

翼吊短舱构型运输机排气系统干扰阻力确定方法研究

高翔*, 李密, 于洋

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘 要: 在飞机/发动机一体化设计过程中, 发动机内/外涵道排气尾流在内涵道中心尾锥、吊挂及相近的机翼机身表面形成的阻力为排气系统干扰阻力, 该阻力对升阻极曲线的修正至关重要。然而, 国内飞机/发动机设计部门对该阻力的确定方法都没有予以明确考虑, 为了解决该问题, 本文以某翼吊短舱构型运输机为研究对象, 根据前期飞行试验结果, 开展了不同飞行高度、不同飞行马赫数及不同排气系统状态下的数值计算, 建立了排气系统阻力增量的确定方法。结果表明, 飞行马赫数及发动机状态改变会引起短舱后体及吊挂作用力的明显变化, 机翼与机身作用力增量的改变为相对小量, 飞行高度对相关阻力系数没有影响。

关键词: 运输机; 翼吊短舱构型; 排气系统; 干扰阻力; 数值计算

中图分类号: V231.3 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.06.024

在现代飞机和发动机设计研制过程中, 国内外飞机和发动机的设计部门均分别隶属于不同的公司, 当飞机和发动机组合在一起的时候, 进气道和尾喷管既是推进系统的一部分, 又是机体系统的一部分, 发动机工作状态的变化往往带来飞机机身的流场速度和压力分布的改变, 对于翼吊短舱形式布局的军用运输机来说, 短舱后半部分及吊挂下半部分往往会处在发动机排气气流的浸润之中, 其周围流场会随发动机排气系统状态的变化而发生较大改变, 进而会引起阻力增加。对此问题, 无论是飞机设计研制过程中升阻极曲线的确定, 还是发动机设计过程中标准净推力的确定, 均没有考虑发动机排气系统状态变化所引起的排气系统与飞机之间干扰阻力(发动机内/外涵道排气尾流在内涵道中心尾锥、吊挂及相近的机翼机身表面形成的阻力)的增加。未来军用运输机设计研制过程中, 不可避免地需要从提升飞/发一体化设计水平的角度出发, 对发动机排气系统与飞机耦合过程中所产生的阻力特性进行研究。

美国的 Abernethy 等与 MIDAP 研究小组^[1,2] 针对实际飞行状态下的发动机推力确定进行了大量研究工作, 形成了具有工程可行性的燃气发生器法; Thompson 等^[3] 针对

YC-15 飞机开展了详细的飞行推力确定工作, 并总结了进排气系统外部阻力确定的基本方法; Griffin, Petrov, Smith 等^[4-6] 针对不同类型的动力装置与飞机组合, 对进排气系统与飞机耦合产生的阻力进行了分类与研究; 由于飞/发一体化设计水平的限制, 目前国内在该方面的研究较少。谭兆光等^[7] 针对飞/发一体化设计中动力装置排气产生的影响效应进行了模拟研究, 认为排气系统产生的阻力在飞/发一体化设计中应当予以明确。清华大学的张宇飞等^[8] 针对民用飞机中短舱通流模型以及发动机处于不同工作状态时的阻力变化进行了分析, 认为发动机状态变化时产生的进排气损失十分明显。

然而国内相关研究工作并没有总结出可用于实际飞行试验时排气系统干扰阻力确定的方法。因此, 本文在 AGARD-CP-150^[9] 中的推力/阻力体系划分方法基础上, 开展了翼吊短舱形式大涵道比发动机的全机三维数值仿真工作, 总结了短舱后体力、吊挂力、机身机翼作用力增量的基本变化规律曲线, 定义了排气系统阻力增量确定基本方法, 为飞机及发动机设计部门在风洞试验、飞行试验等科研试验阶段的排气系统干扰阻力修正提供了技术支持。

收稿日期: 2018-04-03; 退修日期: 2018-04-23; 录用日期: 2018-05-06

* 通信作者. Tel.: 18706701324 E-mail: gaoxiangapply@163.com

引用格式: Gao Xiang, Li Mi, Yu Yang. Determination method of exhaust system interference drag of wing nacelle configuration transportor [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (06): 24-30. 高翔, 李密, 于洋. 翼吊短舱构型运输机排气系统干扰阻力确定方法研究 [J]. 航空科学技术, 2018, 29 (06): 24-30.

1 计算模型建立

数值计算飞机选用某典型运输机,动力装置选取某大涵道比涡扇发动机。由于该运输机实际结构尺寸较大,且其双侧发动机布局对称,因此,本文采用半模模型进行计算,选择长 460m、宽 140m 和高 125m 的长方体作为计算控制域,结构体形状及计算飞机模型在计算域中的位置如图 1 所示。

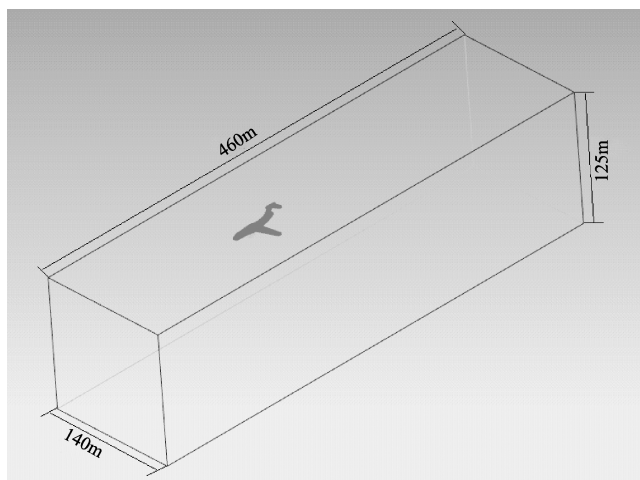


图 1 半模飞机计算区域大小示意图

Fig.1 Half-model aircraft calculation area size

外流场、运输机机身、发动机进气道及内外涵喷管区域均采用结构化网格进行划分,所有固壁面均采用 7 层网格进行加密,第一层网格厚度为 0.1mm,增长率 1.1,最终全流场计算网格总量为 1360 万,图 2、图 3 分别给出了计算模型整体、发动机及吊挂部分的网格划分示意图^[8]。

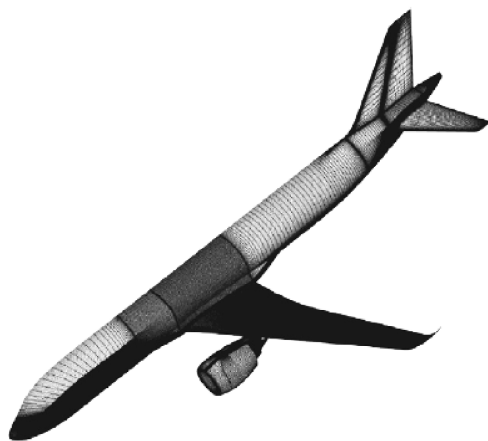


图 2 计算模型整体网格划分图

Fig.2 Calculation model overall meshing diagram

数值计算采用 $k-e$ 两方程湍流模型进行求解,采用二阶中心差分格式,根据该型发动机的飞行试验数据建模结果,

制定了 CFD 计算的输入边界条件:飞行马赫数 Ma 、自由流环境压力 p_0 和自由流环境温度 T_0 作为压力远场输入边界条件;外涵喷管进口总压 p_{t17} 和进口总温 T_{t17} 作为外涵喷管压力入口输入边界条件;内涵喷管进口总压 p_{t50} 和进口总温 T_{t50} 作为内涵喷管压力入口输入边界条件。

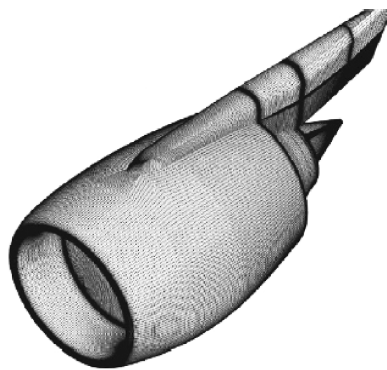


图 3 发动机及短舱吊挂网格划分图

Fig.3 Meshing diagram for engine and nacelle

考虑到该型运输机的飞行包线范围,最终选择 $H_p=2\text{km}$ 、 $H_p=5\text{km}$ 、 $H_p=8\text{km}$ 三个高度,每个高度选择 $Ma0.3$ 、 $Ma0.4$ 、 $Ma0.5$ 、 $Ma0.6$ 4 个马赫数,以上每种飞行条件下分别进行 7 个发动机不同工作状态的数值计算工作,根据计算结果总结排气系统干扰阻力的变换规律。

2 排气系统干扰阻力计算结果分析

2.1 排气系统阻力增量确定方法

将发动机排气与飞机之间相互干涉作用形成的阻力定义为排气系统干扰阻力 D_j ,其主要包括发动机排气尾流引起的短舱后段、吊挂、机身和机翼几个部分的阻力,根据 AGARD-CP-150 中的推阻划分体系,将排气系统干扰阻力 D_j 与喷管基准状态下的阻力 $D_{j,\text{datum}}$ 的偏差量定义为排气系统阻力增量 $D_{j,\text{add}}$,即:

$$D_{j,\text{add}} = \phi_{\text{post}} + \phi_j - D_{j,\text{datum}} = \phi_{\text{post}} + \phi_j - \phi_{j,\text{datum}} \quad (1)$$

式中: ϕ_{post} 是将发动机喷管出口控制体推移到无穷远处而产生的虚拟作用力,如图 4 所示,通过该方法可将其确定工作包含在尾喷管出口总推力之中,由发动机设计部门负责,其给出的发动机标准净推力概念包含该部分推力。

对于本文的研究对象而言,需确定的阻力增量为:

$$\phi_j = \phi_a + \phi_{\text{pylon}} + \phi_{\text{wing}} + \phi_{\text{fuselage}} \quad (2)$$

式中: ϕ_a 为短舱后段作用力, ϕ_{pylon} 为吊挂作用力, ϕ_{wing} 为尾喷管尾流与飞机机翼作用力, ϕ_{fuselage} 为排气尾流与飞机机身作用力。

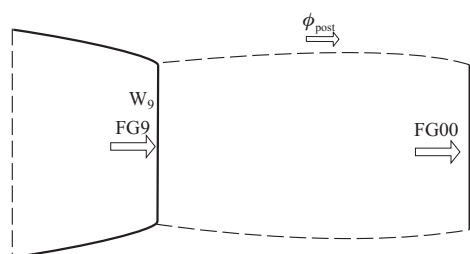


图4 尾喷管出口气流控制体示意图

Fig.4 Control body schematic of nozzle outlet air flow

对于翼吊短舱布局的飞机,如图5所示,其排气系统阻力确定时应划分为三个状态:气动基准状态(ARC)、工作参考状态(ORC)和实际工作状态(AOC)。飞机本身及短舱通流模型时所对应的阻力状态为气动基准状态;当增加短舱及吊挂且发动机处于某一工作状态时(对于排气系统来说,一般定义为发动机最大工作状态,此时喷管处于超临界状态),将该状态定义为工作参考状态;实际飞行过程中,当发动机状态变化后,考虑与“油门杆”有关的排气干扰阻力变化所对应的状态为实际工作状态,该过程中的 $\Delta\phi_j$ 是飞机设计与发动机设计方都没有予以考虑的阻力增量,其定义方法与变化规律就是本文的研究重点。

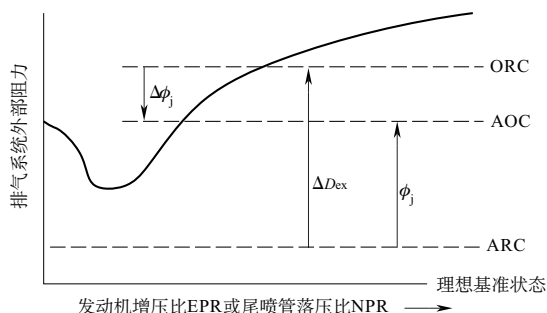


图5 排气系统阻力划分示意图

Fig.5 Drag division diagram of exhaust system

通过以上分析可知,短舱后段作用力与吊挂作用力性质相同,在飞机机体吹风试验的基础上,在进行带短舱通流模型的吹风试验时,应将短舱后段作用力与吊挂作用力直接纳入飞机部分阻力考虑,将其定义为 $\phi_{a+pylon}$;而与发动机排气系统状态变化有关的机翼与机身作用力增量,应是实际工作状态(ADC)下,用飞机总阻力扣除发动机基准状态下对应阻力,定义为 $\phi_{\Delta fw}$ 。

2.2 排气系统阻力增量结果分析

图6给出了 $H_p=2\text{km}$, $Ma=0.5$ 飞行条件下,发动机分别处于100%、50%高压转子转速下,尾喷管、吊挂的静压及轴向摩擦阻力分布变化对比。从图6(a)中可以看出,吊挂下

半部分及排气尾锥处在排气尾流浸润部分的区域,其静压分布和轴向摩擦阻力与其他区域明显不同。同时,对比图6(a)与图6(b)可以发现,同一飞行条件下的两种不同发动机状态,吊挂下半部分以及排气尾锥外表面静压分布和轴向摩擦阻力也有明显改变。

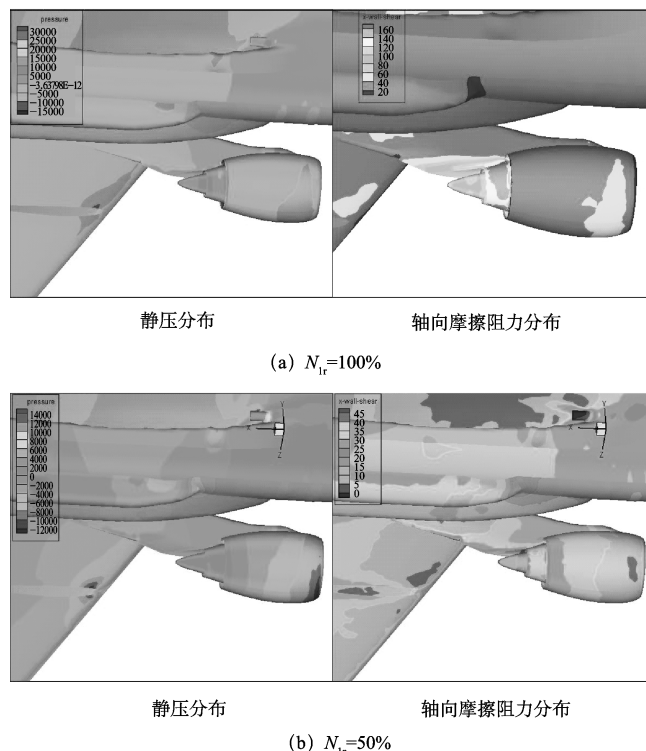
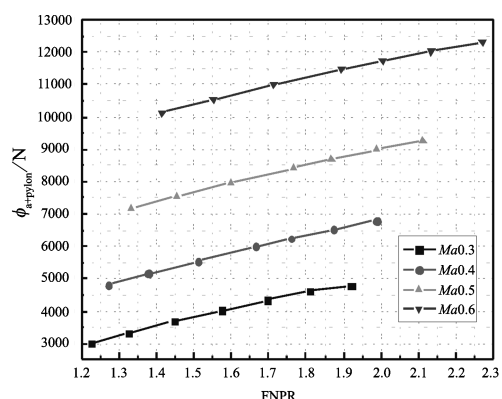
图6 不同发动机状态下喷管及吊挂表面参数分布 ($H_p=2\text{km}$, $Ma=0.5$)Fig.6 Surface parameters distribution of nozzle and pylon under different engine conditions ($H_p=2\text{km}$, $Ma=0.5$)

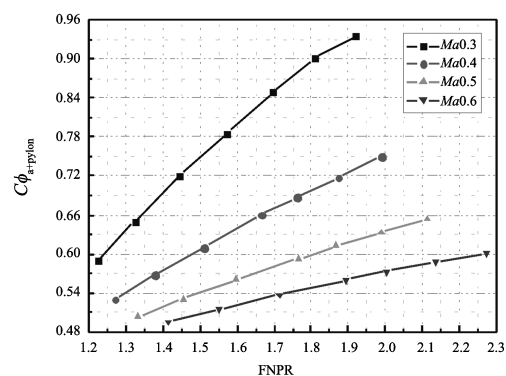
图7~图9给出了 $H_p=2\text{km}$ 、 $H_p=5\text{km}$ 、 $H_p=8\text{km}$ 时不同马赫数下短舱后体及吊挂作用力随喷管落压比变化的数值计算结果。

从图中可以看出,同一飞行马赫数下,随着发动机状态的增加,短舱后体及吊挂作用力增加;同一发动机状态下,随着飞行马赫数的增加,短舱后体及吊挂力明显增加。对于作用力系数而言,同一飞行马赫数下,随着发动机状态的增加,作用力系数也增加;但同一发动机状态下,随着飞行马赫数的增加,作用力系数反而减小。

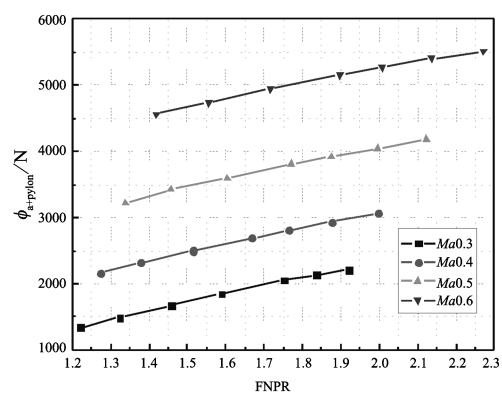
图10~图12给出了 $H_p=2\text{km}$ 、 $H_p=5\text{km}$ 、 $H_p=8\text{km}$ 不同马赫数下机身与机翼作用力增量的数值计算结果,本文所取的ORC为发动机最大状态,因此,图10~图12中均为不同发动机状态下扣除基准状态下飞机阻力的增量结果。



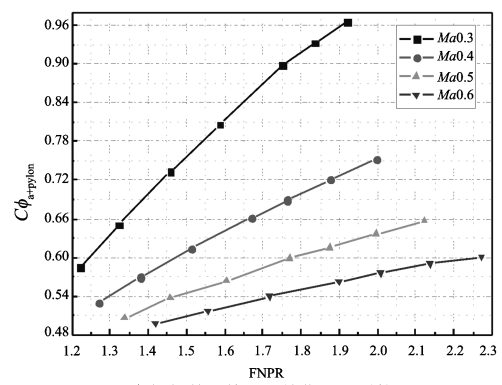
(a) 短舱后体及吊挂作用力



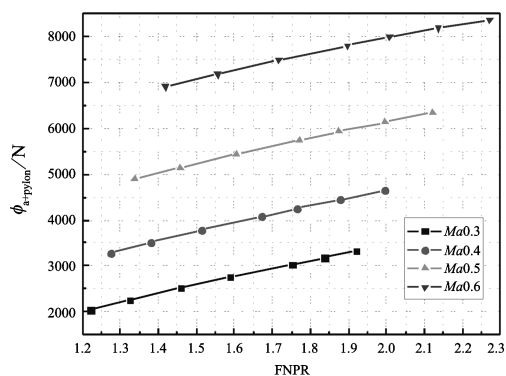
(b) 短舱后体及吊挂作用力系数

图7 $H_p=2\text{km}$ 计算结果Fig.7 Calculation results for $H_p=2\text{km}$ 

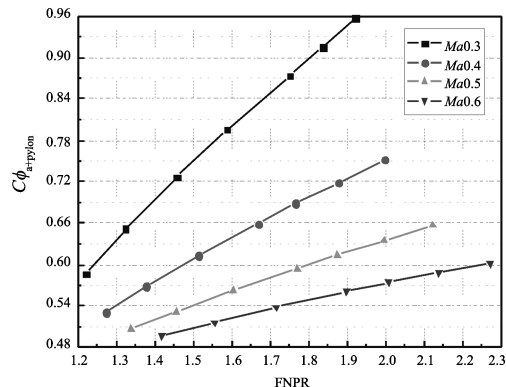
(a) 短舱后体及吊挂作用力



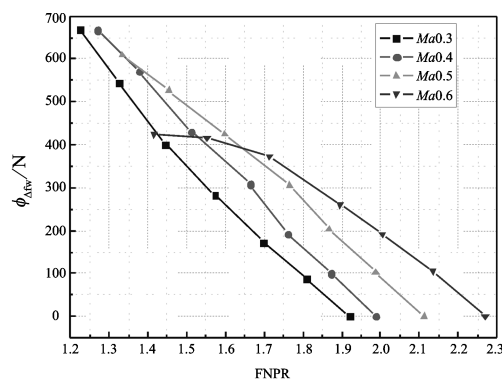
(b) 短舱后体及吊挂作用力系数

图9 $H_p=8\text{km}$ 计算结果Fig.9 Calculation results for $H_p=8\text{km}$ 

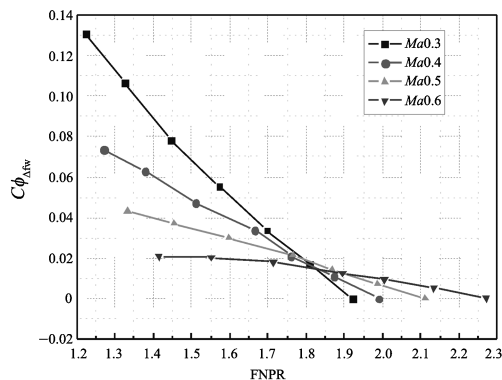
(a) 短舱后体及吊挂作用力



(b) 短舱后体及吊挂作用力系数

图8 $H_p=5\text{km}$ 计算结果Fig.8 Calculation results for $H_p=5\text{km}$ 

(a) 机身与机翼作用力增量



(b) 机身与机翼作用力增量系数

图10 $H_p=2\text{km}$ 计算结果Fig.10 Calculation results for $H_p=2\text{km}$

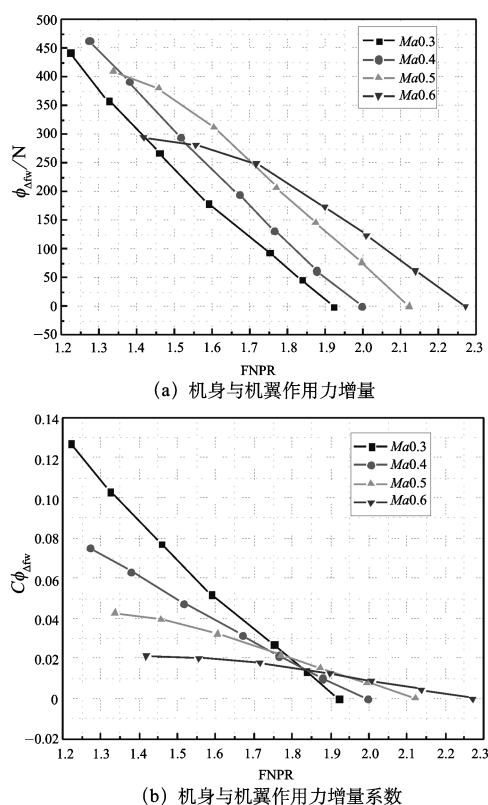


图 11 $H_p=5\text{km}$ 计算结果
Fig.11 Calculation results for $H_p=5\text{km}$

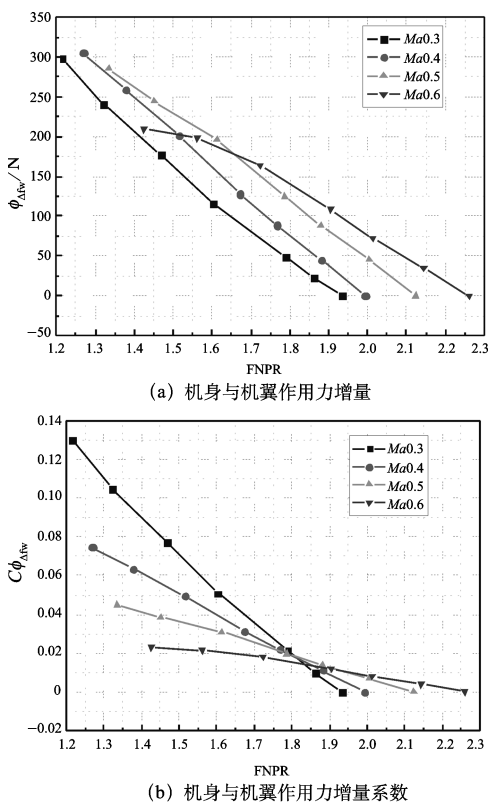


图 12 $H_p=8\text{km}$ 计算结果
Fig.12 Calculation results for $H_p=8\text{km}$

从图中可以看出,以最大状态为工作参考状态时,当油门杆向小状态变化时,机翼及机身作用力增量明显增加,飞行马赫数越小,其变化率越大。对于机翼与机身作用力增量来说,其随飞行马赫数变化无特定规律,但对于增量系数来说,可以发现当发动机喷管处于临界以上状态时,随着飞行马赫数的增加,增量系数略有上升;当发动机喷管处于临界状态以下时,随着飞行马赫数的增加,增量系数明显下降。通过对比图 7~图 9 结果可以看出,如果风洞吹风试验时所选气动基准状态为不带短舱的飞机本体吹风,则机身与机翼作用力增量相对于短舱后体及吊挂作用力为一个少量,在后续升阻极曲线的修正过程中可以忽略。

图 13~图 15 给出了 $Ma0.4$ 、 $Ma0.5$ 、 $Ma0.6$ 时不同高度下的短舱后体及吊挂作用力系数及机身与机翼作用力增量系数的具体数值计算结果。从图中可以看出,飞行高度对短舱后体及吊挂作用力系数几乎没有影响,而对于机翼与机身作用力增量系数来说,飞行高度对其略有影响且并没有呈现出一定的规律性。根据前述分析可知,机身与机翼作用力增量系数相对于短舱后体及吊挂作用力系数为一个少量,因此,在该推/阻划分体系以及前述所选气动参考状态和工作参考状态条件下,在进行飞行试验与风洞试验相关性分析时,可以忽略飞行高度变化对各类作用力系数的影响。

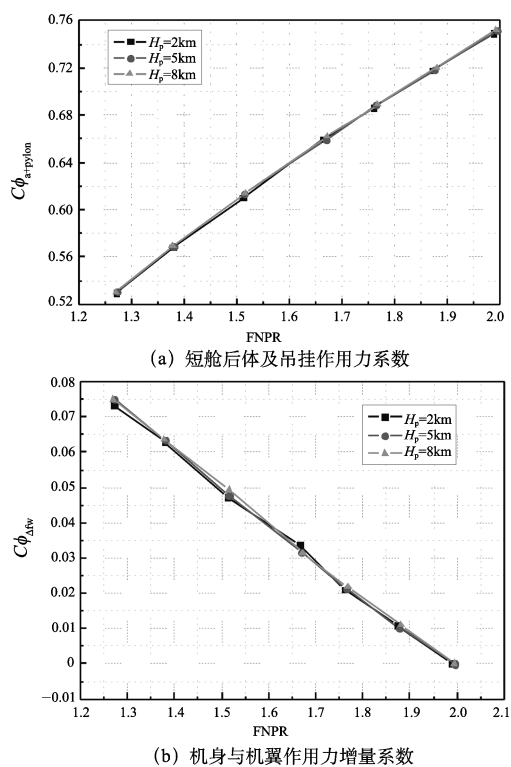
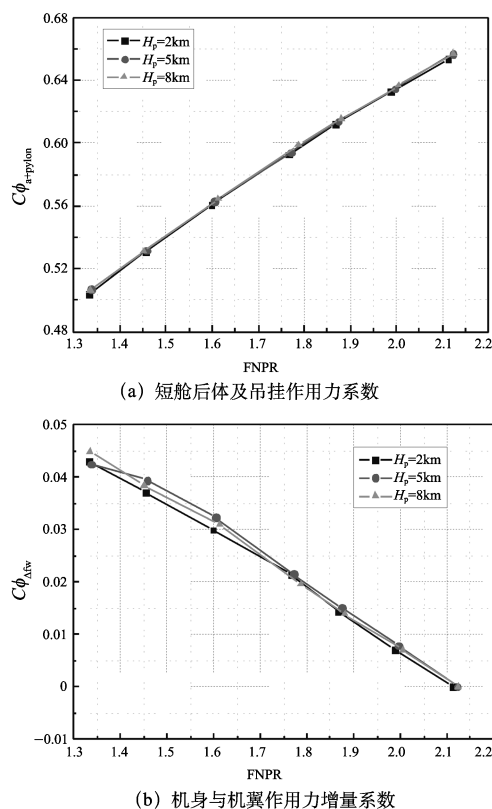
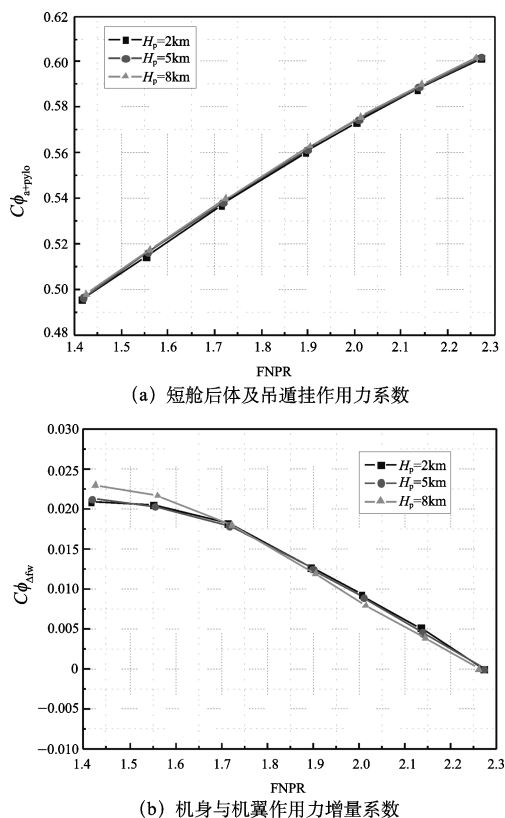


图 13 $Ma0.4$ 计算结果
Fig.13 Calculation results for $Ma0.4$

图 14 $Ma0.5$ 计算结果Fig.14 Calculation results for $Ma0.5$ 图 15 $Ma0.6$ 计算结果Fig.15 Calculation results for $Ma0.6$

通过以上分析结果可以看出,对于翼吊短舱布局的典型运输机来说,发动机排气系统所产生的排气尾流对短舱后体与吊挂浸润部分的流场有明显影响,机翼与机身周围流场也受到一定影响。根据目前国内飞机设计方获取飞机升阻极曲线的流程可知,其修正过程并没有考虑到与发动机油门杆变化而产生的相关阻力增量。本文在 AGARD-CP-150 中推/阻划分体系的基础上,结合飞机升阻极曲线风洞试验过程,将发动机排气系统状态变化带来的阻力变化分为了两类:短舱后体及吊挂作用力、机翼与机身作用力增量。通过该划分方法,研究了两类作用力随飞行高度、飞行马赫数及排气系统状态的基本变化规律,进而在飞/发一体化设计时,可通过比例模型吹风试验获取相关排气系统阻力系数,进而在确定升阻极曲线时进行修正,为获取准确的、不随发动机油门杆变化的升阻极曲线奠定了基础。

3 结论

通过本文研究,得出以下结论:

(1) 相同飞行马赫数下,随着发动机状态的增加,短舱后体及吊挂作用力增加;相同喷管落压比下,随着飞行马赫数的增加,短舱后体及吊挂力明显增加。

(2) 以发动机最大状态为工作参考状态时,当油门杆向小状态变化后,机翼及机身作用力增量明显增加,飞行马赫数越小,其变化率越大。

(3) 风洞吹风试验时所选气动基准状态为不带短舱的飞机本体吹风,则机身与机翼作用力增量相对于短舱后体及吊挂作用力为一个少量,可以忽略。

(4) 排气系统状态变化所引起的外部阻力增量系数几乎均不受飞行高度影响,在进行飞行试验与风洞试验相关性分析时,可以忽略飞行高度对阻力系数的影响。

AST

参考文献

- [1] Abernethy R B, Adams G R, Ascough J C, et al. In-flight thrust determination[C]//SAE AIR 1703, United States, 1985.
- [2] MIDAP Study Group. Guide to in-flight thrust measurement of turbojets and fan engines[R]. AGARD-AG-237, 1979.
- [3] Thompson J D. YC-15 power plant system design and development[R]. AIAA 1974-973, 1974.
- [4] Griffin H A, Gonzalez L F, Srinivas K. Computational fluid dynamics analysis of externally blown flap configuration for transport aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45 (1): 172-184.
- [5] Petrov A V. Aerodynamics of aircraft with wing-powered lift

- system[R].AIAA 1993-4386, 1993.
- [6] Smith C C. Effect of engine position and high-lift devices on aerodynamic characteristics of an externally-blown flap jet STOL model[R]. NASA TR D-8478, 1977.
- [7] 谭兆光, 陈迎春, 李杰, 等. 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, et al. Numerical simulation method for the powered effects in airframe/propulsion integration analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24 (8): 1766-1772. (in Chinese)
- [8] 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.
- [9] Agard Conference Proceedings No.150 on Airframe/Propulsion Interference[R]. AGARD-CP-150, 1974.

作者简介

高翔 (1990—) 男, 工程师。主要研究方向: 航空发动机性能确定飞行试验技术研究。

Tel: 18706701324 E-mail: gaoxiangapply@163.com

李密 (1986—) 男, 高级工程师。主要研究方向: 航空发动机性能确定飞行试验技术研究。

于洋 (1992—) 男, 助理工程师。主要研究方向: 航空发动机性能确定飞行试验技术研究。

Determination Method of Exhaust System Interference Drag of Wing Nacelle Configuration Transportor

Gao Xiang*, Li Mi, Yu Yang

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: In the integrated airplane and aeroengine design process, the interference drag of engine's internal/external ducted exhaust plume at the tail cone, pylon and similar wing fueslaye surface is aritical to the correction of the lift-resistance pole curve. However, the industry sectors of airplane and aeroengine don't take engough consideration of the drag. Three dimesional model was built based on a large bypass ratio aeroengine with a typical transport airplane to figure out the problem. Numerical calculations were conducted for different flight altitudes, mach numbes and exhaust system conditions based on the flight test data and the method of exhaust drag increment was established. Simulation result shows that the flight mach number and change of engine power condition lead to the variation of nacelle afterbody and pylon drag. The increment of fuselage and wing drag is small quantity and the flight altitude has no effects on revelant drag coefficients.

Key Words: transportor; wing nacelle configuration; exhaust system; interference drag; numerical calculation

Received: 2018-04-03; Revised: 2018-04-23; Accepted: 2018-05-06

*Corresponding author. Tel.: 18706701324 E-mail: gaoxiangapply@163.com