

分排涡扇发动机冲刷阻力对标准净推力影响的数值计算

高 翔

(中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘要: 为了确定分排涡扇发动机短舱、吊挂及内、外涵排气尾流造成的冲刷阻力, 明确其对发动机标准净推力的影响, 以某分排涡扇发动机为研究对象, 选取控制体对发动机内、外部冲刷阻力及安装推力进行受力分析, 开展不同飞行状态及不同发动机状态下的数值仿真计算, 总结各类冲刷阻力的影响因素及变化趋势, 在发动机标准净推力的基础上给出了安装推力的计算结果。结果表明: 分排涡扇发动机的冲刷阻力主要来源于被排气尾流浸润的吊挂、内涵喷管外壁面、内涵排气中心锥、外部吊挂及短舱冲刷阻力, 各部分冲刷阻力随飞行高度、飞行马赫数及发动机状态变化而变化; 在发动机大状态下, 冲刷阻力造成的推力损失可达 2%~3%; 在慢车状态下, 冲刷阻力造成的推力损失可达 10% 以上。

关键词: 分排涡扇; 安装推力; 标准净推力; 冲刷阻力; 控制体; 数值计算; 航空发动机

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.02.011

Numerical Calculation of the Influence of Scrubbing Drag on Standard Net Thrust for Separate-flow Turbofan Engine

GAO Xiang

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

Abstract: In order to determine the scrubbing drag caused by the nacelle, pylon, core/bypass exhaust flow of separate-flow turbofan engines, and clarify the influence on the standard net thrust, control volume was set up for force analysis on the internal/external scrubbing drag, installed net thrust for a separate-flow turbofan engine. Then numerical investigations were conducted under different flight conditions and engine power settings, and the influencing factors and variation trends of different scrubbing drags were summarized. Finally, the calculation result of installed net thrust was given on the basis of standard net thrust. The results show that the scrubbing drag of the separate-flow turbofan engine mainly comes from the pylon wetted by the exhaust flow, the outer surface of the core cowl, the exhaust plug, the external pylon, and the nacelle scrubbing drag. The scrubbing drag of each part varies with the flight altitude, the flight Mach number, and the engine status. Under high power settings, the scrubbing drag can reach 2% to 3% of standard net thrust, and under idle conditions, the scrubbing drag can reach more than 10% of standard net thrust.

Key words: separate-flow turbofan; installed thrust; standard net thrust; scrubbing drag; control volume; numerical calculation; aeroengine

0 引言

目前, 大涵道比分排排气涡扇发动机被广泛用于配装民用客机及军用运输机, 在发动机实际飞行条件下推力及耗油率的确定, 可以为准确计算飞机升阻特性、航程、航时等设计参数提供重要参考。然而, 由于在实际飞行过程中无法采用类似于地面台架试验时动静架测量的方式直接测取发动机提供给飞机的推

力, 这一问题一直是国内外研究人员关注的一个重点。

20 世纪 70 至 80 年代, 美国等针对发动机飞行推力确定开展了大量研究工作, 首先针对大涵道比分排涡扇发动机, 确定了采用间接计算方法获取发动机实际飞行条件下的飞行推力的可行性^[1-2], 并形成了关于燃气发生器法确定飞行推力的计算流程及不确定性分析方法^[3]。随后, Frank 等^[4]、Kurtenbach 等^[5]及 Conners^[6]分别针对 F100、F404 等发动机, 通过解决加力

收稿日期: 2020-09-18 收稿日期: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 高翔(1990), 男, 硕士, 高级工程师。

引用格式: 高翔. 分排涡扇发动机冲刷阻力对标准净推力影响的数值计算[J]. 航空发动机, 2023, 49(2): 99-104. GAO Xiang. Numerical calculation of the influence of scrubbing drag on standard net thrust for separate-flow turbofan engine[J]. Aeroengine, 2023, 49(2): 99-104.

燃烧室计算方法,将燃气发生器法成功推广至军用小涵道比加力涡扇发动机的飞行推力确定,并通过高空台及全机推力台验证将误差均控制在3%以内。目前,燃气发生器法已成为国外发动机飞行推力确定主流的方法,其核心思想是通过测取飞行试验中发动机关键内流道截面气动参数,结合喷管流量及推力系数特性曲线^[7-8]计算发动机尾喷出口总推力,扣除实际飞行条件下的冲压阻力后,获取发动机标准净推力。然而,由于中国发动机自主研制起步较晚,在飞行试验验证阶段对飞行推力确定的研究工作近年来才逐渐开展,且由于数值仿真方法的快速发展^[9-10],目前中国研究人员大量借助于数值仿真手段开展喷管内流特性及发动机飞行推力确定研究工作。朱彦伟等^[11]利用数值仿真方法对某军用大涵道比涡扇发动机喷管特性进行了计算,利用计算结果得出的发动机标准净推力与地面台架试验结果误差在3%以内;齐海帆等^[12]利用NASA典型喷管验证数值计算模型后,针对某分排涡扇发动机的内流特性开展了数值计算研究,在试验工况范围内发动机进口空气流量与喷管出口总推力的计算误差均在2%以内。

在中国研究人员针对发动机飞行推力确定的研究过程中,目前主要集中在喷管内流特性确定方面,但对于翼吊短舱形式的大涵道比分排涡扇发动机而言,其进气系统的溢流阻力、短舱表面的摩擦力,以及内、外涵排气尾流对吊挂及中心锥等表面的冲刷产生的相关阻力,并没有被细致考虑^[13-15]。

本文以某型大涵道比分排涡扇发动机为研究对象,利用数值仿真方法建立了数值计算模型并通过地面台架试验对模型准确性进行了验证;增加了相应的吊挂及短舱部分模型,利用实际飞行数据作为边界条件进行了进一步的数值仿真。

1 计算模型建立及验证

以某大涵道比涡扇发动机为对象,不带吊挂及短舱,与地面台架试验状态基本保持一致,利用ICEM针对分排喷管生成了非结构化网格,喷管壁面均采用7层网格进行加密,第1层网格厚度为0.1 mm,增长率为1.2,最终网格总量为450万。

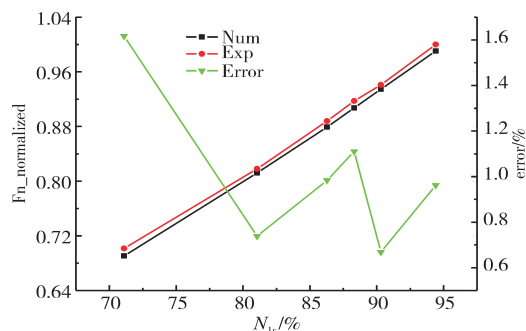
数值计算采用S-A湍流模型进行求解,采用2阶中心差分格式,根据该型发动机地面台架试验结果数据,制定了CFD计算的输入边界条件:

(1)环境压力 P_0 、环境温度 T_0 作为压力远场输入边界条件;

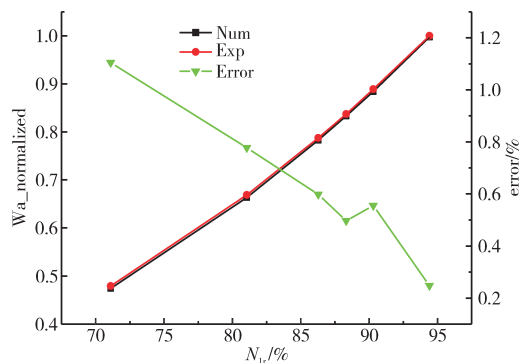
(2)根据发动机外涵喷管进口安装的6支7点总温总压复合测量耙数据,给出外涵喷管进口总压 P_{17} 、进口总温 T_{17} 压力入口边界条件;

(3)根据发动机内涵喷管进口安装的5支×5点总温总压复合测量耙数据,给出内涵喷管进口总压 P_{150} 、进口总温 T_{150} 压力入口边界条件。

进行数值计算时以残差下降6个量级且内外涵喷管进、出口流量差在0.5%以内时,认为达到收敛。推力及进口空气流量的计算与试验结果对比如图1所示。图中数据以最大起飞状态实测推力及空气流量为基准进行了无量纲化处理。从图中可见,CFD计



(a) 无量纲推力



(b) 无量纲进口空气流量

图1 推力及进口空气流量的计算与试验结果对比

算结果与试验最大相对误差均在2%以内,表明计算网格模型准确,可用于后续分析计算。

在数值计算方法得到验证后,增加吊挂及短舱部分建立网格,网格建立方法保持一致,最终网格总量为570万,计算网格如图2所示^[17]。

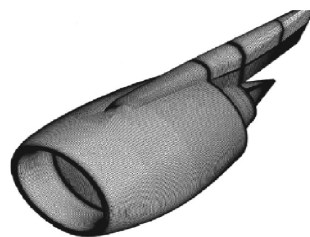


图2 计算网格^[13]

计算外流场选择长为20 m、宽为10 m和高为12 m的长方体作为控制域。

2 发动机控制体受力分析

2.1 内部冲刷阻力

以发动机进口上游无穷远截面—短舱外表面—下游喷管出口无穷远截面为控制体,作用在发动机及吊挂,控制体受力分析如图3所示。

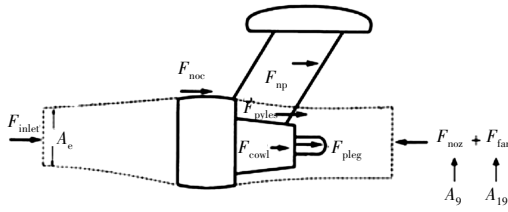


图3 控制体受力分析

图中 F_{noz} 为喷管内涵出口 A_9 截面的推力,不包含冲刷阻力; F_{fan} 为喷管外涵出口 A_{19} 截面的推力,不包含冲刷阻力

$$F_{noz} = C_{v9} \frac{W_9}{g} V_9 + P_{amb} A_{e9} \quad (1)$$

$$F_{fan} = C_{v19} \frac{W_{19}}{g} V_{19} + P_{amb} A_{e19} \quad (2)$$

式中: F_{inlet} 为控制体进口的作用力

$$F_{inlet} = \frac{W_0}{g} V_0 + P_{amb} A_0 \quad (3)$$

则作用在控制体上的所有作用力之和为

$$\sum (F_{noz} + F_{fan} - F_{inlet}) = C_{v9} \frac{W_9}{g} V_9 + P_{amb} A_{e9} + C_{v19} \frac{W_{19}}{g} V_{19} + P_{amb} A_{e19} - \frac{W_0}{g} V_0 - P_{amb} A_0 = \quad (4)$$

$$C_{v9} \frac{W_9}{g} V_9 + C_{v19} \frac{W_{19}}{g} V_{19} - \frac{W_0}{g} V_0 + P_{amb} (A_{e9} + A_{e19} - A_0)$$

标准净推力 $F_N = F_G - F_{RAM}$,其中

$$F_G = F_{G9} + F_{G19}, F_{G9} = C_{v9} \frac{W_9}{g} V_9, \quad (5)$$

$$F_{G19} = C_{v19} \frac{W_{19}}{g} V_{19}, F_{RAM} = \frac{W_0}{g} V_0$$

式中: F_{G9} 和 F_{G19} 分别为发动机内、外涵喷管出口总推力; F_{RAM} 为冲压阻力;将 $P_{amb} (A_{e9} + A_{e19} - A_0)$ 纳入短舱阻力中,作为外部阻力的一部分进行考虑。

通过以上分析可知,对于发动机标准净推力来说,并没有考虑控制体内部的冲刷阻力带来的影响,而内部冲刷阻力会明确减小发动机的可用净推力。因此,定义发动机的安装内推力为 F_{NIN1} ,即为传统意

义上发动机设计方给出的标准净推力 F_N 再减去发动机内部的冲刷阻力得到的结果为

$$F_{NIN1} = F_N - F_{scrub} = F_G - F_{RAM} - F_{scrub} = F_{G9} + F_{G19} - F_{RAM} - F_{scrub} \quad (6)$$

内部冲刷阻力(如图4所示)主要是发动机气流流过下游部分表面因摩擦力而产生的。准确的内部冲刷阻力随着发动机设计的不同而有所不同,对于本文研究的发动机,其内部冲刷阻力包括

$$F_{scrub} = F_{cowl} + F_{plug} + F_{pylon} \quad (7)$$

式中: F_{cowl} 为内涵排气部分外罩受到的冲刷阻力,主要由外涵排气气流流过内涵外罩部分的摩擦力而产生,其大小直接与浸润的外罩几何形状与外涵喷管落压比相关; F_{pylon} 为外涵排气气流在控制体内部的吊挂表面产生的摩擦力; F_{plug} 为内涵喷管中心锥部分受到的冲刷阻力,主要由内涵喷管排气气流流过中心锥表面而产生的摩擦力,其大小与浸润的中心锥几何形状及内涵喷管落压比相关。

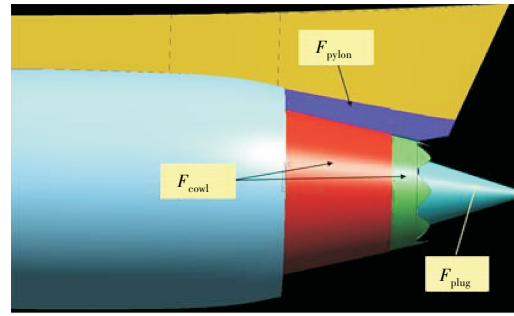


图4 内部冲刷阻力

2.2 外部冲刷阻力及安装推力

在发动机净安装内推力 F_{NIN1} 的基础上,扣除外阻阻力 F_{ext} ,可以得到发动机实际能够提供给飞机的外部安装推力 F_{NIN2}

$$F_{NIN2} = F_{NIN1} - F_{ext} \quad (8)$$

从式中可见,外部阻力的存在减少了发动机可以提供给飞机的实际推力。外部阻力一般来讲是飞机设计方的责任,常见做法是把这些外部阻力作为安装阻力,准确的外部阻力是随着发动机设计形式的不同而不同,对于本文研究对象,外部阻力主要包括短舱阻力及外部吊挂所受到的冲刷阻力

$$F_{ext} = F_{nac} + F_{np} \quad (9)$$

式中: F_{np} 为控制体外部吊挂部分受到气流摩擦而产生的作用力; F_{nac} 为短舱阻力,是自由流空气相对发动机控制体外边界产生的作用力,其通常被认为是几个

单独作用力的组合

$$F_{nac} = F_{profile} + F_{spill} \quad (10)$$

短舱型面阻力 $F_{profile}$ 是短舱外表面由于摩擦而产生的作用力,前面式中 $P_{amb}(A_{e9} + A_{e19} - A_0)$ 也被纳入短舱型面阻力中去考虑,溢流阻力 F_{spill} 是由发动机工作状态偏离参考状态而产生的。根据前述分析可知,对于整个发动机来说,作用在其上的作用力之和为

$$\begin{aligned} \sum(F_i) &= F_{noz} + F_{fan} - F_{inlet} - F_{cowl} - F_{plug} - F_{pylon} - F_{nac} - F_{np} = \\ &F_G - F_{RAM} - F_{scrub} - F_{ext} = F_N - F_{scrub} - F_{ext} = \\ &F_{NIN1} - F_{ext} = F_{NIN2} \end{aligned} \quad (11)$$

3 数值计算结果及分析

根据实际飞行试验数据作为边界输入条件,进行了在 $H_p=3, 6, 9$ km 3 个高度,每个高度 $Ma=0.4, 0.5, 0.6$ 的 3 个飞行速度下,7 种不同发动机状态的数值仿真计算。数值计算边界条件定义与前述地面台架计算的相同,内外涵喷管进口总温、总压等数据由经过试飞数据修正后的发动机稳态模型计算获得。根据 3 维流场计算结果,提取喷管出口流量及面平均速度,二者乘积即为喷管出口总推力,同时根据不同外流马赫数计算进口冲压阻力大小,喷管出口总推力与冲压阻力之差即为标准净推力。利用 $H_p=3$ km、 $Ma=0.4$ 时,发动机起飞状态的标准净推力对所有工况点的计算结果进行了无量纲化处理,标准净推力计算结果如图 5 所示。从图中可见,发动机标准净推力与飞行高度基本无关,仅与发动机状态及飞行马赫数相关。根据发动机喷管出口参数及飞行状态计算得到的标准净推力,并没有考虑前述分析中的相关内、外部冲刷阻力的影响,因此该作用力并不等同于在对应状态下发动机能够提供给飞机的实际推力。

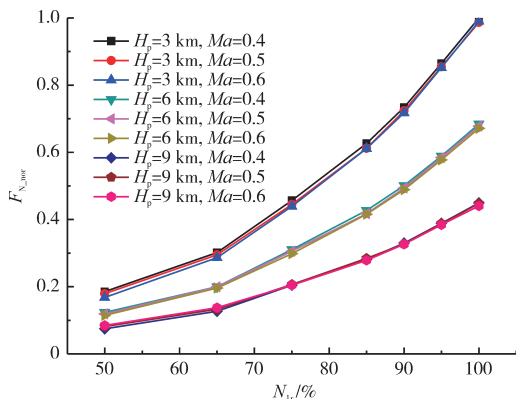


图5 标准净推力计算结果

根据 CFD 计算结果,直接提取内涵排气外罩部分、被外涵排气流浸润的吊挂、内涵中心锥等 3 部分表面的摩擦阻力,此即为冲刷阻力结果。其中 F_{cowl} 及 F_{plug} 的定义方式较为明确, F_{pylon} 部分的定义在 CFD 计算结果中根据外涵喷管出口气流流场情况确定,选取外涵喷管出口最外圈流线包络范围内的吊挂部分,作为被外涵排气流浸润的吊挂部分,被外涵排气流浸润部分吊挂如图 6 所示。

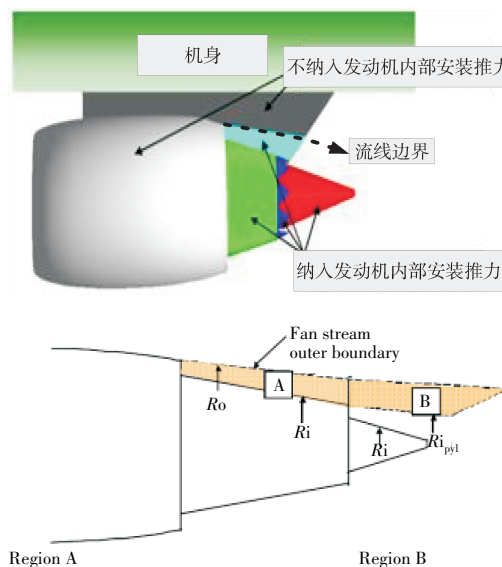


图6 被外涵排气流浸润部分吊挂

由于 F_{cowl} 与 F_{pylon} 的产生均来自于外涵喷管出口的排气尾流,在几何外形确定的情况下,其大小与飞行状态及外涵喷管流动状态直接相关,因此将这 2 部分作用力合并在一起由 CFD 计算结果进行提取,并整理成外涵喷管落压比的的函数形式, $F_{cowl} + F_{pylon}$ 计算结果如图 7 所示。从图中可见,随着飞行高度的增加, $F_{cowl} + F_{pylon}$ 明显减小;随着飞行马赫数的提高,

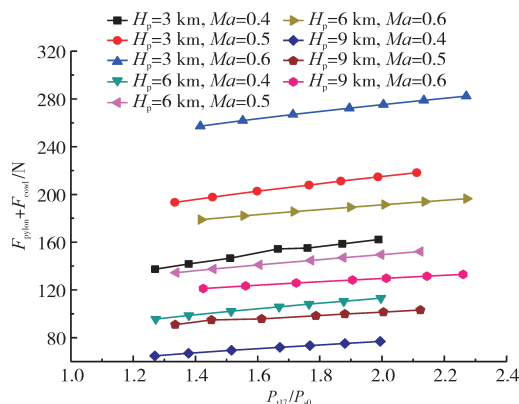


图7 $F_{cowl} + F_{pylon}$ 计算结果

$F_{\text{cowl}} + F_{\text{pylon}}$ 明显增加;在飞行状态一定时,随着发动机状态提高,外涵喷管落压比增大, $F_{\text{cowl}} + F_{\text{pylon}}$ 有增加趋势,但是变化量相比而言不大。

内涵中心锥受到的冲刷阻力主要取决于内涵喷管排气尾流的影响,因此整理成内涵喷管落压比的形式, F_{plug} 计算结果如图8所示。从图中可见,随着飞行高度的增加, F_{plug} 呈现明显减小趋势;在同一飞行状态下, F_{plug} 随着内涵喷管落压比的增大而明显增大;在飞行高度及内涵喷管落压比相同的情况下,飞行马赫数对 F_{plug} 的影响较小。

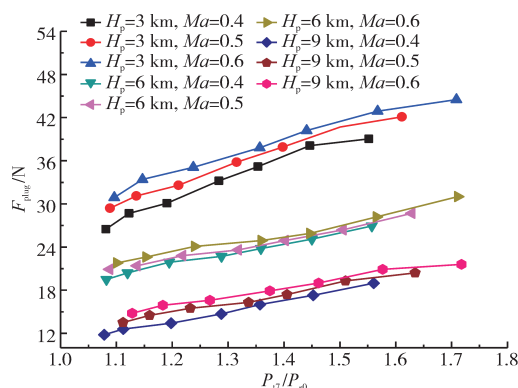


图8 F_{plug} 计算结果

同理,提取外涵排气尾流浸润以外部分表面的摩擦阻力即为冲刷阻力 F_{np} 计算结果,如图9所示。从图中可见,该部分冲刷阻力整体相对于内部冲刷阻力较大,随飞行高度的增加而减小,随飞行马赫数的提高而增大,发动机状态变化对该部分冲刷阻力影响不大,这主要是由于该部分吊挂不处于发动机排气尾流的浸润区以内。

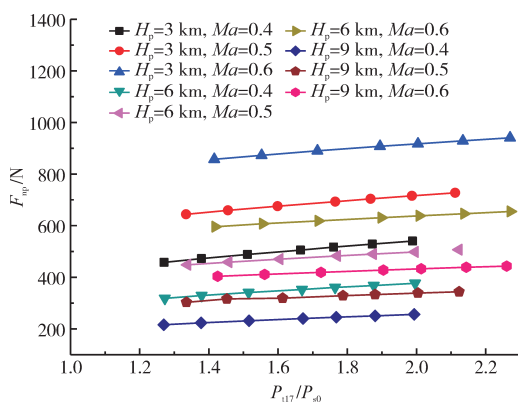


图9 F_{np} 计算结果

F_{nac} 计算结果如图10所示。从图中可见,短舱阻力 F_{nac} 随飞行高度的增加而减小,随飞行马赫数的提

高而增大,在飞行状态一定时,随着发动机状态的增大而略呈现减小趋势,这主要是由于短舱阻力中包含发动机溢流阻力,该溢流阻力与发动机状态相关,本文中最大起飞状态(外涵喷管落压比最大)定义为工作参考状态,因此随着喷管压比减小,偏离工作参考状态程度越大,溢流阻力部分增大,从而造成短舱阻力呈现增大趋势。

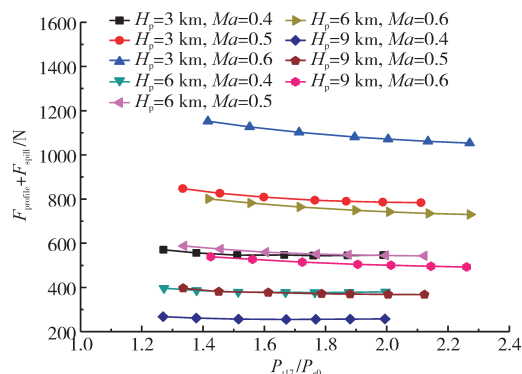


图10 F_{nac} 计算结果

根据上述各部分冲刷阻力及短舱阻力的计算结果,以3种高度下、 $Ma=0.4$ 为例,给出发动机标准净推力及扣除内、外部冲刷阻力及短舱阻力后,发动机实际提供给飞机的安装推力计算对比结果,结果进行了无量纲化处理,标准推力与安装推力计算结果如图11所示。从图中可见,2种推力差异明显。在大状态条件下,由于冲刷阻力及短舱阻力造成的推力损失约为2%~3%;在接近慢车状态时,由于本身标准净推力绝对值较小,且此时短舱溢流阻力较大,额外阻力可以达到标准净推力的10%以上。因此,中国在开展发动机大涵道比发动机飞行中安装净推力确定时,必须对发动机内、外部冲刷阻力予以考虑,在建立发动机稳态循环模型时,必须对该部分阻力予以修正。

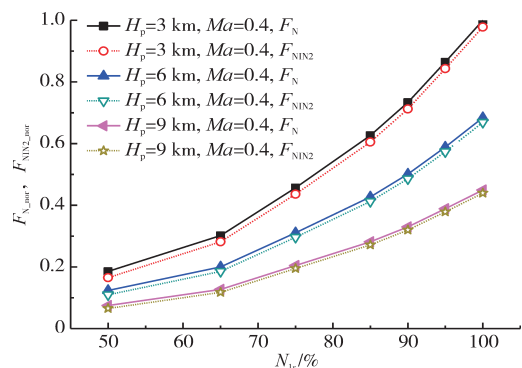


图11 标准推力与安装推力计算结果

4 结 论

(1)分排涡扇发动机内部冲刷阻力主要来源于被排气尾流浸润的吊挂、内涵喷管外壁面及内涵排气中心锥。内部吊挂及内涵喷管外壁面受到的冲刷阻力随飞行高度增加而减小,随飞行马赫数提高而增大,发动机状态变化对其影响有限;内涵排气中心锥受到的冲刷阻力随飞行高度增加而减小,随发动机状态提高而增大,飞行马赫数变化对其影响有限。

(2)外部吊挂及短舱冲刷阻力均随飞行高度增加而减小,随飞行马赫数提高而增大,发动机状态变化对其影响有限,但该部分冲刷阻力整体量级较大,在发动机安装推力计算时必须充分考虑;

(3)对本文计算的分排涡扇发动机而言,在发动机大状态条件下,冲刷阻力及短舱阻力造成的推力损失约为2%~3%;在慢车状态下,造成的推力损失可达10%以上。因此,在计算发动机飞行推力及建立稳态性能模型时,必须对冲刷阻力带来的影响进行修正。

参考文献:

- [1] Abernethy R B, Robert J A. In-flight thrust determination[R]. SAE-AIR-1985-1703.
- [2] Abernethy R B, Robert J A. Uncertainty of in-flight thrust determination[R]. SAE-AIR-1985-1678.
- [3] Midap Study Group. Guide to in-flight thrust measurement of turbojets and fan engines[R]. AGARD-AG-1979-237.
- [4] Frank W, Burcham J. Use of the gas generator method to calculate the thrust of an afterburning turbofan engine[R]. AIAA-1971-680.
- [5] Kurtenbach, Frank J. Comparison of calculated and altitude-facility-measured thrust and airflow of two prototype F100 turbofan engines [R]. NASA-TP-1978-1373.
- [6] Connors T. Measurement effects on the calculation of in-flight thrust for the F404 turbofan engine[R]. AIAA-1989-0364.
- [7] Stratford B S. The calculation of discharge coefficient of the profiled choked nozzles and the optimum profile for absolute air flow measurement[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1964, 68 (40):15-19.
- [8] Hughes, Ray R J, Walton J T. Net trust calculation sensitivity of an afterburning turbofan engine to variations in input parameters[R]. AIAA-1985-4041.
- [9] Deese J E, Agarwal R K. Calculation of axisymmetric inlet flowfield using the euler equations[R]. AIAA-1983-1853.
- [10] 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-1989-1835.
- [11] 朱彦伟,袁长波. 大涵道比发动机喷管流量系数特性数值计算与分析[J]. 计算机仿真, 2013, 30(1):159-164.
ZHU Yanwei, YUAN Changbo. Study on nozzle flow coefficients of high bypass engine using numerical simulation [J]. Computer Simulation, 2013, 30(1):159-164. (in Chinese)
- [12] 齐海帆,高扬,郝晓乐. 某型涡扇发动机尾喷管流动特性研究[J]. 航空发动机, 2015, 41(1):48-53.
QI Haifan, GAO Yang, HAO Xiaole. Investigation of exhaust system flow characteristics for a turbofan engine [J]. Aeroengine, 2015, 41 (1):48-53. (in Chinese)
- [13] Zhang Y F, Chen H X, Fu S, 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] 张先锋,刘明侯,张根,等. 微喷管流场及其推力性能数值模拟[J]. 宇航学报, 2006, 27(4):720-725.
ZHANG Xianfeng, LIU Minghou, ZHANG Genxuan, et al. Simulations of flow field and thrust performance in micronozzle[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4):720-725. (in Chinese)
- [15] 黄宏艳,王强. 过膨胀状态下轴对称收敛喷管内外流场计算及分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7):1069-1070.
HUANG Hongyan, WANG Qiang. Numerical investigation on internal and external flows for axisymmetric convergent divergent nozzles on over expansion state [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1069-1070. (in Chinese)

(编辑:刘 亮)