique, 2016,46(6):60-63. (in Chinese)

[14] 谭伟伟. 混合网格 Navier-Stokes 方程并行计算软件开发与应用研究[D]. 西安:西安航空计算技术研究所,2011.

TAN Weiwei. Development and application of hybrid grid based parallel Navier-Stokes solver[D]. Xi'an: Aeronautics Computing Techniques Research Institute, 2011. (in Chinese)

[15] 谭伟伟,颜洪,聂智军,等. 大型客机涡扇发动机动力特性模拟[J]. 航空学报,2019,40(1):522428. 1-522428. 12.

TAN Weiwei, YAN Hong, NIE Zhijun, et al. Propulsion performance simulation of turbofan engine for large civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(1):522428. 1-522428. 12. (in Chinese)

[16] 张美红,王志栋. CFD 技术在带动力飞机气动设计中的应用[J]. 民用飞机设计与研究,2004(4):52-55.

ZHANG Meihong, WANG Zhidong. The application of CFD in powered aircraft aerodynamic design[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2004(4):52-55. (in Chinese)

[17] 李周复. 风洞试验手册[M]. 北京:航空工业出版社,2015.

[18] 高翔,李密,李秋锋. 翼吊短舱形式运输机进气道阻力特性分析方法研究[J]. 推进技术,2019,40(1):61-68.

GAO Xiang, LI Mi, LI Qiufeng. Study on intake drag characteristics of transport airplane with powered-on aero-engine in nacelle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019,40(1):61-68. (in Chinese)

(编辑:陈 越)