

尾吊布局飞机发动机与机翼的近距离耦合问题

中航商用飞机有限公司 何小亮 赵国强

摘要 本文通过 CFD 计算和风洞试验测量,对尾吊布局飞机发动机与机翼近距离耦合时存在的发房/吊挂对机翼的气动干扰、进气道流场畸变、深失速等问题进行了分析研究,并结合具体设计工作取得良好效果。

关键词 尾吊布局 近距离耦合 流场畸变 深失速

一般地说,发动机尾吊布局相对翼吊布局,机翼更干净,流场更均匀,同时升力面连续,使得升力特性有较大提高;由于发房/吊挂和机翼之间的距离增大,相应的干扰阻力有所减小,即使在 100 座以下飞机采用尾吊发动机布局形成发动机与机翼的近距离耦合,仍可通过合理设计实现有利干扰。从而改善飞机的升阻特性,对于满足“单发停车时爬升梯度要求”具有重要的意义;发动机尾吊布局减小了单发停车情况下不对称推力造成的偏航力矩,降低了最小可操纵速度,而平尾位于机翼尾流和机身附面层之外,其流动更加均匀,设计特性易于保证,这都使得飞机具有良好的操纵性和机动性。同时,发动机后置,使客舱噪声减小,提高了飞机的舒适性。

对于发动机与机翼为近距离耦合的尾吊布局,情况较为复杂。有许多气动布局的问题,需要深入研究分析,加以解决。

1 尽量减少巡航状态机翼/机身/发房/吊挂的干扰阻力

发动机与机翼近距离耦合,发房/吊挂不可避免地会对机翼表面的流动产生影响。为了避免机翼尾流的吸入,发房/吊挂位于机翼上方,故对机翼上表面的流动有阻滞作用,使上翼面流速下降,导致机翼升力有所降

低,这一点通过测压试验和 CFD 计算都得到证实。同时,发房/吊挂的大小和相对机翼的位置无疑也决定着这种干扰的大小。麦道公司曾在 DC-9-30 飞机(尾吊布局)上换装大推力发动机,从而改变了相应的发房位置、流管大小,试验结果表明在 $M=0.70$, $CL=0.35$ 时巡航阻力减小 2%。故而,对发动机在飞机上的气动力安装特性进行 CFD 计算分析和相应试验研究很有必要。从而确定有利的发房/吊挂位置、发动机安装角和外撇角,使机翼在发房/吊挂的干扰影响下具有良好的马赫数和压力分布形态。

发房的前后位置受布置和重心平衡条件约束,没有多少选择余地,基本固定。

发动机安装角和外撇角,根据拟安装发房部位(无发房/吊挂)巡航状态机翼下洗和侧洗情况而定,这一过程通常通过 CFD 计算来完成。图 1 给出了某一翼身组合体在发房附近的下洗和侧洗计算结果,采用 N-S 方程,计算条件为 $M=0.78$, $H=35000\text{ft}$, $\alpha=2^\circ$ 。图中发房皆为虚体,用于指示位置。

发房的纵向、横向位置,主要从减少巡航状态机翼/机身/发房/吊挂的干扰阻力来考虑。

一方面,机身和发房之间的通道不能太窄,以防止机身附面层气流进入进气道,并

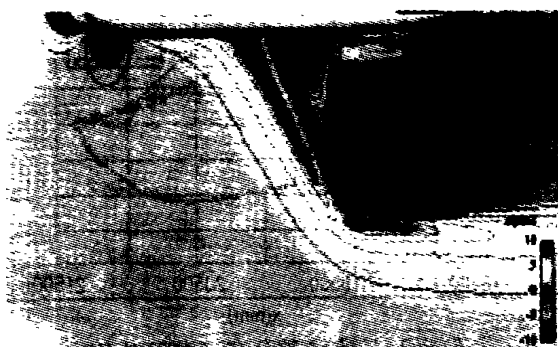
避免通道内流速过快，产生激波和气流分离。另一方面，通道又不能太宽，否则结构重量上太吃亏，且不利于深失速时的平尾效率及改出。同时，还要利用发房/吊挂和机翼机身之间的相互影响形成有利干扰，以减小全机阻力，提高升阻特性。因此，发房/吊挂和机翼机身之间的相对位置变得极为关键，不合适的配置将使得整个气动特性恶化。



当地侧滑角（通过发房中心线的垂直平面）

图 1 发动机安装角和外撇角的确定

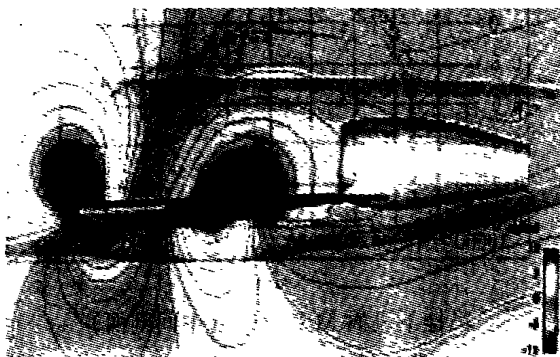
在发房的纵向、横向位置以及吊挂的方向方面，开始以为离开机翼越远越好（初始位置为 Pos.1），后来经过按参数优化矩阵（图 2）进行的一系列 CFD 计算分析（采用欧拉方程，计算条件为 $M = 0.78$, $H = 35000\text{ft}$, $\alpha = 2^\circ$ 。）发现，还是低位平吊挂（Pos. 0 和 Pos. 0a）比较好。



当地攻角（通过发房中心线的水平面）



当地侧滑角（通过发房中心线的水平面）



当地攻角（通过发房中心线的垂直平面）

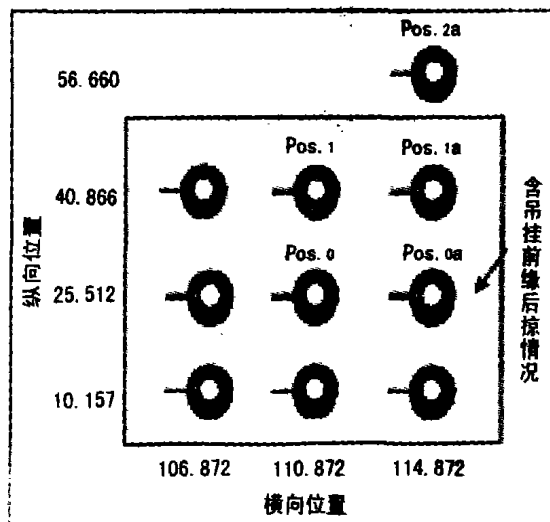


图 2 发房位置的参数矩阵图

图 3 给出各纵、横向位置组合情况下吊挂的峰值 M 数。通常情况下，当发房、吊挂的峰值 M 数低于 1.2 时，阻力不会有明显变化；而当峰值 M 数超过 1.4 时，发房、吊挂局部区域会产生激波和气流分离，阻力显著增大。因此，对于 106.872 英寸的横向位置，虽然结构重量上有优势，但发房、吊挂局部 M 数偏高，阻力特性不好。随着

发房外移，机身和发房间的通道加宽，吊挂上的峰值 M 数降低，在高位（40.866 英寸）时尤为明显。而对同一横向位置，发房位于 25.512 英寸的低位时吊挂上峰值 M 数最小，更低的安装高度反而使得其值增加。总的看来，Pos. 0a 位置效果最好，而吊挂前缘后掠影响不大。

图 4 为不同发房纵向位置下翼剖面的 M 数分布曲线。从中看出，发房/吊挂的安装使上翼面 M 数有较大幅度的下降，下翼面变化不大。对于不同的发房纵向位置，翼剖面 M 数分布变化很小，升力系数随发房位置的升高略有下降。

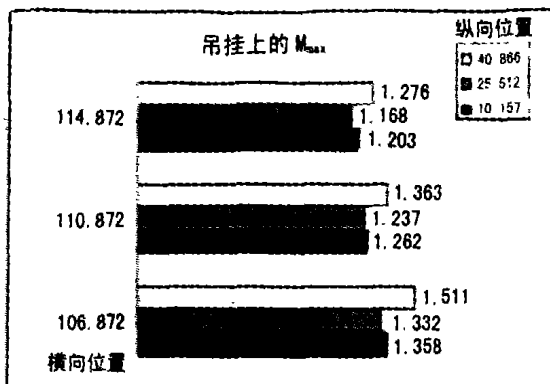


图 3 各参数构型下吊挂的峰值 M 数

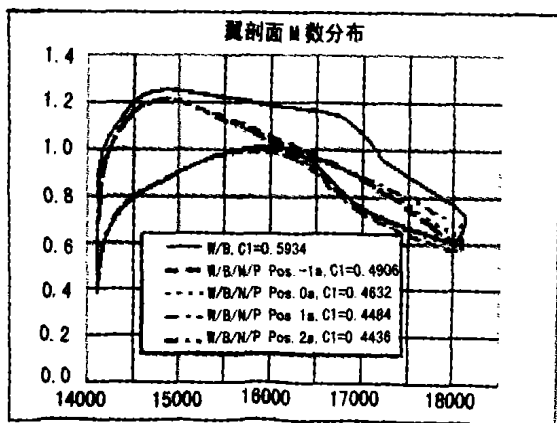
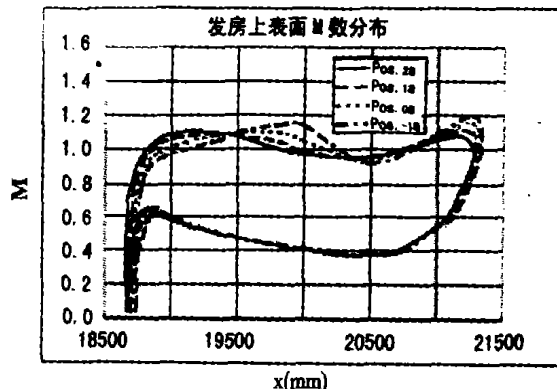
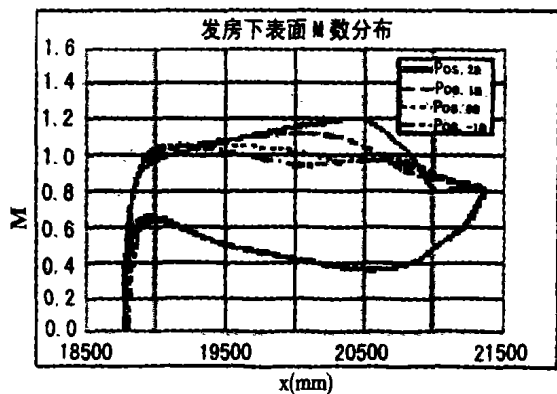


图 4 发房纵向位置对翼剖面 M 数分布的影响 (25% 半展长处)

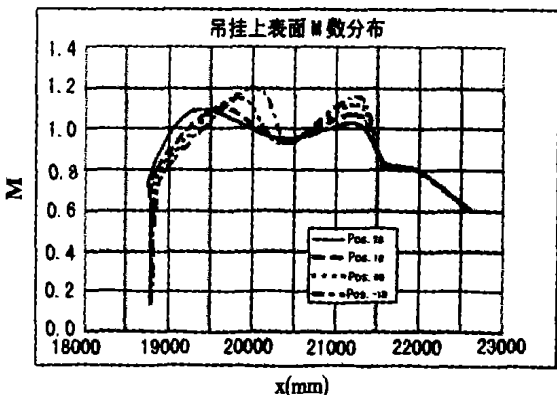
图 5 给出了发房纵向位置对发房、吊挂 M 数分布的影响。发房表面 M 数分布的变化较吊挂要缓和。随着发房位置的升高，发房、吊挂下表面 M 数增加较明显，尤其是在吊挂下表面的中前部。



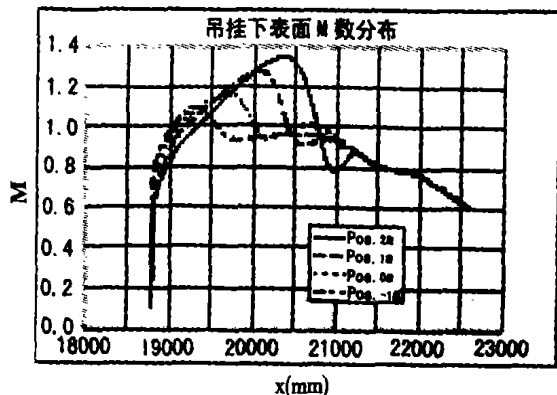
发房上表面 M 数分布 (中)



发房下表面 M 数分布 (中间剖面)



吊挂上表面 M 数分布 (中间剖面)



吊挂下表面 M 数分布 (中间剖面)

图 5 发房纵向位置对发房、吊挂 M 数分布的影响

根据上述参数优化,最后选定的发房/吊挂安装位置为 Pos. 0a,在此基础之上进行了部分校核试验。图6为测压试验结果,试验结果与CFD计算结果一致,发房/吊挂的安装使上翼面负压减小,下翼面变化不大,机翼升力降低。

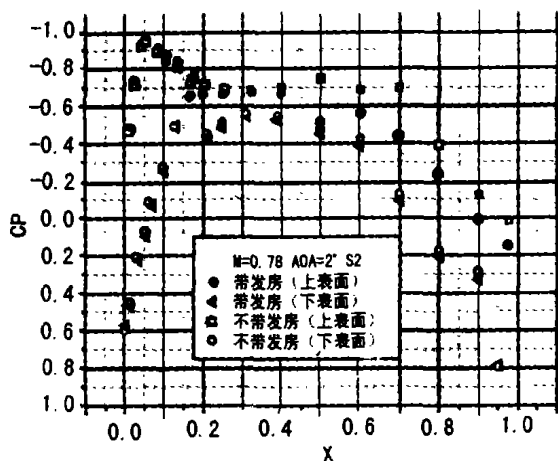


图6 发房/吊挂对翼剖面压力分布的影响 (25%半展长处)

通过全机无尾、翼身组合体、光机身+发房/吊挂、光机身等部件测力试验,采用部件组拆法得出发房/吊挂的干扰结果,见图7。由于发房/吊挂的影响,全机升阻特性得到很大提高,形成明显的有利干扰,表明发房/吊挂位置配置成功。

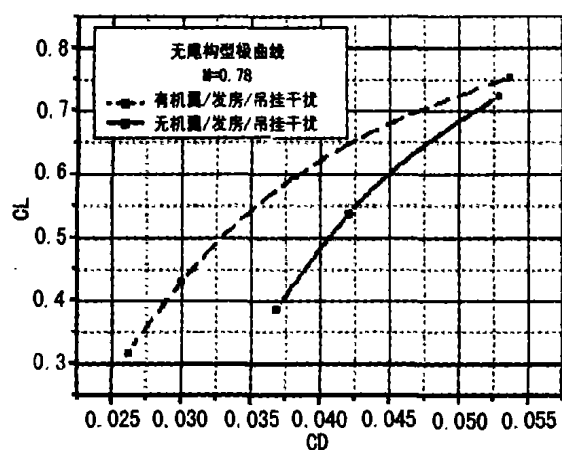


图7 全机无尾有无发房/吊挂干扰极曲线比较

2 发动机进气道流场畸变应在允许范围内

由于机翼和发房/吊挂近距离耦合,机翼和机身不可避免地对发动机进气道流场产生影响,在攻角、侧滑角较大时其影响更大。为保证发动机在多种工作状态下正常工作,对于进气道内总压恢复以及发动机进口处流场的均匀度都有相应要求,需经相应试验验证。进气道总压损失用总压恢复系数 υ 度量,进气道出口处的流场畸变用周向流动不均匀度 $\Delta\bar{\sigma}_0, \%$ 或周向畸变指标DC60度量,利用沿径向布置的六分支总/静压测量靶进行试验测量,测压靶布置见图8。

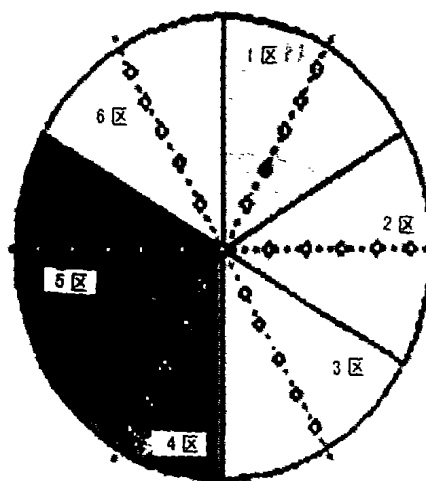


图8 测压靶布置图(左发房,后视图)

2.1 高速情况

高速巡航时一般要求进气道总压恢复系数 $\upsilon > 99\%$,周向流动不均匀度 $\Delta\bar{\sigma}_0, \% < 1\%$,周向畸变指标 $|DC60| \leq 10\%$ 。通过对所选构型进气道流场畸变的试验测量,给出了迎风一侧发房(迎风发房进气道流动不均匀度较背风发房要大)的相应结果,见表1。

表1 不同攻角和侧滑角下进气道总压恢复系数,周向流动不均匀度及DC60值

| M | α° | β° | υ | $\Delta\bar{\sigma}_0, \%$ | DC60 |
|------|----------------|---------------|------------|----------------------------|--------|
| 0.78 | 7.123 | -10.241 | 0.978 | 1.229 | -0.140 |
| 0.78 | 7.189 | 0.089 | 0.986 | 1.040 | -0.115 |
| 0.78 | 2.580 | 0.057 | 0.999 | 0.347 | -0.045 |
| 0.78 | 2.750 | -10.318 | 0.999 | 0.348 | -0.044 |

根据测量结果,小攻角下,进气道总压损失小,流动不均匀度也很低,并且几乎不受侧滑影响(10°以内);在较大攻角下,进气道总压损失有所增加,流动不均匀度也加大,侧滑的影响变得明显。在 $M=0.78$, $\alpha=2.580^\circ$, $\beta=0.057^\circ$ 的设计巡航状态进气道流场品质良好。

总压场的分布直接反映了不同攻角和侧滑角下机翼和机身对发动机进气道流场的影响,这些流场以等压线 $P_{0,i}/P_{0,m} = \text{const}$ 描述 ($P_{0,m}$ 为发动机进口平面的平均总压)。从图9中可看出,流场中存在一个由机翼干扰引起的压力凹坑,随着飞机攻角和侧滑角增大而相应增大。

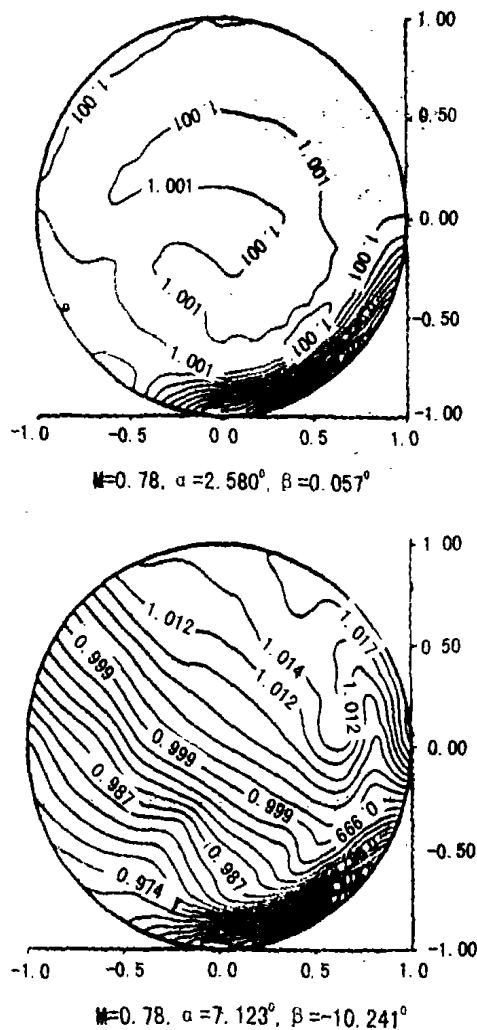


图9 进气道出口平面的总压场分布
对所选构型进行较大攻角的 CFD 计算

(采用 N-S 方程),结果表明,巡航高度和巡航马赫数下,在较大攻角时仍然没有出现机翼尾流和机身附面层被发动机吸入的趋向,见图10。

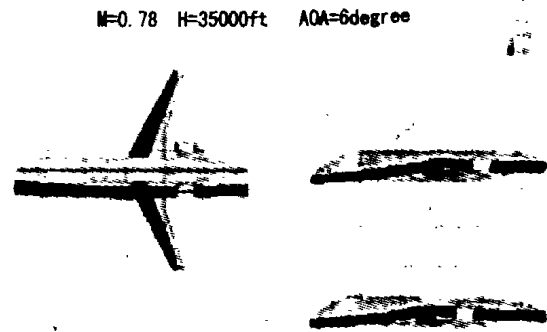


图10 翼身组合体+发房/吊挂的进气道流线图

2.2 低速情况

在低速情况下,起飞、着陆时攻角较大,襟翼打开,流场畸变相对高速情况较严重。正常起飞时要求进气道总压损失和流场畸变小,在飞机飞行包线范围内不发生发动机喘振。起飞滑跑时一般要求总压恢复系数 $\sigma \geq 97\%$, 周向不均匀度 $\Delta \sigma_0, \% \leq 5\%$; 在最大侧风速度和最大起飞推力状态下,进气道内的气流分离只能在飞机静止时存在,随着飞机加速滑跑应很快消失,以满足飞机侧风起飞的要求。着陆时减速板(扰流板)打开,对发动机有一定遮蔽,可能影响反推力。由于低速构型的流动情况复杂,且需考虑动力和地效的影响,采用 CFD 方法已难以得出准确结果,对流场畸变的分析主要依赖试验方法(带动力模拟)。

3 深失速问题

尾吊布局飞机在特大攻角下,机翼和发房/吊挂会对高平尾形成气流遮蔽,使平尾和升降舵效率严重损失甚至完全失效,出现所谓“深失速锁定”现象。在尾吊布局发展的初期曾出现过坠机事故(如上世纪六十年代 BAC1-11)。由于会涉及飞机在临界飞行状态下的安全,在进行尾吊布局飞机设计

时必须引起足够重视, 并采取不允许达到特大攻角状态的安全措施 (如自动推杆装置)。

尾吊布局飞机的典型俯仰力矩曲线如图 11 所示。在第二平衡点 (图中不同 δ_e 曲线上 $\alpha=32^\circ\sim 39^\circ$ 处), 当攻角稍有增加时将产生附加抬头力矩, 促使攻角继续增大, 如不另加操纵攻角将一直增大到第三平衡点。在第三平衡点时 (图中不同 δ_e 曲线上 $\alpha=46^\circ\sim 49^\circ$ 处), 攻角增加产生附加低头力矩, 攻角减小产生附加抬头力矩, 都力图回归平衡点三。这样一来, 飞机宛如被锁在从平衡点二到平衡点三之间的大攻角失速状态, 这就是所谓深失速现象。

图 12 为对所选构型进行风洞试验测得的俯仰力矩曲线, 其峰值呈现一较小正值。

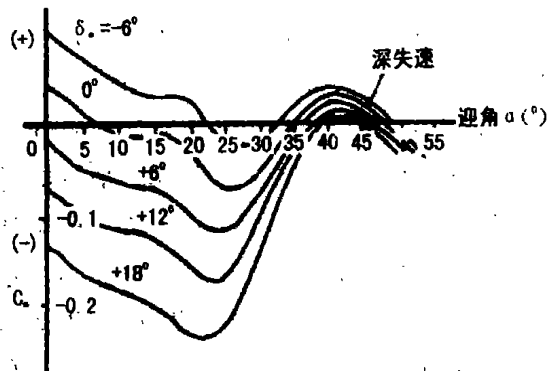


图 11 尾吊布局飞机深失速示意图

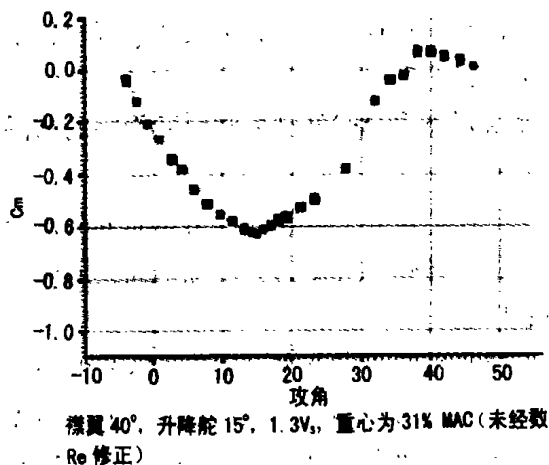


图 12 试验测得的俯仰力矩曲线
(未经 Re 数修正)

考虑雷诺数修正后, 俯仰力矩正值将会减小。事实上, 对深失速特性的分析必须考虑动力影响。图 13 为带动力 (TPS) 低速风洞试验结果, 动力作用大大增加了低头力矩, 足够克服配平后的小量正力矩, 因而不会出现深失速问题。此外, 侧滑对于深失速特性的改善也有较好效果, 见图 14。

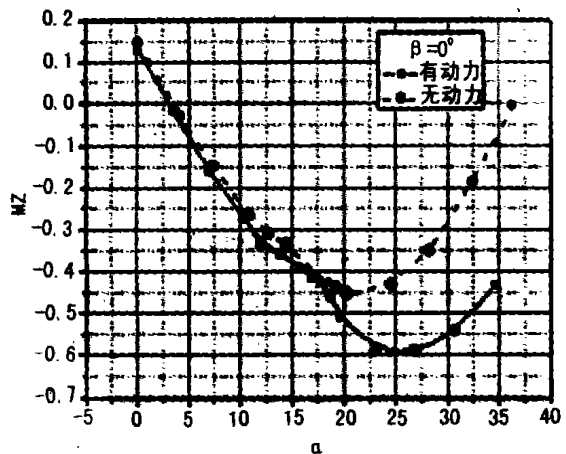


图 13 动力对深失速特性的影响

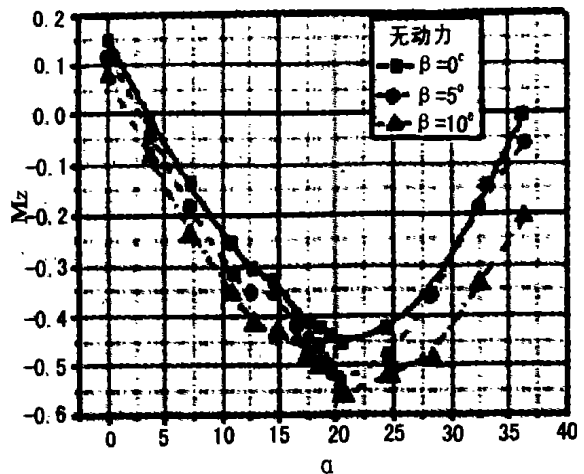


图 14 侧滑对深失速特性的影响

4 结论

通过对发房/吊挂安装位置的精心配置, 不仅能够减小尾吊布局飞机发动机与机翼近距耦合时的干扰阻力, 而且能够实现有利干扰, 提高全机的气动效率。本文利用 CFD 方法对多个构型进行了计算分析和优选, 达到了相当的精度, 取得很好结果。

(下转第 20 页)

$$\begin{cases} -\eta \nabla^2 \mathbf{u} + \rho (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} + \nabla p = \mathbf{F} \\ \nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \end{cases}$$

其中, $\mathbf{u} = (u, v)$ 是流速, p 是压力, 粘性系数 $\eta = 1.79 \times 10^{-5} \text{ kg/ms}$, 密度 $\rho = 1.23 \text{ kg/m}^3$, 力场 $\mathbf{F} = 0$ 。

图 1 显示了流速的分布。

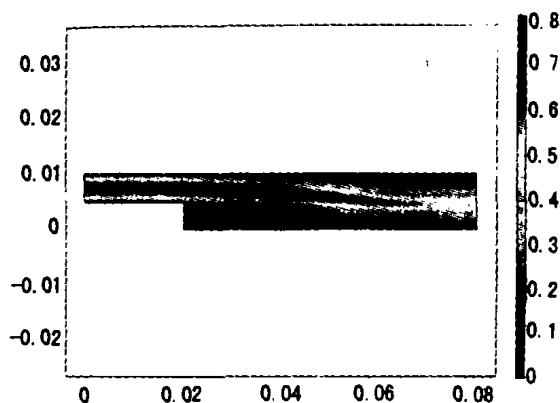


图 1 背向阶梯流场中的速度分布

根据 FEMLAB 开发者的宣传资料, 对于同样的问题, 与 Fluent 的计算结果相比, FEMLAB 的运算时间快十倍以上; 在相同自由度情况下, Fluent 的准确性要低 40%。

2.2 圆柱绕流问题

圆柱绕流问题的解决对很多实际应用都是有意义的, 例如潜望镜、桥墩、桅杆等的设计都需要对圆柱绕流问题进行深入研究。因为极度不稳定, 钝头物体例如汽车后面的流场很难计算。流场中各种大小的涡会对物体产生很大的阻力。相反, 流线型物体例如机翼和鱼类表面的湍流边界层对流场的扰动很小, 所以其阻力也较小。

如果将一个细长体以某个角度放在低速流场中, 涡会自组织并在某个频率下形成 Karman 涡通道。日常的例子包括风中电线的啸叫以及气流中汽车无线电天线的晃动等。预测了在不同流速下的振动频率, 就可以避免固体结构与涡之间发生共振。

图 2 显示了 100 马赫数空气流过 10 厘米直径圆柱时流速的分布。可以清楚地看到 Karman 涡通道。

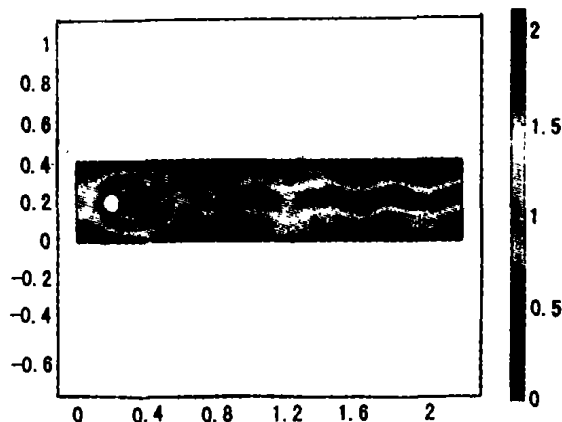


图 2 圆柱绕流的流场

3 结论

以上的介绍, 可以发现 FEMLAB 在处理 CFD 问题是相当不错的, 具有快速、准确等特点, 适合于处理 CFD 以及耦合问题。

(上接第 35 页)

由于发动机与机翼近距离耦合, 机翼对发动机进气道流场的影响不能忽视, 通过对进气道流场畸变特性的试验测量, 表明所选构型下进气道流场品质良好(高速)。

深失速特性是在进行尾吊布局飞机设计时须特别关注的问题。试验表明, 考虑动力影响后所选构型不会出现深失速问题, 但仍有改进的可能。

参考文献

方宝瑞, 飞机气动布局设计, 北京: 航空工业出版社, 1997.

Leynaert L. Powers, Fundamentals of aircraft design: Engine intake and afterbody, AGARD - R - 740, Special course on fundamentals of fighter aircraft design, 1987.

Hector L. Soto and Corey D. Hernandez, Comparison of engine/inlet distortion measurements with MEMS and ESP pressure sensors, AIAA - 2004 - 2398.

Bruce G. A parametric study of factors influencing the deep - stall pitch - up characteristics of T-tail transport aircraft, NASA TN D - 3370, 1966.