

文章编号: 1000-8055(2012)07-1588-07

翼/短舱/吊架气动特性及其动力影响 数值研究

李 强, 汪明生

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 应用计算流体动力学(CFD)数值模拟方法对 DLR-F6 模型分别在通流及动力条件下翼/短舱/吊架(W-N-P)组合体部分的气动干扰特性进行研究. 结果表明: 组合体相互干扰引起的干扰通道附增激波及短舱后部逆压导致的涡流增加了短舱外罩阻力, 降低了机翼升力; 动力条件较通流条件, F6 短舱外罩阻力降低, 机翼升阻力特性在零度攻角时有所提高.

关 键 词: 短舱; 气动干扰; 动力条件; 流动分析; 涡流

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical simulation of wing/nacelle/pylon aerodynamic characteristics and their changes under powered condition

LI Qiang, WANG Ming-sheng

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016 China)

Abstract: Based on DLR-F6 model, the wing-nacelle-pylon (W-N-P) configuration dynamic characteristics were calculated by computational fluid dynamics (CFD) method under through flow condition and powered condition respectively. The results show that the interference configuration passage shock wave and nacelle vortex would increase nacelle overall drag and reduce wing lift. The resistance would be lower under power condition compare with that under through flow condition.

Key words: nacelle; mutual interference; powered condition;
flow simulation; vortex

作为飞机发动机布局形式的一种, 翼吊式布局拥有诸多优点, 但动力条件下发动机进排气对翼/短舱/吊架(W-N-P)组合体附近气流流动会产生额外干扰, 会导致组合体气动性能下降. 正确模拟动力条件下组合体附近流场特征, 获得相关流场特性, 对评估和改进组合体气动性能以及发动机安装性能是有益的. 在短舱计算方面, 国内外学者已做过如验证数值模拟准确性^[1-2]; 不同网格、湍流模型数值计算差异^[3-4]; 短舱位置对机翼

升阻力影响^[5-6]等研究, 主要是基于通流条件. 动力条件影响的研究, 国外学者从 80 年代开始进行了相关数值模拟^[7-8], 但都限于求解欧拉方程方法, 这方面国内起步较晚, 只有少数学者做过相关研究^[9-11], 如谭兆光等人就动力效应做了初步探讨, 进行了算例验证, 主要目的是确定 N-S(Navier-Stokes)方程用于动力计算时的可行性. 但是动力与组合体之间的相互干扰, 仍没有深入研究.

本文利用 DLR-F6 基准模型^[12], 运用数值计

收稿日期: 2011-08-25

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120801.1438.201207.1588_021.html

作者简介: 李强(1986—), 男, 湖北黄石人, 硕士生, 主要从事航空发动机内外流气动特性研究. E-mail: lqabed@yahoo.com.cn

算方法求解 N-S 方程,研究分析组合体在动力影响下的气动性能,为了比较,也进行了通流条件下的计算.

1 数值方法及算例验证

1.1 模型

组合体与短舱基准模型采用第二届美国航空航天学会 CFD(computational fluid dynamics)阻力预估会议 DLR-F6 的半机身及其短舱模型^[11](图 1),其主要几何参数为:半翼展为 585.6 mm,半机翼面积为 72 700 mm²,参考弦长为 141.2 mm,展弦比为 9.5.

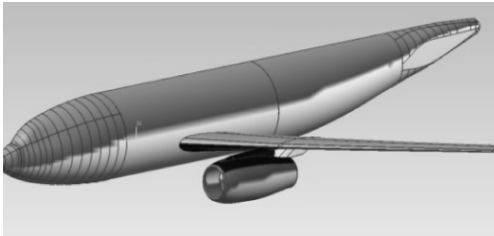


图 1 F6 基准模型
Fig. 1 F6 base model

1.2 网格

网格用 ICEM (integrated computer engineering and manufacturing)商业软件生成结构化网格,网格量约为 240 万节点数(图 2).

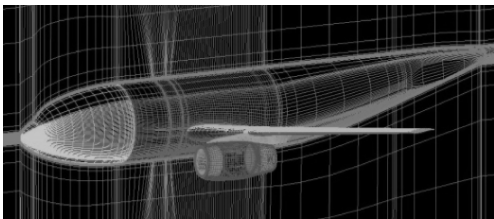


图 2 F6 结构化网格
Fig. 2 F6 structured meshes

1.3 数值方法

本文使用 FLUENT 商业软件进行计算求解,控制方程为三维湍流平均 N-S 方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V W dV + \iint_{\partial V} \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

其中 W 为守恒量, $\mathbf{F}$ 包含黏性通量和无黏性项通量.

1.4 边界条件

本文数值方法验证算例(1.5 节)运用发动机通流验证,边界条件为实验条件(表 1).

表 1 实验条件来流边界

Table 1 Far field boundary under experimental condition

静压/kPa	静温/K	飞行马赫数
132.8	305	0.75

计算分析算例则包含通流及动力两种状态,边界条件如下:

1) 通流边界

通流条件需对来流边界进行设置,来流边界值使用表 2 条件模拟 11 km 高空状态.

2) 动力边界

动力边界包含来流、进气道出口及喷管进口(表 2、表 3). 进出口动力条件根据 CFM56-C5 发动机用于 A320 在高空状态下的相关参数进行一定简化得来.

表 2 动力条件来流边界

Table 2 Far field boundary under powered condition

静压/kPa	静温/K	巡航马赫数
23.9	218.9	0.8

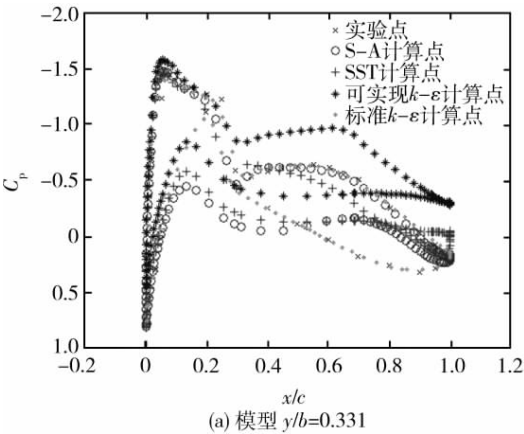
表 3 动力条件动力进出口边界

Table 3 Powered inlet and outlet boundary

风扇进口		喷管进口		
静压/kPa	静温/K	总压/kPa	静压/kPa	总温/K
32.6	246.9	61.7	50.1	1290

1.5 数值方法验证算例

数值方法验证算例中,研究了不同湍流模型用于短舱计算的效果,主要验证了 S-A (Spalant-Allmaras) 模型、SST (shear stress transport) 模型、可实现 $k-\epsilon$ 模型以及标准 $k-\epsilon$ 模型,应用通流条件 1°攻角时 DLR-F6 模型算例,并将机翼典型截面上压力系数分布与实验值进行了对比(图 3).



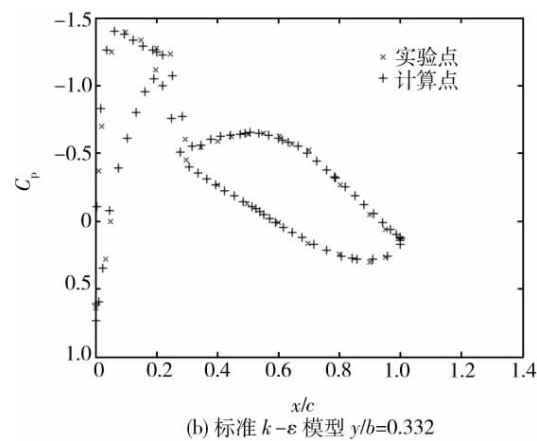


图 3 基准 F6 模型机翼压力系数的计算值与实验值比较
Fig. 3 C_p comparison of calculation with the experiment of F6 model on wing sections

由图 3 比较可知,标准 $k-\epsilon$ 模型计算数据与实验数据吻合,由此表明本文采用隐式有限体积法求解, $k-\epsilon$ 湍流模型标准型,对流项采用 Roe 2 阶迎风离散格式的计算算法是合理的. 图中 c 为当地参考弦长, b 为翼展长度.

2 通流及动力条件下 DLR-F6 相关干扰特性

2.1 工况

F6 计算包含通流及动力条件,两种工况下又包含若干攻角变化见表 4.

表 4 F6 基准型计算的攻角变化
Table 4 F6 base model calculations under different angle conditions

条件	攻角变化/(°)			
通流	0	-1	2	±3
动力	0	±1		±3

2.2 计算结果

为反映 W-N-P 组合体的特性,比较了通流与动力条件下短舱阻力系数 C_{dn} 、机翼阻力系数 C_{dw} 、机翼升力系数 C_{lw} 、机翼升阻比 l/d 随攻角 α 的变化见图 4. (其中短舱阻力包含短舱唇口、外罩,喷管尾端壁面). 相关计算公式为

$$C_d = d / \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \right) \tag{2}$$

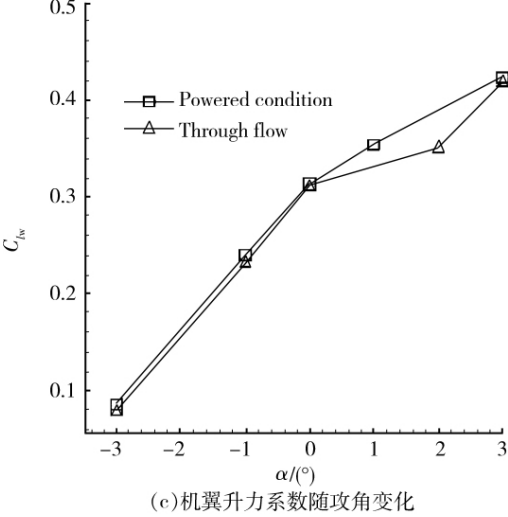
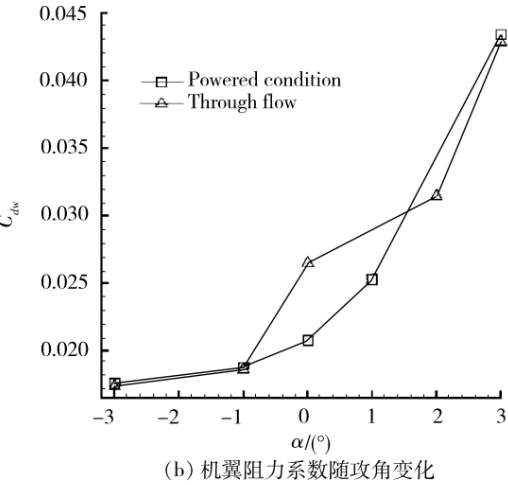
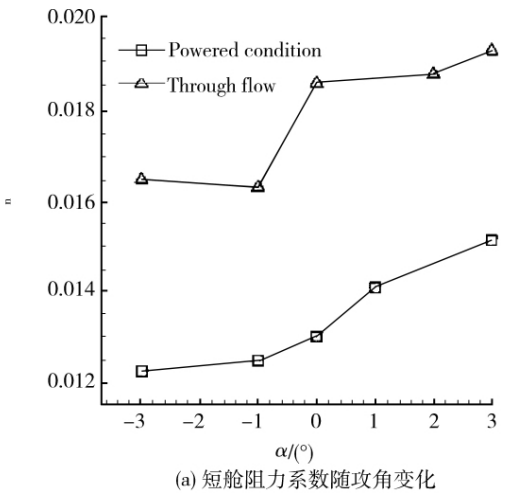
$$C_l = l / \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \right) \tag{3}$$

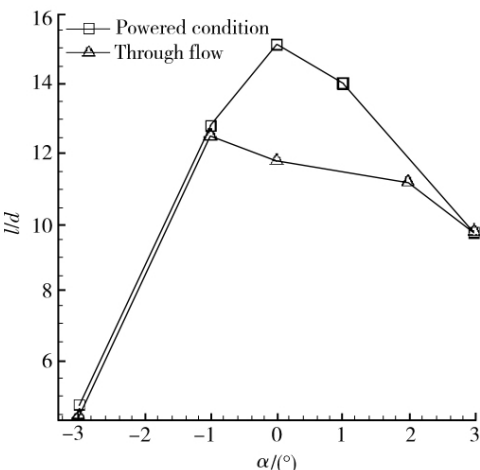
其中 d 和 l 分别为各部件计算阻力和升力, ρ 为远来流密度, V 为远来流速度, S 为机翼投影表面

积, α 为飞行攻角.

计算结果见图 4. 图 4(a) 结果表明通流条件和动力条件下短舱阻力系数均随攻角增大而增大,增大趋势在 0° 攻角时有明显不一致. 各攻角条件以下,通流条件下阻力系数大于动力条件下阻力系数, -3° , 0° 和 3° 攻角下,通流阻力系数值比动力对应值分别大 34.74%, 43.10% 和 27.76%.

图 4(b) 结果表明机翼阻力系数在通流条件





(d) 机翼升阻比随攻角变化

图 4 组合体特性随攻角变化
Fig. 4 W-N-P configuration dynamic characteristics change with attack angles

及动力条件下伴随攻角增大而增大,两种条件下增大趋势在 0°攻角下出现明显差异,其余攻角下,

表 5 动力条件下一3°到 3°间阻力差异
Table 5 F6 drag differences between angles from -3° to 3° under powered condition

攻角/(°)	短舱唇口		短舱外罩		短舱出口背流面	
	压差阻力/N	摩擦阻力/N	压差阻力/N	摩擦阻力/N	压差阻力/N	摩擦阻力/N
-3	28.618	0.073 7	-18.590	1.998	-2.551	0.000 001 157
-1	28.640	0.071 6	-18.354	1.998	-2.620	0.000 002 559
0	28.606	0.072 0	-17.882	1.996	-2.638	0.000 003 886
1	28.552	0.073 8	-16.984	2.000	-2.641	0.000 006 929
3	28.247	0.071 7	-15.832	1.980	-2.653	0.000 001 353

表 5 表明短舱阻力主要来自压差阻力,表面摩擦阻力相对极小,可忽略不计.且结果表明短舱压力变化明显区域在 W-N-P 干扰通道内.

1) 短舱阻力系数趋势分析

计算结果表明翼面-吊架内侧-短舱外侧构成的通道内压力变化剧烈是由于各部件间相互干扰产生了弱激波现象(图 5)和短舱后部涡流现象(图 6).不同激波强度位置影响短舱外阻变化;涡流会产生压力平台,当压力平台出现在波后时,就会出现低压区(图 7),增大短舱表面压差阻力.

为进一步说明低压区位置对短舱阻力影响,观察动力条件下流场低压区位置随攻角变化如图 8.

由图 8 可知,随攻角增大,波强有微弱增大,此即导致短舱压力系数逐渐增加的原因之一.通

动力条件下与通流条件下机翼阻力系数基本一致.0°攻角下,通流阻力系数比动力阻力系数大 27.44%.

图 4(c)反映的是机翼升力系数随攻角的变化,在动力条件及通流条件下,机翼升力系数均随攻角增大而增大,增长趋势基本一致.

图 4(d)反映了机翼升阻比随攻角的变化,从图中可以看出,通流及动力条件下,机翼升阻比随攻角变化均呈现二次抛物线发展趋势,明显在 0°攻角时,通流升阻比与动力条件升阻比值发生分离.0°攻角条件下,动力升阻比比通流升阻比大 28.19%.

2.3 结果分析

2.3.1 短舱阻力系数分析及动力影响

本文阻力计算中,主要包含压差阻力和摩擦阻力,动力条件-3°到 3°攻角内短舱阻力的各组成如表 5.

流条件时,短舱阻力变化趋势和原因也类似.

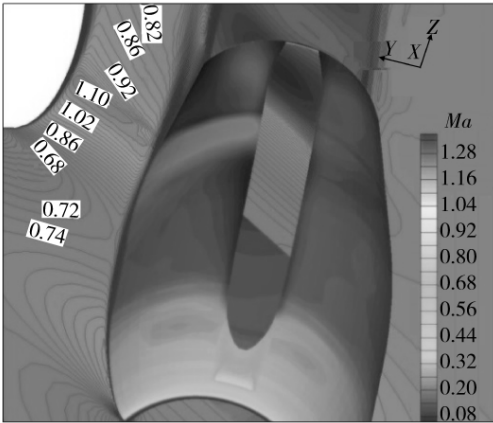


图 5 动力条件 0°攻角短舱 300°截面马赫数
Fig. 5 Mach number of nacelle at 300°section under powered condition 0°

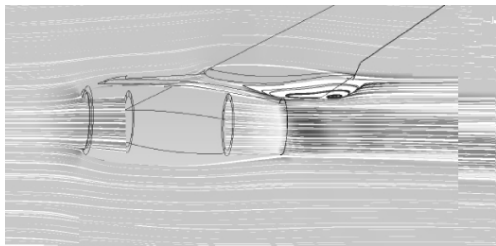


图 6 动力条件 0°攻角吊架内侧流动流线
Fig. 6 Streamline beside pylon-inside under powered condition 0°

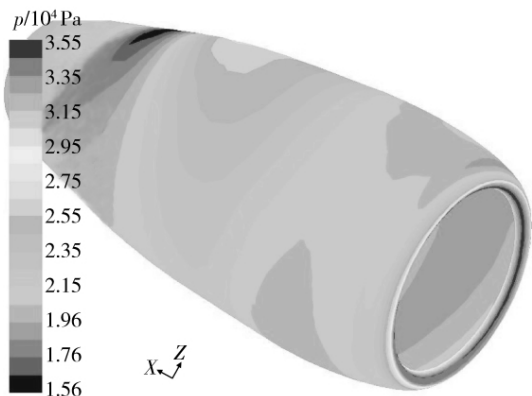


图 7 动力条件 0°短舱表面静压分布
Fig. 7 Static pressure distribution of nacelle under powered condition 0°

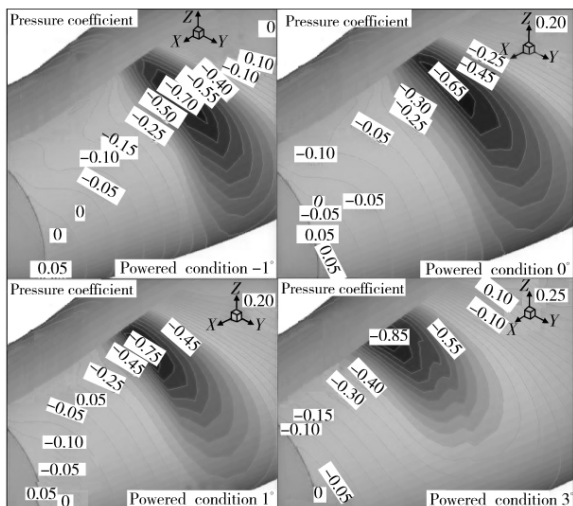


图 8 动力条件下短舱表面低压区随攻角变化
Fig. 8 Nacelle low static pressure distribution changes along angle changes under powered conditions

2) 动力条件对短舱阻力系数影响分析

动力条件与通流条件相较,由于动力工作时,气流加速进入进气道,降低了短舱前方流体静压,

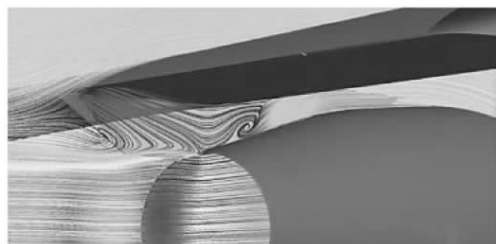
喷管喷出的高温高压气体又增加了喷管尾部压力,并逆向影响到弱激波区,使弱激波区下游压力增高且促使弱激波区范围增大. 这种流动特征致使动力条件下短舱阻力系数小于通流条件对应攻角下的短舱阻力系数. 由此表明了动力条件的存在通过影响进气道附近气流静压、喷管底部静压,及组合体干扰区的流场静压分布而影响短舱阻力系数,使得短舱阻力系数减小.

2.3.2 机翼升阻力特性分析及动力影响

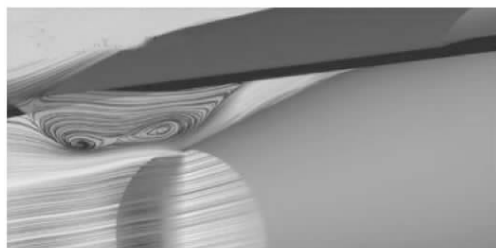
2.2 节结果表明了翼型的阻力系数和升力系数随攻角变化的趋势,并且比较了动力条件与通流条件下的差异,其内在原因是

1) 机翼升阻力特性趋势分析

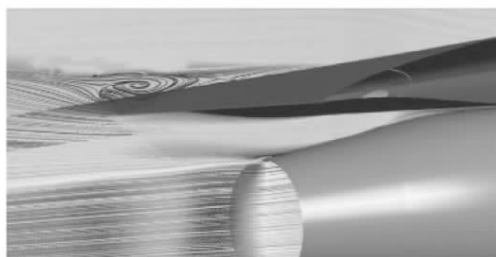
机翼的升力系数和阻力系数均随攻角增大而增大,且通流和动力条件下的变化趋势基本一致,因为影响机翼升阻力特性的因素众多,本文此处仅针对干扰区特点进行分析,见图 9.



(a) Powered condition -3°



(b) Powered condition 0°



(c) Powered condition 3°

图 9 动力条件下干扰通道内流场随攻角变化

Fig. 9 Streamline of interference region under powered conditions

从图9中即可看出,干扰通道内机翼下翼面有大涡产生,此涡随着攻角的变化而变化, -3° 攻角时,涡流接近短舱表面,至 3° 攻角时,通道内不再有涡流,涡流转至了机翼上表面尾缘.因为涡流区内为近似等压区域,涡区的大小变化及位置的移动使得下翼面压力增大,而上翼面压力下降,整体效果是机翼升力增大.由于阻力也随攻角增加而增加,而升阻比的变化呈现了先增后减的趋势,在计算的攻角范围内存在极值点,这表明在该攻角范围内,阻力开始的增加超过了升力增加的速度,而后这种速率呈下降趋势.

2) 动力对机翼升阻力特性的影响

从图4(b)、图4(d)及以上相关数值比较中可知,动力条件明显影响了机翼升阻力特性,特别是在 0° 攻角条件下,反应更为显著.由于影响机翼升阻力特性的因素很多,针对本文特点,本文仍从干扰最严重的区域(吊架内侧)流场出发,分析流场特性.取攻角 0° 时比较吊架内侧在通流及动力条件下流场流线图及压力分布图见图10.

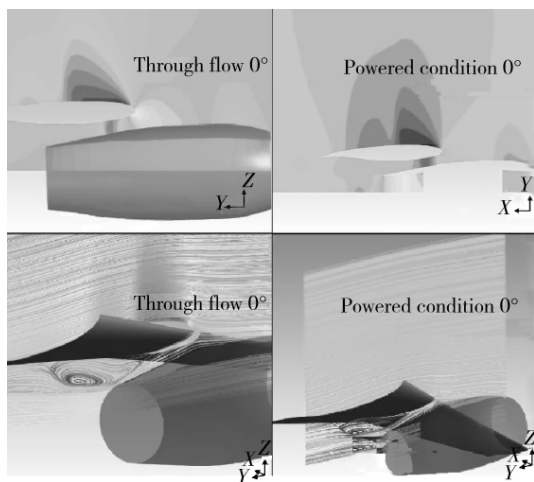


图10 吊架内侧通流-动力下压强及对应流线分布

Fig. 10 Pressure distribution and streamlines at pylon-inside zone under powered and flow through conditions

从图10中可知在 0° 攻角时,通流条件和动力条件下吊架内侧区内的上翼面静压分布有所不同,同时相比通流条件,动力条件下的下翼面涡流变得更加靠近下翼面,这都使得相对通流条件,机翼阻力系数降低.相对干扰严重的W-N-P干扰通道内,动力条件改变了流场内涡流、压力等特性的分布,使得机翼上下表面压力分布变化,从而导致机翼的升阻力特性变化.

3 结 论

本文基于DLR-F6模型,运用数值计算方法,研究分析了翼-吊-短舱组合体在通流及动力条件下短舱阻力,机翼升阻力等气动性能随攻角的变化,特别是动力条件的影响,得到如下结论:

F6基准模型下,影响组合体气动特性的主要有组合体流动通道内弱激波以及组合体内喷管后部涡流.

影响通流或动力条件下的短舱阻力系数不一致的原因是进气道唇口及喷管后部压力分布,动力条件的存在使得唇口表面压力降低,而喷管后部压力升高,从而降低了短舱阻力,使得动力条件下阻力系数低于同攻角通流条件.

影响机翼升阻力特性的原因包含众多因素,本文的重点在于考虑干扰区内流动对机翼升阻力特性的影响.从计算结果分析中可知,涡流随着攻角的变化会使得机翼的升力系数增大,而动力条件下,相对通流条件,涡流的增加,则会使得机翼升阻力特性下降.因此影响机翼升阻力特性的因素之一为组合体通流及动力流动会产生的分离涡流.

综上所述,涡流流动在干扰区内对短舱-吊架-机翼结构的各种气动特性产生的较大的干扰影响,其大小,分布位置及面积成为决定短舱及机翼气动特性的一个重要因素.

参考文献:

- [1] Rumsey C L, Rivers S M, Morrison J H. Study of CFD variation on transport configurations from the second drag-prediction workshop[R]. AIAA 2004-394, 2004.
- [2] Oliveira G L, Trapp L G, Puppim-Macedo A. Integration methodology for regional jet aircraft with underwing engines[R]. AIAA 2003-934, 2003.
- [3] Peng S H, Eliasson P. A comparison of turbulence models in prediction of flow around the DLR-F6 aircraft configuration[R]. AIAA 2004-4718, 2004.
- [4] LI Jie, CHEN Fengwei, LI Qin, et al. CFD application to airframe/propulsion integration for civil aircraft [R]. AIAA 2000-2228, 2000.
- [5] De Souza A M, Da Silveira Neto A. Parametric analysis of different nacelle positions in the DLR-F6 model by means of the CFD++ code[R]. AIAA 2008-7053, 2008.
- [6] 陈科甲, 白俊强, 朱军. 发动机短舱对翼身组合体跨音速气动特性影响研究[J]. 航空计算技术 2010, 40(1): 63-66.
CHEN Kejia, BAI Junqiang, ZHU Jun. Research on transonic aerodynamic performance impact of the engine nacelle[J]. Aeronautical Computing Technique 2010, 40(1):

- 63-66. (in Chinese)
- [7] Chen H C, Yu N J, Rubert P E. Flow simulations for general nacelle configurations using Euler equations [R]. AIAA 83-0539, 1983.
- [8] Hirose N, Asai K, Lkawa K, et al. 3-D Euler flow analysis of fanjet engine and turbine powered simulator with experimental comparison in transonic speed[R]. AIAA 89-1835, 1989.
- [9] LI Jie, LI Qin, CHEN Fengwei, et al. 3-D flow simulations for general powered engine nacelles using Euler equations [R]. AIAA 98-0929, 1998.
- [10] 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 useage of CFD method on plane design under power condition[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2004 (4): 52-55. (in Chinese)
- [11] 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 powered effects in airframe/propulsion integration analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1766-1772. (in Chinese)
- [12] Brodersen D, Stürmer A. Drag prediction of engine-airframe interference effects using unstructured Navier-Stokes calculations[R]. AIAA 2001-2414, 2001.