

文章编号: 1000-8055(2023)03-0728-07

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210215

反推力装置对民航飞机减速性能影响

黄敬杰, 张鑫, 孟超, 田琦楠, 徐丹

(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为评估反推力装置提供的反向推力与其结构件质量增加对民航飞机减速性能的综合影响, 借助克兰菲尔德大学发动机总体性能仿真软件 Turbomatch, 参考 CFM56 发动机建立正、反推力状态发动机模型, 并以 A320 飞机为配装对象开展研究。将风扇及涡轮直径做为特征参数, 完成推进系统质量的初步估算。对比飞机在干燥跑道及雨雪条件下常规着陆过程中滑跑距离及减速时间, 完成反推排气角度、跑道条件等影响因素对反推力装置提升飞机减速性能收益分析。研究表明: 配装反推力装置轴向排气角度越小, 飞机减速性能更加。以 55° 排气角度为基础, 减小 10° 的排气角度可带来约 7% 的减速收益。反推力装置在湿滑跑道的减速收益更大, 比干燥跑道滑跑距离缩短约 41%, 滑跑时间缩短 32%。

关键词: 着陆减速距离; 减速时间; 反推力装置; 涡轮发动机; 排气角度

中图分类号: V231

文献标志码: A

Effect of thrust reverser on the deceleration performance of civil aircraft

HUANG Jingjie, ZHANG Xin, MENG Chao, TIAN Qinan, XU Dan

(Shenyang Engine Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: The combined effect of the reverse thrust and weight increase of the thrust reverser on the deceleration performance of a civil aircraft was analyzed. A hypothetical turbofan model based on the CFM56 engine was established by Turbomatch software from Cranfield University, with A320 aircraft taken as the model. The propulsion system weight was estimated using the fan and turbine diameter. After discussion of aircraft deceleration benefit on the dry runway or icy runway, effects of the deflection angle and runway condition on the deceleration distance during conventional landing phase were analyzed. It showed that the thrust reversers were more efficient with small deflection angel. Based on a deflection angle of 55°, 10° reduction resulted in a deceleration benefit of approximately 7%. And the thrust reversers were more beneficial on the wet/icy runway, with the distance and time down by about 41% and 32% compared with the dry runway.

Keywords: landing deceleration distance; deceleration time; thrust reverser; turbofan; deflection angle

反推力装置作为民航飞机减速系统的有效补充, 通过改变发动机排气系统气流的排出方向, 实现在着陆减速滑跑过程中为飞机提供额外的反向推力, 进而有效提高飞机的减速性能, 缩短滑

跑距离, 增加飞机的安全裕度, 尤其是在极端天气条件下湿滑结冰跑道上效果更为明显。然而反推力装置的使用将增加飞机推进系统质量, 使飞机整体惯性增加。反推力装置对飞机减速性能影

收稿日期: 2021-05-07

基金项目: 中国国家留学基金(201905345024)

作者简介: 黄敬杰(1987—), 女, 工程师, 硕士, 主要从事反推力装置与飞发一体化研究。E-mail: jie0129@126.com

引用格式: 黄敬杰, 张鑫, 孟超, 等. 反推力装置对民航飞机减速性能影响[J]. 航空动力学报, 2023, 38(3): 728-734. HUANG Jingjie, ZHANG Xin, MENG Chao, et al. Effect of thrust reverser on the deceleration performance of civil aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(3): 728-734.

响的分析需要开展涉及发动机总体性能模拟、推进系统质量估算及配装飞机影响的分析研究,涉及飞机气动性能、发动机总体性能及总体结构多个专业学科。

1995年,美国国家航空航天局(NASA)对民用航空业进行调研,讨论了民航飞机使用反推力装置的需求,以分析其使用成本及安全收益^[1],Langley研究中心开展了针对大涵道比涡扇发动机新概念反推力装置的气动性能的实验研究,为反推力装置提供了发展方向^[2]。随着CFD方法在反推力装置流场模拟领域的应用,针对反推力装置排气角度的设计及优化、排气气流再吸入、临界速度等方向开展了广泛的研究^[3-7]。根据调查,反推力装置的质量可达到发动机干质量的15%~20%^[8],或短舱质量的30%以上^[1]。NASA提出了关于包含反推力装置在内的推进系统质量的等效密度估算方法^[9],Guha针对主流的30种发动机进行研究,提出了基于风扇直径的发动机干重的初步估算法^[10],可完成对推进系统质量的估算。Mahmood针对反推力装置与飞发一体化性能进行分析研究,包含了反推力装置对飞机减速性能的影响与预测^[11]。

然而反推力装置的减速效果与发动机工作状态、反推力装置排气角度以及跑道条件息息相关。本文基于CFM56发动机模型,以A320-200飞机为配装对象,针对涡扇发动机配装反推力装置对飞机减速性能的影响,以及干、湿跑道对飞机减速收益的影响进行研究,解决了飞发一体化概念设计阶段配装反推力装置的收益估算问题,可辅助完成机场跑道条件对于飞机降落的可行性的安全性的分析。

1 研究流程

本文的主要研究目标为:探究飞机减速收益的评估流程及方法。针对不同跑道条件下,使用反推力装置给民航客机带来的减速收益。主要流程为:

- 1) 建立正、反推力状态下发动机总体性能仿真模型。
- 2) 对正反推力状态发动机及反推力装置性能进行研究,获得不同滑跑速度、不同发动机状态下的正、反推力。
- 3) 以风扇及涡轮直径为基本参数,对包含发动机及反推力装置质量在内的推进系统质量进行

估算。

- 4) 考虑装机状态下,综合发动机提供的净推力与推进系统质量,对反推力装置使用带来的减速收益进行评价。

2 反推力装置及刹车系统的使用操作

飞机着陆滑跑距离与使用反推力装置和飞机刹车系统的方式有关。反推力装置可在飞机起落架接地后由飞行员选择展开。而飞机刹车系统的使用方式则根据跑道条件有所不同。

如图1所示为民航飞机着陆过程中反推力装置与刹车系统通常的使用情况。

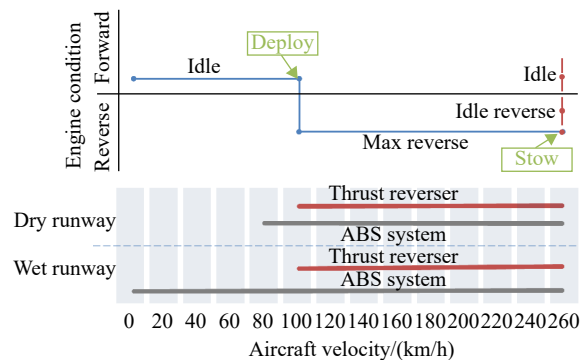


图1 着陆过程发动机状态及刹车使用状态

Fig. 1 Engine power and braking system condition during landing phase

2.1 反推力装置的使用操作

一般情况下,反推力装置工作时,发动机状态通常为其最大功率的80%^[11]。反推力装置的最佳制动效果出现在较高的飞机滑跑速度下^[12]。民航飞机正常着陆速度约为240~270 km/h($Ma=0.19\sim0.22$)^[13-14]。飞机着陆后反推力装置完全展开,发动机工作状态可由慢车状态迅速提升至最大反推力状态,为减速提供有效的反向推力。随着滑跑速度的降低,反推力装置制动能力下降,当飞机达到110~150 km/h($Ma=0.09\sim0.12$)的滑跑速度时,反推力装置收起,发动机状态由最大反推状态降为正推力慢车状态,以降低由反推力装置排气气流造成发动机进口流场畸变及外物被发动机吸入的风险。此后发动机将工作在慢车状态直至飞机完全静止。

2.2 刹车系统的使用操作

为了减少刹车磨损,民航飞机刹车系统的使用方式因着陆跑道条件而异。当飞机在干燥跑道条件着陆时,飞机滑跑速度降低至180 km/h($Ma=$

0.15Ma), 飞行员才开始使用制动系统(ABS)系统。而在潮湿、湿滑和受污染的跑道或跑道长度有限的条件下着陆, 飞行员将在着陆过程中全程使用 ABS 系统进行刹车^[1]。从油耗和刹车磨损的角度来看, 这种方法是飞机减速的有效方法。

3 发动机模型建立

3.1 发动机状态

表 1 为着陆滑跑过程中发动机及反推力装置的使用状态。根据着陆过程发动机状态及反推力装置的使用情况, 针对表 1 状态点进行发动机总体性能仿真分析, 以获得飞机着陆滑跑过程中发动机提供的净推力, 为后续评估减速性能提供依据。

表 1 常规着陆发动机状态

Table 1 Engine power condition during landing

速度/(km/h)	配装反推		配装喷管
	反推状态	发动机状态	发动机状态
0	收起	慢车	慢车
60	收起	慢车	慢车
110	收起	慢车	慢车
120	展开	最大反推	慢车
180	展开	最大反推	慢车
245	展开	最大反推	慢车
260	展开	最大反推	慢车

3.2 发动机模型

研究所用发动机模型采用克兰菲尔德大学总体性能软件 Turbomatch 建立。Turbomatch 软件是克兰菲尔德大学基于 Fortran 编写的内部模拟软件, 可完成单轴到多轴发动机设计点与非设计

点的总体性能模拟分析^[15]。

如图 2, 依据 CFM-5B 发动机建立涵道比 (BPR) 为 5 的总体性能模拟分析模型作为基本研究模型, 用于分析配装反推力装置的减速收益。其中, 1 表示进气道(Intake)进口截面, 2 表示风扇(Fan)进口截面, 3 表示分流环(Bypass splitter)进口截面, 4 表示增压级(LPC)进口截面, 5 表示高压压气机(HPC)进口截面, 6 表示燃烧室(Combustor)进口截面, 7 表示高压涡轮(HPT)进口截面, 8 表示低压涡轮(LPT)进口截面, 9 表示低压涡轮出口截面, 10 表示内涵喷管(Core nozzle)进口截面, 11 表示内涵喷管出口截面, 41 表示风扇出口截面, 42 表示外涵喷管(Fan nozzle)进口截面, 43 表示外涵喷管出口截面。截面 41 与 42 之间, 9 与 10 之间管路(Duct)表征外涵与内涵流路损失。

本文研究模型建立包括一些假设:

- 1) 忽略发动机引气与功率提取;
- 2) 涡轮前温度作为控制参数;
- 3) 最大反推状态为 80% 发动机最大功率。

反推力装置改变了外涵排气流路, 气流在转折过程中将存在分离并形成大量漩涡。且由于流路内结构件复杂, 使气流所受摩擦阻力增加。两者共同作用下导致流路损失增加, 实际气动面积减小。不恰当的反推力装置气动设计可能导致压缩部件的喘振裕度下降, 影响发动机的气动稳定性。

前期的研究表明: 反推力装置的使用主要影响风扇的工作点, 因此设计过程中需要着重考虑风扇工作点^[12]。反推力模型的建立需要在正推力状态外涵排气面积的基础上, 对反推状态排气面积进行适当放大以弥补反推力装置展开带来的负面影响, 保证发动机的工作状态。通常情况下, 反推状态气动面积为正推力状态的 1.05 倍^[11]。

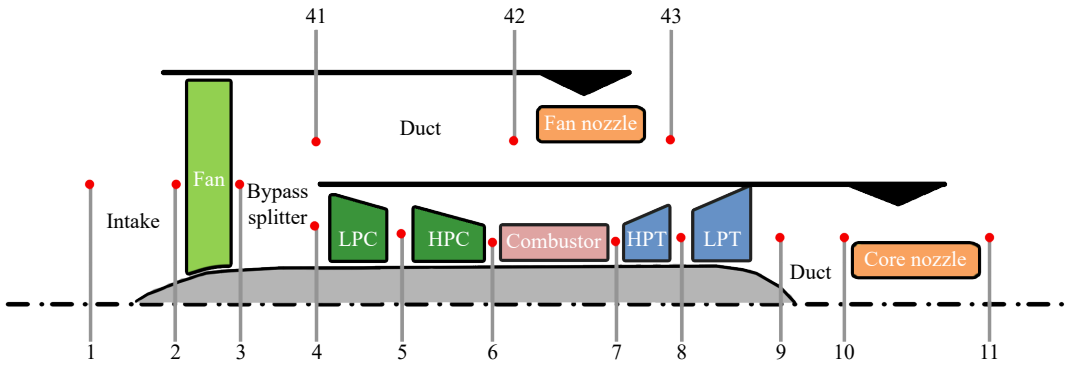


图 2 发动机模型

Fig. 2 Engine model components

图 3 为不同排气面积和流道损失下风扇工作点,其中 $W_{\text{fan}}_{\text{cor}}$ 为风扇换算流量。根据排气面积与流路损失的共同作用下风扇工作点的变化,以反推力装置展开前后的风扇工作点尽可能相近为设计目标,确定反推状态下排气系统设计需要达到的最小压力损失。可保证反推力装置的使用对发动机气动稳定性的影响最小。由此确定发动机模型反推力状态模型,即外涵排气系统设计要求为排气系统面积扩大 5%,流道压力损失为 5% 以内。

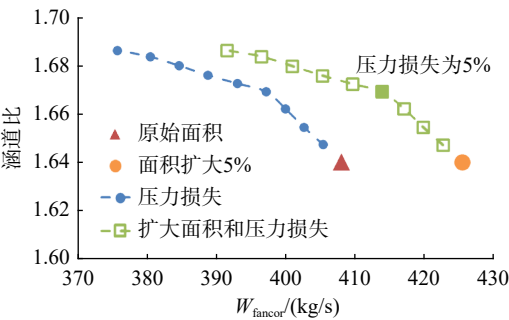


图 3 风扇工作点(反推力装置展开)
Fig. 3 Fan operating points (thrust reverser deployed)

3.3 发动机参数

表 2 为正、反推力状态下的发动机性能参数。其中设计点设定为地面起飞状态(国际标准大气条件, $Ma=0$)^[11]。以涡轮前温度(TET)为控制参数,起飞状态 TET 设定为满足 CFM56 发动机起飞推力要求所需的温度,慢车状态 TET 设定为使发动机稳定工作的最低温度,最大反推状态为满足 80% 发动机最大功率的温度。

表 2 发动机性能参数
Table 2 Engine performance parameters

发动机参数	起飞	慢车	最大反推
发动机流量/(kg/s)	408.1	129.09	370.63
净推力/kN	120.71	11.68	-31.65
耗油率/(g/(kN·s))	8.46	10.01	7.88
涵道比	5.7	7.07	6.16
风扇压比	1.64	1.07	1.54
总压比	27.64	5.5	22.43
涡轮前温度/K	1 390	800	1 270

4 发动机反推力及质量估算

4.1 反推力

飞机减速过程中反向推力提供的额外加速度差异,导致飞机减速距离收益的不同。反推力装

置所产生的反推力大小跟发动机状态及反推力装置的轴向排气角度有关。通常情况,外涵反推力装置排气气流角度在 $40^{\circ}\sim 60^{\circ}$ 范围。图 4 为配装 A320 的 CFM56 发动机反推力装置的排气角度示意图,假设研究所用反推力装置模型的排气角度为 55° ^[11],该设计牺牲了一部分的反推力装置气动性能,保障了相对平稳的气流流场。

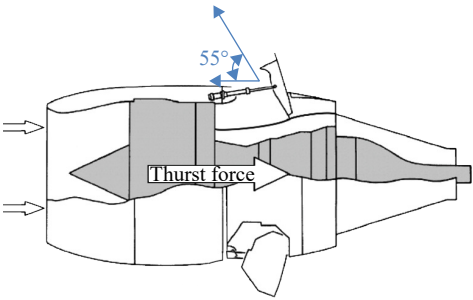


图 4 反推力装置排气角度
Fig. 4 Deflection angle of thrust reverser

根据反推力装置在表 1 所示的常规着陆过程中对应的不同的发动机的工作状态及发动机推力,计算单台发动机产生的总反推力^[2,12]。

图 5 为不同滑跑速度下,发动机在各工作状态下提供的推力。其中,海平面高度,飞机着陆速度 260 km/h ($Ma=0.211$) 条件下发动机最大反推力可达 61 kN。随着滑跑速度的降低,由于进气冲量造成的阻力效应减弱,发动机提供的反向推力减小,反推效率降低。为了防止反推力装置排气气流造成的发动机进口流场畸变,当达到截止速度(110 km/h)时反推力装置收起,此时反推力降低至 44 kN。此后发动机由反推力状态转为正推力慢车状态,直至飞机完全停止。

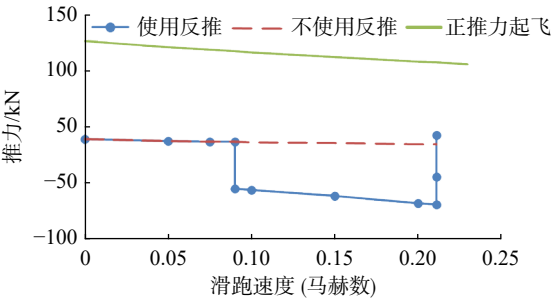


图 5 发动机推力
Fig. 5 Engine thrust

若着陆过程中不使用反推力装置进行减速,发动机将一直工作于正推力慢车状态,海平面高度,飞机静止状态下发动机慢车推力为 12 kN,这

将有利于缩短飞机的滑跑距离。

4.2 飞机着陆质量

飞机的着陆质量是影响减速性能的一个重要参数。一方面着陆质量越大,摩擦阻力越大,越有利于飞机的减速。另一方面飞机质量越大,其惯性越大,减速时所需反向作用力越大。因此飞机的减速性能是发动机推力、摩擦力和飞机重力之间的综合作用的结果。

反推力装置结构复杂,包含额外的结构件和成附件,因此配装反推力装置将为推进系统带来额外的质量。为了对反推力装置对飞机减速收益影响的分析,需首先对着陆质量进行估算。根据 Guha^[10] 与 NASA 报告^[9] 对发动机及短舱的质量估算方法,以风扇及涡轮直径为变量,忽略挂架质量,对发动机的质量进行估算。研究所用民航客机 A320-200 着陆质量为 64 500 kg^[12],估算配装发动机及反推力装置的质量如表 3 所示。配装反推力装置将会增加推进系统约 12.0% 的额外质量,飞机系统总着陆质量约增加 1.2%。

表 3 着陆质量
Table 3 Landing weight

项目	配装组件	质量/kg	增加量/%
推进系统质量	配装喷管	3 106	12.0
	配装反推	3 478	
飞机总着陆质量	配装喷管	64 500	1.2
	配装反推	65 243	

5 飞机减速收益分析

5.1 分析方法

反推力装置可为飞机减速提供额外的反向推力。图 6 为飞机着陆反推力装置展开后的受力情况,包括升力(Lift)、阻力(Drag)、重力(Weight)、反作用力(Reaction)、发动机反向推力(Reverse thrust)和摩擦力(Friction)。

飞机着陆滑跑距离根据扰流板及刹车系统、

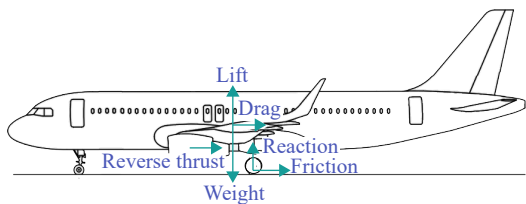


图 6 着陆减速过程受力分析

Fig. 6 Forces during landing deceleration

反推力装置工作状态等分为 3 个阶段^[16],通过式(1)~式(4)进行计算。

$$S_{\text{total}} = S_1 + S_2 + S_3 \quad (1)$$

$$S_1 = V_{\text{ld}} t \quad (2)$$

$$S_2 = \frac{m}{2} \cdot \frac{V_{\text{ld}}^2 - V_{\text{brake}}^2}{[T_{\text{rev}} + D + \mu_{r1}(W - L)]_{0.7V_{\text{ld}}}} \quad (3)$$

$$S_3 = \frac{m}{2} \cdot \frac{V_{\text{brake}}^2}{[-T + D + \mu_{r2}(W - L)]_{0.35V_{\text{ld}}}} \quad (4)$$

其中 S_{total} 为总滑跑距离。

S_1 为接地阶段自由滑跑距离, V_{ld} 为接地速度, t 为作用时长,通常为 2~3 s^[17],为扰流板及刹车系统、反推力装置操作时间。

S_2 为第二阶段滑跑距离,此阶段反推力装置展开,飞机水平方向受力包括发动机提供的反向推力 T_{rev} ,阻力 D ,以及摩擦力。式中 m 为飞机质量, V_{brake} 为刹车系统起作用时的飞机速度, W 为飞机着陆质量, L 为飞机所受升力, μ_{r1} 为自由滑行的摩擦因数,通常为 0.03^[18]。 D 与 L 计算所需的升阻力系数可由参考文献 [18-19] 获得。

S_3 为第三阶段滑跑距离,此阶段反推力装置收起,发动机推力为慢车推力 T 。 μ_{r2} 为刹车系统起动的摩擦因数,亚声速飞机综合设计一书^[8]中,雨雪条件与晴朗天气下摩擦因数分别为 0.45 与 0.2。

为了定量评估反推力装置的减速收益,定义相对滑跑距离为配装反推力装置的滑跑距离与配装外涵喷管的滑跑距离之比^[20]。该比值越小,说明反推力装置带来的减速收益越大。类似地,可定义减速时间收益。

$$k_{\text{distance}} = S_{\text{withrev}} / S_{\text{withnozzle}} \quad (5)$$

$$k_{\text{time}} = T_{\text{withrev}} / T_{\text{withnozzle}} \quad (6)$$

式中 k_{distance} 与 k_{time} 分别为相对滑跑距离与相对滑跑时间。 S_{withrev} 与 $S_{\text{withnozzle}}$ 分别为配装反推力装置与配装喷管的飞机滑跑距离。 T_{withrev} 与 $T_{\text{withnozzle}}$ 分别为配装反推与配装喷管的飞机滑跑时间。

5.2 滑跑距离与减速时间较准

根据英航在希思罗机场进行的调查,在 32 次的空客 A320 着陆中,60% 的着陆使用了大于慢车的反推力状态,其使用反向推力的平均时间约为 18.00 s^[21],最大着陆质量下,着陆距离为 1 490 m。

以 A320-200 为研究对象,分别进行是否配装

反推力装置,飞机在干燥跑道滑跑的距离与减速时间的计算。表4为计算与实际滑跑距离与反推力装置使用时间对比。着陆滑跑距离的计算值与实际值相差5.35%(80 m),配装反推力装置的飞机在着陆过程中,反推力装置使用时间17.47 s,与调查结果18.00 s相差约3%(0.53 s)。该计算方法较好地符合实际情况,可用于不同条件对减速收益影响的研究。

表4 着陆减速距离与时间

Table 4 Landing deceleration distance and time

参数	滑跑距离/m	反推使用时间/s
A320 着陆计算值	1 410	17.47
A320 着陆实际值	1 490	18.00
偏差/%	5.35	2.93

5.3 反推力装置排气角度影响

反推力装置的轴向排气角度将影响发动机反向推力大小及效率。以55°轴向排气角为基础,分别将轴向排气角度增大、减小10°,以探究排气角度对减速性能的影响。

图7为飞机配装不同排气角度的反推力装置的减速收益。较小的排气角度有利于提高飞机的减速性能,当排气角度为45°时,相对减速距离与相对减速时间较55°排气角可分别缩短7%与6%。反之当排气角度增至为65°时,发动机提供的反向推力不足,飞机减速性能恶化,相对减速距离与相对减速时间将分别增加10%与9%。因此,反推力装置的气动设计应在保证发动机进气流场平稳的前提下,尽可能减小排气角度,以提高飞机减速性能。

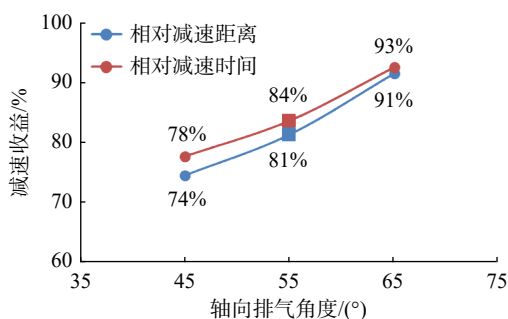


图7 排气角度影响

Fig. 7 Effect of deflection angle

5.4 跑道条件影响

极端天气通常会影响到机场的起降条件,主要表现在雨雪条件下跑道的摩擦因数大幅度降低,

进而影响飞机摩擦力大小及飞机刹车系统的使用。

图8为A320在干、湿跑道上的相对减速距离与时间。相比干跑道条件,反推力装置的使用在湿跑道条件下收益更大。常规着陆条件下湿跑道与干跑道上相对减速距离可缩短41%,相对减速时间可缩短32%。反推力装置可有效提高飞机的减速性能,增加飞机着陆过程中的安全裕度,尤其在湿跑道条件下收益更加明显。

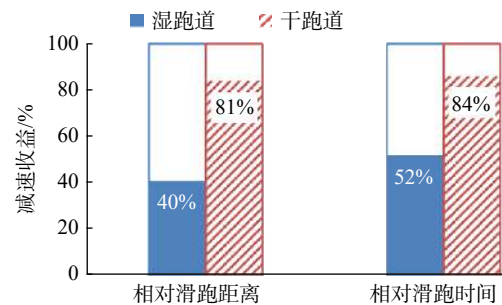


图8 跑道条件的影响

Fig. 8 Effect of runway condition

6 结论

本文借助总体性能仿真软件Turbomatch,建立不同涵道比的涡扇发动机进行正、反推力状态的发动机总体性能基准模型。以此模型为基础,对反推力装置对民航飞机减速收益进行评价。

1) 对反推力状态对发动机风扇工作点影响分析,确定反推力装置展开状态下,发动机外涵排气系统流通面积及流动损失的要求。

2) 反推力装置排气角度越小,飞机减速性能更佳。相比55°排气角的基准型反推,将角度减小10°,将带来约7%的减速收益。而排气角增加10°,则导致约10%的减速性能损失。

3) 以A320-200为配装对象,对反推力装置对飞机减速收益进行估算,结果表明在湿跑道条件下,反推力装置的作用更加明显,相对减速距离与减速时间可分别缩短41%与32%左右。

4) 本文的研究内容及方法,可为民航客机配装反推力装置的收益估算提供依据,可用于反推力装置性能的飞发一体化迭代设计与机场跑道条件使用的初步评估。

参考文献:

- [1] YETTER J A. Why do airlines want and use thrust reversers? A compilation of airline industry responses to a survey regarding the use of thrust reversers on commercial transport airplanes[R]. NASA-TM-109158, 1995.

- [2] YETTER J, ASBURY S, LARKIN M, et al. Static performance of several novel thrust reverser concepts for subsonic transport applications[R]. NASA/TM-2000-210300, 2000.
- [3] 王占学, 张晨, 刘春阳. 抓斗式反推装置打开时反推性能参数计算[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2157-2162.
WANG Zhanxue, ZHANG Chen, LIU Chunyang. Mathematical model for calculating effects of target type thrust reverser on turbofan engine performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2157-2162. (in Chinese)
- [4] TRAPP L, OLIVEIRA G. Aircraft thrust reverser cascade configuration evaluation through CFD[R]. AIAA-2003-723, 2003.
- [5] CHEN C. Computational procedures for complex three-dimensional geometries including thrust reverser effluxes and APUs[R]. AIAA-2001-3747, 2001.
- [6] MARCONI F, GILBERT B, TINDELL R. Computational fluid dynamics support of the development of a blockerless engine thrust reverser concept[C]//33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Seattle: AIAA Press, 1997: 3151-3167.
- [7] BUTTERFIELD J, YAO H, CURRAN R, et al. Integration of aerodynamic, structural, cost and manufacturing considerations during the conceptual design of a thrust reverser cascade[R]. AIAA-2004-282, 2004.
- [8] TORENBEEK E. Synthesis of subsonic airplane design: an introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance[M]. London, UK: Kluwer Academic Publishers, 1982.
- [9] WATERS M H, SCHAIRER E T. Analysis of turbofan propulsion system weight and dimensions[R]. NASA-TM-X-73199, 1977.
- [10] GUHA A, BOYLAN D, GALLAGHER P. Determination of optimum specific thrust for civil aero gas turbine engines: a multidisciplinary design synthesis and optimisation[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 2013, 227(3): 502-527.
- [11] MAHMOOD T, JACKSON A, SETHI V, et al. Thrust reverser for a separate exhaust high bypass ratio turbofan engine and its effect on aircraft and engine performance[R]. ASME Paper GT2001-46397, 2001.
- [12] 黄敬杰, 马晓健, 张鑫, 等. 涡扇发动机配套反推力装置综合影响分析[J]. 航空发动机, 2021, 47(4): 29-36.
HUANG Jingjie, MA Xiaojian, ZHANG Xin, et al. Comprehensive influence analysis of turbofan engine with a thrust reverser[J]. Aeroengine, 2021, 47(4): 29-36. (in Chinese)
- [13] Airbus. Airplane characteristics airport and maintenance planning for A320[EB/OL]. [2021-03-18]. https://www.airbus.com/sites/g/files/jlbta136/files/2022-02/Airbus-techdata-AC_A320_0322.pdf.
- [14] Airbus. Airplane characteristics airport and maintenance planning for A380[EB/OL]. [2021-03-18]. <https://www.airbus.com/sites/g/files/jlbta136/files/2021-11/Airbus-Aircraft-AC-A380.pdf>.
- [15] PACHIDIS V. Gas turbine advanced performance simulation[D]. Cranfield: Cranfield University, 2006.
- [16] EL-SAYED A F. Aircraft propulsion and gas turbine engines[M]. London, UK: CRC Press, 2017.
- [17] SAARLAS M. Aircraft performance[M]. New Jersey, US: John Wiley & Sons Incorporated, 2007.
- [18] KUNDU A K. Aircraft design[M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2010.
- [19] SUN J, HOEKSTRA J M, ELLERBROEK J. Aircraft drag polar estimation based on a stochastic hierarchical model[EB/OL]. [2021-03-18]. https://www.sesarju.eu/sites/default/files/documents/sid/2018/papers/SIDs_2018_paper_75.pdf.
- [20] POVOLNY J H, STEFFEN F W, MCARDLE J G. Summary of scale-model thrust-reverser investigation[R]. NACA-TR-1314, 1955.
- [21] KEVIN M M. Results from two surveys of the use of reverse thrust of aircraft landing at Heathrow airport [R]. EJT/KMM/1126/14.8, 2005.

(编辑: 张 雪)