

文章编号:1674-8190(2016)02-143-10

# 动力失效对起飞纵向气动特性影响数值研究

郭少杰,王斌,苏诚,时晓天

(中国航天空气动力技术研究院 第二研究所,北京 100074)

**摘要:** 研究民用飞机动力失效对飞机起飞阶段纵向气动特性的影响规律及其机理,对保证飞机有效操纵和安全飞行具有重要意义。采用在点对点多块结构化网格系统上求解三维可压缩雷诺平均 N-S 方程的数值方法,研究发动机动力失效对某民用飞机起飞构型纵向气动特性的影响。通过 DLR-F11 模型验证研究方法对民用飞机高升力构型气动特性的预测能力;针对安装动力短舱的某翼吊涡扇发动机民用飞机起飞构型,通过对比其发动机在正常工况和失效时飞机气动特性的差异,得出动力失效对飞机纵向气动特性的影响规律及机理。结果表明:动力失效后,不但溢流效应会使飞机阻力系数增大,还会导致发动机进、排气特性较正常工作状态明显不同,恶化短舱附近流场,对飞机的升力、失速特性带来不利影响。

**关键词:** 数值模拟;发动机失效;高升力构型;进排气边界;纵向气动特性

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.02.002

## Numerical Research for the Effects of Engine Failure on Longitudinal Aerodynamic Characteristics of a Civil Aircraft Take-off Configuration

Guo Shaojie, Wang Bin, Su Cheng, Shi Xiaotian

(The Second Research Institute, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

**Abstract:** It is important to study the influence and mechanism for longitudinal aerodynamic characteristics of a civil aircraft due to engine failure at takeoff stage. It is of important significance to ensure the effective operation and safe flight of the aircraft. Three-dimensional compressible RANS equations on a point-to-point multi-block structured grid are used to investigate the effects of engine failure on longitudinal aerodynamic characteristics of a civil aircraft take-off configuration. Firstly, the DLR-F11 standard model is computed to validate the reliability of the research method. Results show that the computational predictions agree well with the experiment results, so that the research method could be used to predict flow field of a complex civil transport aircraft configuration with high lift device. Secondly, the effects of engine failure on longitudinal aerodynamic characteristics of a civil transport aircraft are investigated. The results show that engine failure not only makes the drag coefficient increasing obviously, but also affects the lift coefficient, pitching moment and stall characteristics adversely.

**Key words:** numerical simulation; powered off; high lift configuration; intake/exhaust boundary condition; longitudinal aerodynamic characteristics

## 0 引言

民用飞机设计要求,当多发发动机飞机在空中

发生停车时,要求飞机能够安全着陆。根据统计数据,单台发动机的失效概率为  $1 \times 10^{-5}$ /飞行小时,相对于客机失事概率  $1 \times 10^{-9}$ /飞行小时要大得多,且民用飞机适航规章中对发动机单发失效下爬升梯度有明确要求。因此,研究民用飞机发动机失效对飞机气动特性的影响规律,进而为飞机采取合理的补偿措施、保证其有效的操纵和安全飞行有重要意义。

收稿日期:2016-03-07; 修回日期:2016-04-25

基金项目:国家自然科学基金(11302213)

通信作者:王斌,18710154894@163.com

目前大型客机通常采用下单翼、翼吊涡扇发动机的常规气动布局,该布局形式由于发动机短舱位于机翼的上游,而且随着涡扇发动机效率的提高,其尺寸变得越来越大、与机翼的距离越来越近<sup>[1]</sup>。因此,当发动机失效时,将会产生附加偏航力矩、配平阻力、风车阻力及溢流阻力,还会使发动机风扇入口、内外涵出口处流场较正常工作状态发生很大变化,给短舱、机翼上的流动带来明显的改变,进而影响其上升力、阻力及俯仰力矩等纵向气动性能参数。

由于其附加的偏航配平阻力通过相关估算方法可以估算得到,动力装置供应商会给出发动机的修正风车阻力系数随马赫数的变化关系,但是发动机失效给飞机带来的额外气动阻力、升力及力矩则只能通过 TPS 风洞试验、飞行试验等高成本手段获得。

随着计算机技术的飞速发展及计算流体力学学科的逐步完善,目前数值手段已经具备预测客机全机考虑动力效应下气动特性的能力。例如,贾洪印等<sup>[2]</sup>采用非结构混合网格研究了动力效应对某民用飞机巡航构型气动特性的影响,乔磊等<sup>[3]</sup>研究了发动机喷流和挂架外形对流场的影响,谭兆光等<sup>[4]</sup>研究了机体/动力装置一体化分析中的动力影响,张美红等<sup>[5]</sup>研究了 CFD 技术在带动力飞机气动设计中的应用,H. C. Chen 等<sup>[6]</sup>对带动力的单独短舱构型进行了求解欧拉方程的数值研究,C. Chuck 等<sup>[7]</sup>采用求解 N-S 方程的数值方法研究了翼吊短舱在动力前推和反推情况下的流场特性。但现有研究主要集中在巡航功率下对飞机气动特性的影响方面,而对发动机失效对飞机气动特性影响的研究很少。

本文通过 DLR-F11 高升力标模,验证在点对点多块结构化网格系统上求解三维雷诺平均 N-S 方程的数值方法对高升力构型气动特性的预测能力;在此基础上,研究某民用飞机起飞时动力失效对其纵向气动特性的影响规律。

## 1 数值方法

数值计算基于中国航空气动力技术研究院自主研发的气动计算平台 NS-Solver<sup>[8]</sup>,其在多块结构化网格系统上求解三维积分形式的雷诺平均 N-S 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{Q} dV + \iint_S \mathbf{f} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中: $V$  为控制体体积; $S$  为控制体表面积; $\mathbf{Q}$  为守恒变量矢量; $\mathbf{f}$  通过表面  $S$  的通量(净流出量),包含三个方向的粘性和无粘通量; $\mathbf{n}$  为表面  $S$  的外法向单位矢量。

NS-Solver 采用格心格式的有限体积法对控制方程进行离散,其中,剪切应力和热传导项采用中心差分格式,对流项和压力项采用 Roe 平均通量差分分裂格式(FDS),单元交接面上的状态变量采用 MUSCL 方法计算,并结合 min-mod 通量限制器消除间断处数值振荡,时间推进方式采用近似因子分解(AF)隐式时间推进算法。程序中包含多个湍流模型,本文采用 SST 模型<sup>[9]</sup>,该模型对附着流和分离流动都有较高的模拟精度。计算中使用多重网格技术加速收敛<sup>[10]</sup>,其采用 FAS(Full Approximation Scheme)方法求解,循环方式采用 W 型。

## 2 发动机动力的处理

### 2.1 发动机进、排气的数值模型

研究发动机动力效应对飞机外部绕流影响的问题时,只关心发动机的进气、排气与实际情况是否一致。因此,只要保证在数值模拟中,风扇入口、风扇出口及核心机出口处的流动参数和发动机实际工作状态一致,就能达到使其流场相似的目的。计算过程中,将发动机厂商给出的风扇入口、风扇出口及核心机出口处的流动参数作为边界条件,施加在求解方程上,即可模拟发动机的进、排气效应。

### 2.2 发动机正常工作状态边界条件

采用基于特征变量的边界条件来处理发动机的风扇入口、风扇出口及核心机出口。通过在风扇出口和核心机出口指定流场入口条件、在风扇入口指定流场出口条件,来模拟涡扇发动机的动力效应。

出流边界有一个特征波返回计算域内,故需且仅需指定一个变量,本文指定质量流率。入流边界有四个特征波指向计算域内,故需且仅需指定四个变量,本文指定流动方向(迎角和侧滑角)、总温和

总压,具体的指定方法如图 1 所示。

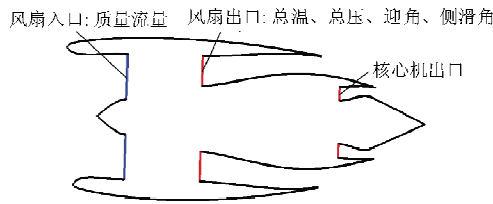


图 1 进、排气边界条件设定

Fig. 1 Boundary condition settings of engine intake and exhaust

入流边界条件中,从给定的总压  $P_0$ 、总温  $T_0$ 、迎角  $\alpha$ 、侧滑角  $\beta$ ,通过式(2)~式(8)换算到基本变量。

$$P = P_0 / \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

$$T = T_0 / \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2\right) \quad (3)$$

$$\rho = \gamma P / a^2 \quad (4)$$

$$u = \frac{1}{2} (R^+ + R^-) \quad (5)$$

$$a = \frac{\gamma - 1}{4} (R^+ + R^-) \quad (6)$$

$$v = u \cdot \tan\alpha \quad (7)$$

$$w = u \cdot \tan\beta \quad (8)$$

式中: $P$ 、 $T$  为静温和静压; $u$ 、 $v$ 、 $w$  为三个速度分量; $\gamma$  为比热比; $R^+$ 、 $R^-$  为黎曼不变量; $Ma$  为马赫数; $a$  为声速。

### 2.3 发动机停车状态边界条件

发动机失效情况下,其风扇入口的质量流率远小于发动机正常工作时。不同发动机、不同工况下停车时的质量流率不同,根据发动机厂商提供的流率系数,将失效时风扇入口处质量流率设置为正常工况下流量系数的 2%,且该流量全部从外涵道流出。

考虑到发动机停车后,风扇入口位置的风扇叶片处在风车状态,该位置同时存在出流和入流,因此计算中在该处施加压力出口边界条件,该边界条件允许回流的存在,并可以通过调整压力来控制该处的质量流率;风扇出口施加入流边界条件;由于核心机出口处实际上无气流流出,施加壁面边界条件。

### 3 方法验证

数值方法对动力效应的计算可靠性验证详见参考文献[11],拟研究外形为典型的客机构型,故选用与之相似的 DLR-F11 构型 4 来验证研究方法<sup>[12-13]</sup>对高升力构型气动特性的预测能力。由于没有该构型的结构化网格,而结构化网格在计算精度、效率及网格生成准则的继承性等方面较其他类型的网格有明显优势,选用商用软件 ICEM-CFD 对验证外形自行生成点对点的多块结构化网格,网格生成遵守网格生成规范<sup>[14]</sup>。网格规模为 3 500 万,壁面法向第一层网格高度为  $1 \times 10^{-6}$  m,壁面第一层网格格心的平均无量纲高度  $y^+ \approx 1$ ,附面层内网格的增长率为 1.15,模型表面及纵向对称面上的网格分布如图 2 所示。

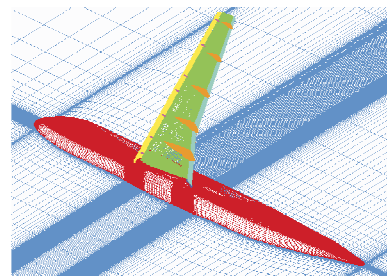
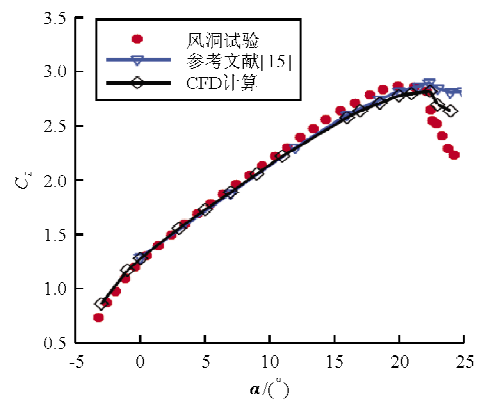


图 2 DLR-F11 构型 4 模型表面及对称面上网格图

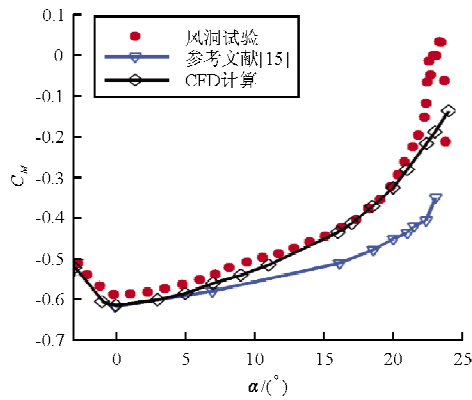
Fig. 2 Grid of DLR-F11 configuration 4 on model surface and longitudinal symmetry plane

验算状态为: $Ma = 0.157$ ,基于平均气动弦长的  $Re = 15.1 \times 10^6$ ,全湍流,迎角范围为  $-3^\circ \sim 24^\circ$ ;对比试验数据为 ETW (European Transonic Wind Tunnel) 的 RUN238 数据。

本文计算的升力、力矩曲线与文献[15]的计算结果及风洞试验结果的对比如图 3 所示。



(a) 升力系数随迎角变化曲线



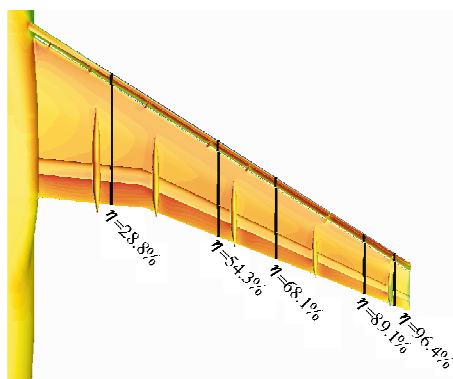
(b) 俯仰力矩随迎角变化曲线

图3 计算及试验的升力、俯仰力矩曲线对比

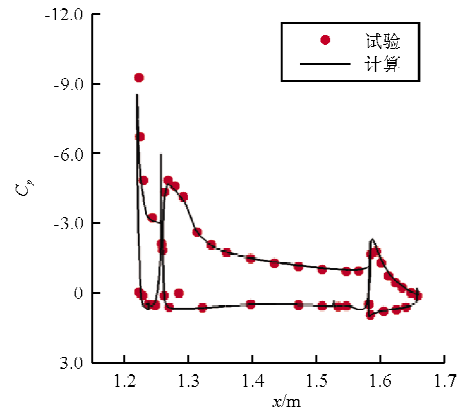
Fig. 3 Comparisons of lift curve and pitching moment curve between computation and test

从图3可以看出:本文结果在失速迎角前与文献[15]的结果基本吻合,两者预测的升力系数都略小于试验值,这也与文献[16-17]的结果规律一致,这可能是由于计算中未考虑转捩的影响,为全湍流状态,且模型在风洞试验中会存在变形,但计算中未考虑该因素;失速迎角后,本文结果介于试验值和文献结果之间;失速前相同迎角下升力系数计算值与试验值最大偏差为2%;本文计算的力矩曲线相比文献结果与试验数据更吻合,表明预测模型上的载荷分布与风洞试验一致性较好。

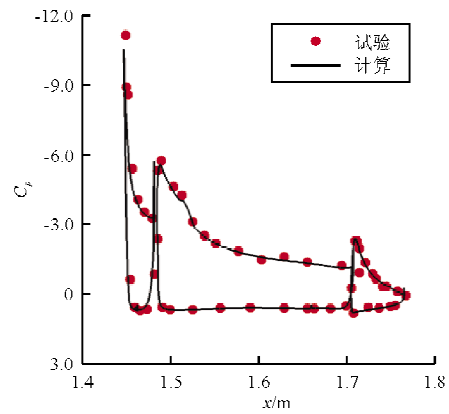
当 $Ma=0.195$ 、 $Re=15.1 \times 10^6$ 、迎角为 $18.5^\circ$ 时,计算和试验沿机翼展向不同截面的压力分布对比如图4所示,可以看出在各个截面上二者都吻合良好,甚至是在三维效应明显、当地流动非常复杂的翼尖附近截面上(图4(f)),计算结果也与试验值吻合良好。



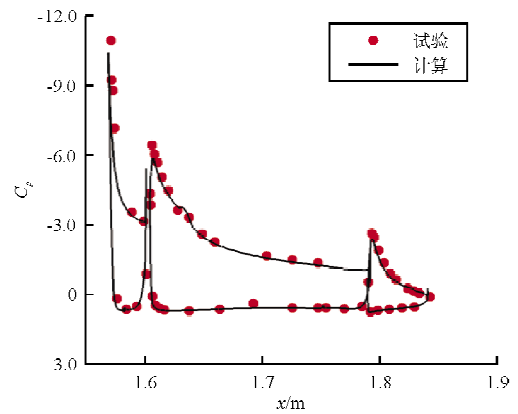
(a)  $C_p$  提取位置



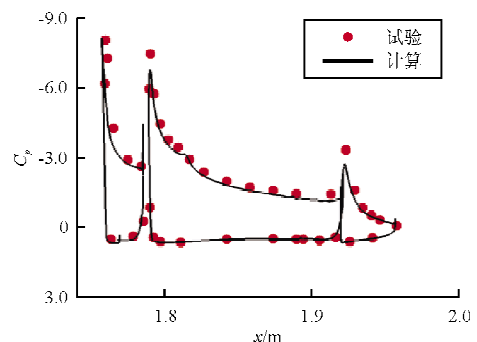
(b)  $\eta=28.8\%$



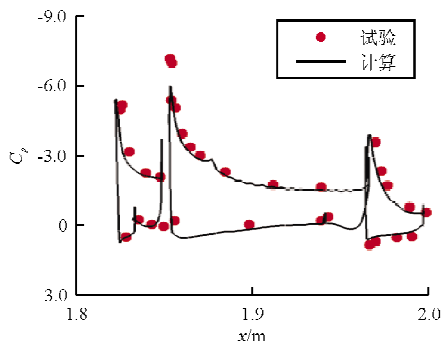
(c)  $\eta=54.3\%$



(d)  $\eta=68.1\%$



(e)  $\eta=89.1\%$



(D)  $\eta=96.4\%$

图 4 计算和试验的截面压力分布对比

Fig. 4 Comparisons of pressure coefficient distribution between computation and test at five positions

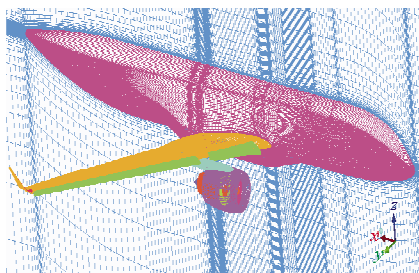
综上所述,本文采用的数值计算方法和网格策略对高升力构型气动性能预测精度达到了现阶段先进水平并与试验值吻合良好,将其用于预测高升力构型气动特性是可行的。

## 4 动力失效对起飞气动特性影响

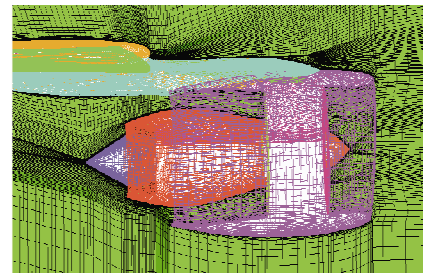
### 4.1 几何模型与计算网格

以某民用飞机起飞构型为研究对象,该起飞构型包含机身、增升装置、机翼、吊挂、动力短舱,由于涉及商业秘密的原因,其不包含垂平尾。动力在正常工作状态下的外形标记为有动力,失效下的外形标记为无动力。

利用 ICEM-CFD 软件对两外形生成点对点的多块结构化网格。由于流场中存在喷流与自由流形成的剪切层、高升力装置上分离等复杂流动现象,在壁面处生成“O”型网格,使网格在壁面附近满足湍流模型要求的网格分辨率,网格生成过程继承了算例中的网格生成准则,例如边界层内网格节点、壁面第一层网格格心的平均无量纲高度、网格增长率等,全机及短舱附近表面网格如图 5 所示。



(a) 表面及对称面上网格



(b) 短舱附近空间网格

图 5 全机和短舱附近网格图

Fig. 5 Surface grid and zooming in nacelle

最终半模网格规模为 4 400 万网格单元,壁面第一层网格高度为  $0.6 \times 10^{-6}$  m,壁面第一层网格格心的平均无量纲高度  $y^+ \approx 1$ ,壁面网格增长率为 1.15。

计算状态为:海平面高度,  $Ma=0.2$ ,迎角范围为  $0^\circ \sim 26^\circ$ ,基于平均气动弦长的  $Re=3.4 \times 10^7$ ,流动假设为全湍流。发动机工作参数如表 1 所示,对应为起飞功率状态。

表 1 发动机工作状态参数

Table 1 Parameters of engine power

位 置	流量/( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ )	温度/K	压力/kPa
风扇入口	1 282.28	288.15	100.312
风扇出口	1 160.92	348.41	161.495
核心机出口	123.87	888.03	130.565

本文主要研究发动机失效对飞机纵向气动特性的影响,故选取半模计算,通过对比发动机正常工作、失效下的流场,研究发动机动力失效对气动特性的影响。

### 4.2 积分部件选取及溢流阻力

民用发动机失效停车产生的附加阻力一般由三部分组成:停车偏航控制阻力、风车阻力和溢流阻力。停车偏航控制阻力与舵偏偏角成函数关系;风车阻力是来流吹动风扇自由转动,使其与发动机正常工作时转速不同而产生的额外阻力。本文主要研究发动机停车后对飞机机体带来的气动特性影响,故对上述两部分阻力不做详细研究。

积分部件选取示意图如图 6 所示。考虑到入口到出口形成的流管为推力流管,即图中区域 1 和

区域2,内涵整流罩位于推力流管中,故不参与积分;外涵整流罩以前缘驻点为界,处在推力流管内的部分不参与积分。前缘驻点的判据为在前缘区域速度为零且总压最大的点,将判别出的驻点连线,以其为分割线将推力流管内曲面的力扣掉。发动机失效时较正常工作时推力流管要细,驻点靠后,因此参与积分的面积略有差异。

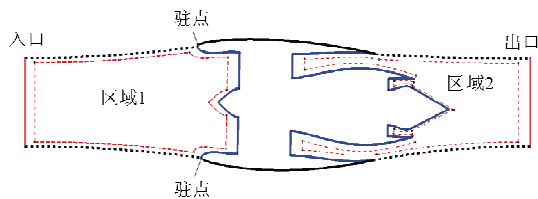


图6 积分区域选取

Fig. 6 Definition of integral domains of force coefficient

### 4.3 发动机失效对全机纵向气动特性的影响

发动机在起飞功率与失效下的升力系数随迎角变化曲线对比如图7所示。

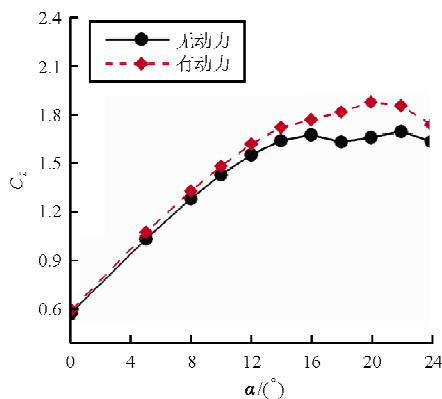


图7 升力系数随迎角变化曲线对比

Fig. 7 Comparison of lift coefficient curves between power on and off

从图7可以看出:发动机失效使得机体升力线斜率减小、升力系数降低,且改变了飞机的失速迎角及失速后分离的发展趋势,使失速迎角提前 $4^\circ$ (由 $20^\circ$ 减小为 $16^\circ$ ),最大升力系数减小9.5%(由1.88减小为1.7)。

发动机在起飞功率与失效下的阻力系数随迎角变化曲线对比如图8所示。

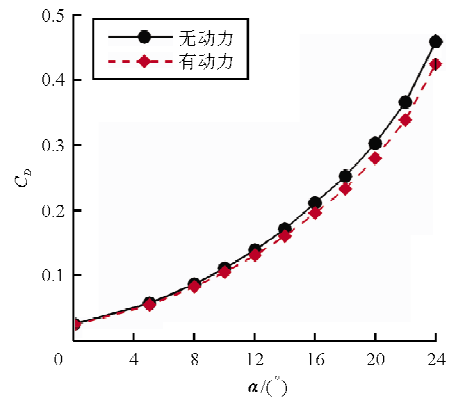


图8 阻力系数随迎角变化曲线对比

Fig. 8 Comparison of drag coefficient curves between power on and off

从图8可以看出:发动机失效使机体阻力系数增大,在 $8^\circ$ 迎角下相对动力正常工作状态阻力系数增大约5%;随着迎角增大阻力系数增量增大,在 $20^\circ$ 迎角时阻力系数增大8%。

发动机在起飞功率与失效下的俯仰力矩系数随迎角变化曲线对比如图9所示,其斜率为正,原因是计算中未包含垂平尾。

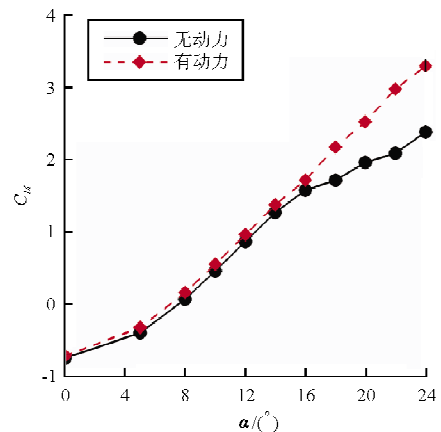


图9 俯仰力矩系数随迎角变化曲线对比

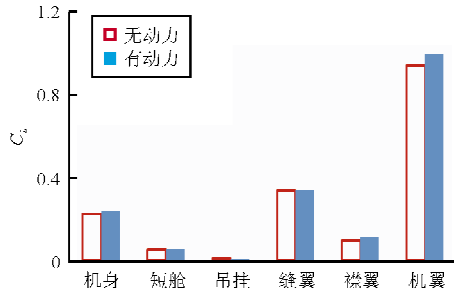
Fig. 9 Comparison of pitching moment coefficient curves between power on and off

从图9可以看出:发动机失效使抬头力矩系数减小,迎角为 $16^\circ$ 时减小8.3%;动力失效使得外形的失速迎角减小。

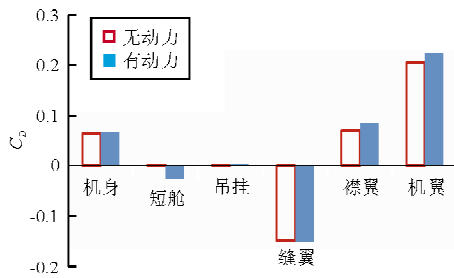
### 4.4 发动机失效对各部件纵向气动系数的影响

为了得到发动机失效带来纵向气动系数变化

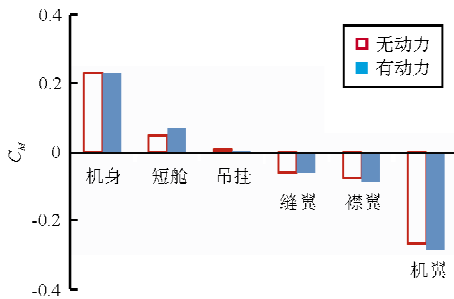
量的来源,将 16°迎角下升力、阻力、俯仰力矩系数在各个主要部件上进行分解,在各部件上的分布如图 10 所示。



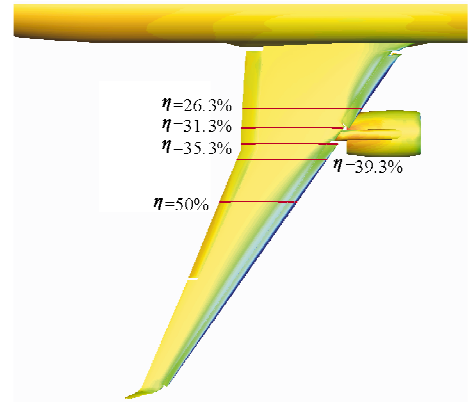
(a) 升力系数对比



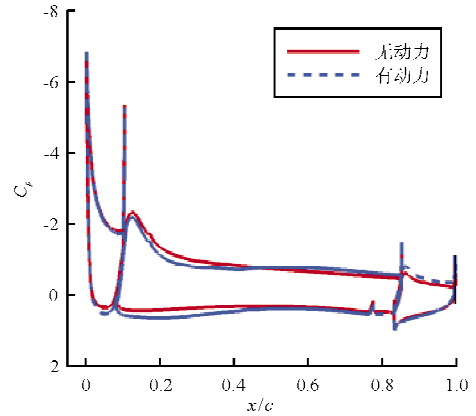
(b) 阻力系数对比



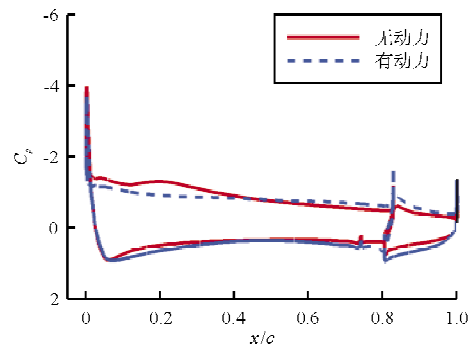
(c) 俯仰力矩系数对比



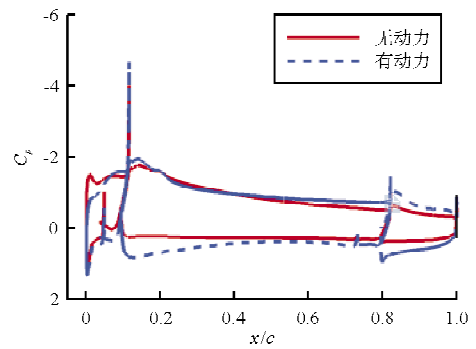
(a)  $C_p$  提取位置



(b)  $\eta=26.3\%$



(c)  $\eta=31.3\%$



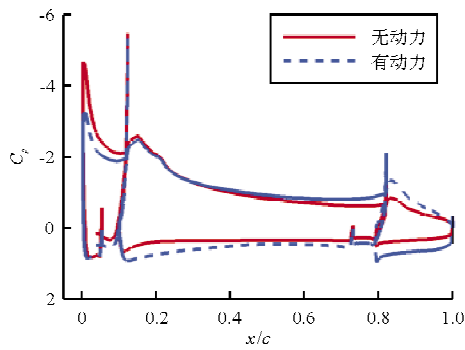
(d)  $\eta=35.3\%$

图 10 动力正常和失效下各部件纵向气动系数对比  
Fig. 10 Comparisons of longitudinal aerodynamic coefficient on parts between power on and off

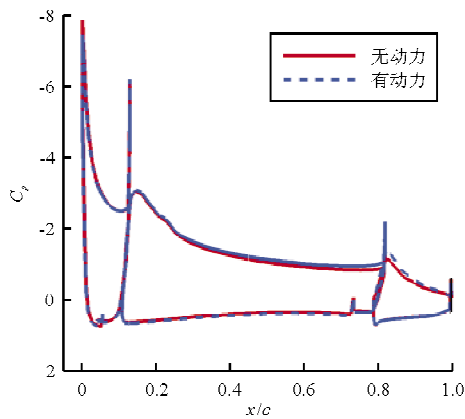
从图 10 可以看出:发动机失效后升力系数减小,主要源于机翼、襟翼与缝翼;阻力系数和俯仰力矩系数变化则主要源于机翼、襟翼、缝翼和外涵整流罩。表明发动机失效对其周围部件的纵向气动系数会带来明显影响。

### 4.5 发动机失效对机翼上压力分布的影响

动力正常和失效情况下,16°迎角时沿机翼展向不同截面的压力分布对比如图 11 所示。



(e)  $\eta=39.3\%$



(f)  $\eta=50\%$

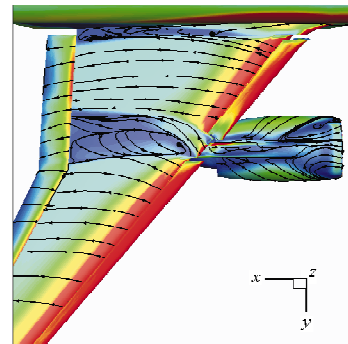
图 11 16°迎角站位压力分布对比

Fig. 11 Comparisons of  $C_p$  distributions at wing different span stations between power on and off

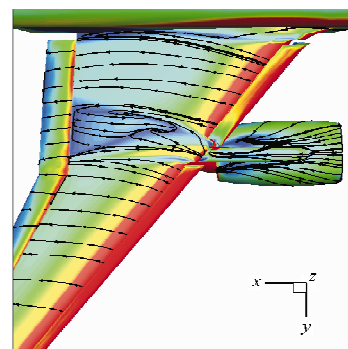
从图 11 可以看出:发动机失效后,对其周围部件压力分布影响范围较大,外翼在 50%翼展外,影响才不明显;使吊挂内侧前缘缝翼与主翼间流速加快,主翼吸力峰增加,下翼面和后缘襟翼上升力系数明显减小,其原因是从风扇进气口进入发动机的流量减小、流管变细,从而使机身和发动机风扇入口流管形成的流道内捕获的流量增大,流速加快,而在喷流和机身形成的通道内,由于失去了喷流的引射作用而使得通道内流速变慢、压力升高;使吊挂外侧缝翼、主翼、襟翼上升力明显减小,主要是主翼下表面前缘及缝翼上升力减小,导致了抬头力矩减小。

#### 4.6 发动机失效对失速特性的影响机理

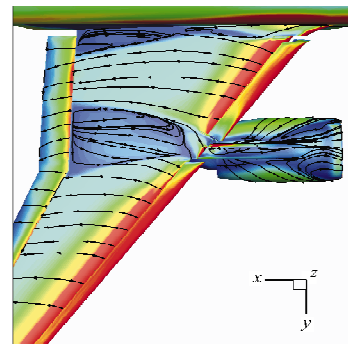
为了研究动力效应对失速特性的影响机理,选取 16°、18°迎角下的流场进行分析,两迎角下的机翼表面极限流线图如图 12 所示,云图为表面摩擦系数分布。



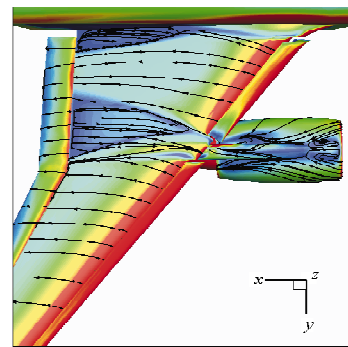
(a) 无动力 16°迎角



(b) 有动力 16°迎角



(c) 无动力 18°迎角



(d) 有动力 18°迎角

图 12 表面极限流线对比

Fig. 12 Surface limited streamlines comparisons between power on and off



从图12可以看出:动力失效后,风扇入口捕获流量大幅减小,使得驻点由靠近唇口的位置向短舱内部移动,尤其是在大迎角情况下,使气流需要绕过短舱前缘才能到达短舱上方,造成了很大的逆压梯度;16°迎角时短舱上方形成了明显的分离区,而正常动力下,18°迎角时短舱上方才出现小范围分离;随着迎角增大,被短舱减速后的低能量气流在两个外形机翼上形成的分离区逐渐变大,但是有动力外形分离发展要慢于无动力外形,特别是在机翼展向远离机身的方向上,表明动力失效影响了机翼上气流分离的发展速度。

16°迎角,动力正常与失效下,短舱纵向对称面马赫数云图及空间流线如图13所示。

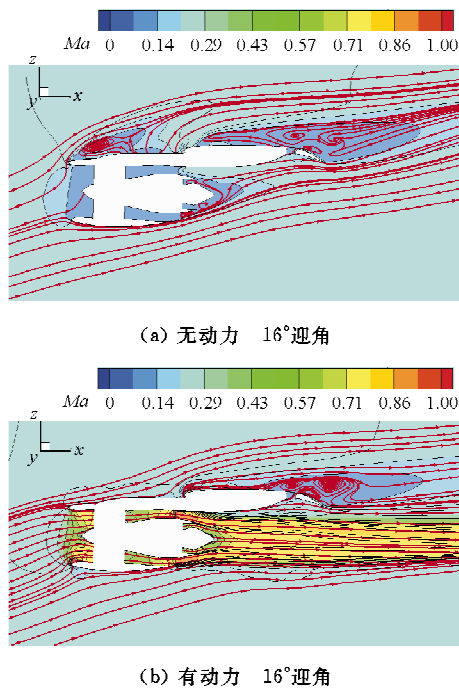


图13 16°迎角下短舱纵向对称面空间流线及马赫数云图  
Fig.13 Comparison of space streamlines and Mach contours on the nacelle symmetry plane at 16° angle of attack between power on and off

从图13可以看出:动力失效后,风扇入口处流管明显变细,外短舱唇口上当地气流的有效迎角增大,驻点明显内移,短舱上方出现明显的分离区;风扇短舱上方的流动分离导致其后方机翼上气流能量降低,且由于失去了发动机喷流的引射效应,主翼和襟翼上分离区明显变大。

## 5 结论

(1) 动力失效不仅会带来偏航力矩、风车阻力

及溢流阻力,并且因为其进、排气状态与动力正常时明显不同,带来了额外的阻力增量,使得失速提前且降低了外形最大升力系数。

(2) 动力失效后,风扇入口处较正常工作状态流量大幅减小,导致短舱捕获的流管变细,驻点内移,其带来的溢流效应导致较小迎角下短舱上表面出现明显分离,且该处分离会恶化后方机翼上的分离特性。

(3) 动力失效后,由于失去了喷口气流的引射作用,使喷流后方机翼和襟翼上气动载荷减小,升力系数降低。

## 参考文献

- [1] 党铁红. 翼吊布局民用飞机发动机安装设计[J]. 民用飞机设计研究, 2008(2): 8-14.  
Dang Tiehong. The engine installation of civil aircraft with wing mounted engine configuration[J]. Civil Aircraft Design and research, 2008(2): 8-14. (in Chinese)
- [2] 贾洪印, 邓有奇, 马明生, 等. 民用大飞机动力影响数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(6): 725-730.  
Jia Hongyin, Deng Youqi, Ma Mingsheng, et al. Numerical investigation of the powered effects on civil aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(6): 725-730. (in Chinese)
- [3] 乔磊, 白俊强, 华俊, 等. 大涵道比翼吊发动机喷流气动干扰研究[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(4): 433-438.  
Qiao Lei, Bai Junqiang, Hua Jun, et al. Interference effects of wing-mounted high bypass ratio nacelle with engine power[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(4): 433-438. (in Chinese)
- [4] 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)
- [5] 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)
- [6] Chen H C, Yu N J, Rubbert P E. Flow simulations for general nacelle configurations using Euler equations[C]. AIAA-83-0539, 1983.
- [7] Chuck C, Hsiao E, Colehour J, et al. Naviers-Stokes calculations of under wing turbofan nacelles[R]. AIAA-98-2734, 1998.
- [8] 胡宁, 郝璇, 苏诚, 等. 风洞阻塞度对起落架气动噪声测量

- 影响的数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(2): 225-231.
- Hu Ning, Hao Xuan, Su Cheng, et al. Numerical investigation to wind-tunnel-blockage effects on aerodynamic noise measurements of a landing gear[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(2): 225-231.
- [9] Menter F R. Zonal two-equation  $k-\omega$  turbulence models for aerodynamic flows[R]. AIAA-93-2906, 1993.
- [10] Thomas J L. An implicit multigrid scheme for hypersonic strong-interaction flowfields[J]. Communications in Applied Numerical Methods, 1992, 8(9): 683-693.
- [11] 郭少杰, 王豪杰, 李杰. 外吹式襟翼动力增升数值模拟方法研究[J]. 航空工程进展, 2010, 1(1): 49-54.  
Guo Shaojie, Wang Haojie, Li Jie. Numerical simulating method for powered high-lift flow[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(1): 49-54. (in Chinese)
- [12] Pulliam T H. High-lift OVERFLOW analysis of the DLR-F11 wind tunnel model[R]. AIAA-2014-2697, 2014.
- [13] Rudnik R. Experimental analysis of separation and transition phenomena for the DLR-F11 high lift configuration[J]. AIAA-2013-3035, 2013.
- [14] Rumsey C L., Slotnick J P. Overview and summary of the second AIAA high lift prediction workshop[J]. Journal of Aircraft, 2014, 52(4): 747-756.
- [15] Gopalakrishna N, Balakrishnan N. High lift flow computations using the code HiFun[R]. AIAA-2014-2569, 2014.
- [16] Kedar C, Michel R, Jeffrey M, et al. Finite element flow simulations of the EUROLIFT DLR-F11 high lift configuration[J]. Eprint Arxiv, 2014(3): 749-752.
- [17] Jeremy H, Prashanth S, Deryl S. Numerical simulation of DLR-F11 high lift configuration from HiLiftPW-2 using STAR-CCM+[C]. AIAA-2014-0914, 2014.

### 作者简介:

郭少杰(1984—),男,硕士,工程师。主要研究方向:理论与计算流体力学。

王 斌(1980—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器设计。

苏 诚(1983—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器设计。

时晓天(1981—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:高精度数值模拟。

(编辑:马文静)