

跨音速机翼采用鼓包 主动减阻技术研究

Active Drag-Reducing Technique Using Bumps on Transonic Wings

杨 洋 陈迎春 黄 炜 / Yang Yang Chen Yingchun Huang Wei

(上海飞机设计研究院, 上海 200232)

(Shanghai Aircraft Design Research Institute, Shanghai 200232, China)

摘 要:

对二维、三维鼓包进行激波控制减阻,并在大型客机的机翼上进行了对比研究。在研究鼓包减阻的机理时,采用了超临界翼型,鼓包的几何形状及鼓包位置的优化也进行了研究。研究表明,鼓包位置、形状及串列式分布对机翼的减阻影响较大。最后把得到的研究结果应用到大型飞机的激波减阻上,结果表明,该方法能较大程度地减小激波阻力,进而提高飞机的升阻比,提高飞机的气动效率。

关键词:鼓包控制激波;跨音速;超临界机翼;减阻

[Abstract] Research on shock wave drag-reducing using two dimensional and three dimensional bumps is performed, including comparisons on wings of large aircraft. The mechanism of bump drag-reducing is researched via supercritical airfoil profile, and geometrical shape and location of bump are optimized. The research results show that location, shape and serial distribution of bump have significant effects on drag-reducing for wings. Finally, the drag-reducing technique using bumps is applied to the large aircraft. As a result, the presented technique reduces shock wave drag to a great extent, increases the ratio of lift to drag, and improves aerodynamic efficiency of the aircraft.

[Key words] Bump Controlling Shock Wave; Transonic; Supercritical Wing; Drag-Reducing

0 引言

飞机的经济性、安全性、舒适性和可靠性是民用飞机设计的重要指标^[1]。自上世纪40年代第一架大型客机成功飞行以来,虽然在总体外形设计方面没有很大的变化,但是经过多年研究,现代欧美最新型客机(如空客的A380和波音的B787)在气动性能方面得到了相当大的改善,在提高效率及减少燃油消耗方面也取得了长足的进步。从另一个角度来说,在现有飞机外形基础上,如果没有实质性的突破,每减少一个阻力单位都是巨大的挑战。近年来,民用航空对环境的影响越来越受到公众的关注,这就对航空界提出了更高的要求,绿色航空的概念(Greener by Design)也就应运而生。民用航空对环境的主要影响体现在飞机尾气的排放。因此,下一代民用航空飞机的设计最

主要的挑战是减少CO₂的排放。欧洲2020航空愿景(Vision 2020)的首要目标就是把CO₂的排放量减少50%,这就对飞机气动性能的改善提出了更高的要求。要达到总阻力大幅度降低的目标,开展关于如何进一步减少阻力的研究成为气动研究的一项重要课题。

对民航客机而言,设计巡航速度大部分都在跨音速区域^[2],如何减少跨音速飞行时的激波阻力一直是飞机设计师的一项重要工作内容。本文采用鼓包的方式对激波进行控制以减少波阻,提高飞机在跨音速飞行时的气动性能。在研究过程中采用了成熟的数值模拟方法,该方法求解了雷诺平均N-S方程,数值离散采用了Osher格式,紊流采用了S-A方程模型。本文首先对鼓包控制激波减阻的机理进行了分析,然后将该技术应用到了大型客机上,进行机翼跨音速减阻研究。

1 数值方法

为了模拟具有高雷诺数的流动,所以从 N-S 方程出发,采用能较好模拟紊流的 S-A 方程模型。

1.1 控制方程

三维可压雷诺平均 Navier-Stokes 方程为:

$$\frac{\partial \vec{U}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{F}_i}{\partial x_i} = \frac{M_\infty \sqrt{\gamma}}{Re_\infty} \cdot \frac{\partial \vec{G}_i}{\partial x_i} \quad (1)$$

其中,

$$\vec{U} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ e \end{Bmatrix}, \vec{F}_i = \begin{Bmatrix} \rho u_1 \\ \rho u_1 u_i + p \delta_{1i} \\ \rho u_2 u_i + p \delta_{2i} \\ \rho u_3 u_i + p \delta_{3i} \\ (e+p) u_i \end{Bmatrix}, \vec{G}_i = \begin{Bmatrix} 0 \\ \sigma_{1i} \\ \sigma_{2i} \\ \sigma_{3i} \\ u_m \sigma_{mi} + k \frac{\partial T}{\partial x_i} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

式中, ρ 、 p 、 e 、 T 和 k 代表密度、压强、能量、温度和热传导系数, u_i 是沿直角坐标系 x_i 方向的速度分量,粘性切应力的分量为 $\sigma_{mi} = \mu \left(\frac{\partial u_m}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_m} \right) + \lambda \frac{\partial u_j}{\partial x_j} \delta_{mi}$, 粘性系数之间的关系为: $\lambda = -\frac{2\mu}{3}$, $\mu = \mu_L + \mu_T$, μ_L 为层流粘性系数, μ_T 为湍流粘性系数, $k = -\frac{\gamma}{\gamma-1} \left(\frac{\mu_L}{Pr_L} + \frac{\mu_T}{Pr_T} \right)$, $Pr_L = 0.72$, $Pr_T = 0.9$, M_∞ 为来流马赫数, γ 为比热比, Re_∞ 为来流的雷诺数。

1.2 方程的空间离散

为了适应任意网格,采用格心格式对控制方程进行离散。此格式以面为基础进行方程离散,采用了 Osher 格式进行离散^[3]。

Osher 格式是把通量分割成 $F^+(U)$ 和 $F^-(U)$ 两部分,这两部分满足下面的关系:

$$F(U) = F^+(U) + F^-(U) \quad (3)$$

并且,

$$\frac{\partial F^+}{\partial U} = A^+(U); \frac{\partial F^-}{\partial U} = A^-(U) \quad (4)$$

对不同的两个初始值 $U_0 = U_L, U_1 = U_R$, 则在面 k 上的通量可以表示为:

$$F_k(U) = F(U_0) + \int_{U_0}^U A^-(U) dU \quad (5)$$

$$F_k(U) = F(U_1) - \int_{U_0}^U A^+(U) dU$$

Osher 格式把积分路径分成 U_0 、 $U_{1/3}$ 、 $U_{2/3}$ 和 U_1 进行积分。

1.3 紊流模型

采用 S-A 紊流模型。该模型通过求解与紊流

粘性系数 μ_T 相关的变量 \tilde{v} 的微分方程,达到模拟紊流的流动过程。该微分方程的形式为:

$$\frac{Dv}{Dt} = c_{b1} \tilde{S} \tilde{v} - c_{w1} f_w \left[\frac{\tilde{v}}{d} \right]^2 + \frac{1}{\delta} \quad (6)$$

$$[\nabla \cdot ((v+\tilde{v}) \nabla \tilde{v})] c_{b2} (\nabla \tilde{v})^2$$

紊流粘性系数可以从式(7)得到:

$$v_i = \frac{\mu_T}{\rho} = \frac{\tilde{v}}{f_{v1}}, f_{v1} = \frac{x^3}{x^3 + c_{v1}^3}, x = \frac{\tilde{v}}{v} \quad (7)$$

S 为涡量大小,其表达式为:

$S = |\omega| = |\nabla \times (\vec{u}i + \vec{v}j + \vec{w}k)|$, 修改后的涡量表达式为:

$$\tilde{S} = S + \frac{\tilde{v}}{k^2 d^2} f_{i2}, f_{i2} = 1 - \frac{x}{1 + x f_{v1}} \quad (8)$$

其中, d 为到物面的最近距离, f_w 由式(9)表示:

$$f_w = g \left[\frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6} \right]^{\frac{1}{6}}, g = r + c_{w2} (r^6 - r), r = \frac{\tilde{v}}{\tilde{S} k^2 d^2} \quad (9)$$

式(9)中的常数为:

$$\begin{aligned} c_{b1} &= 0.1355, \delta = 2/3, c_{b2} = 0.622, k = 0.41, \\ c_{w1} &= c_{b1}/k^2 + (1 + c_{b2})/\delta, \\ c_{w2} &= 0.3, c_{w3} = 2, c_{v1} = 7.1 \end{aligned} \quad (10)$$

在用数值求解上述方程时,先对上述方程积分,然后采用有限体积法求解,通量采用 Osher 逆风格式。

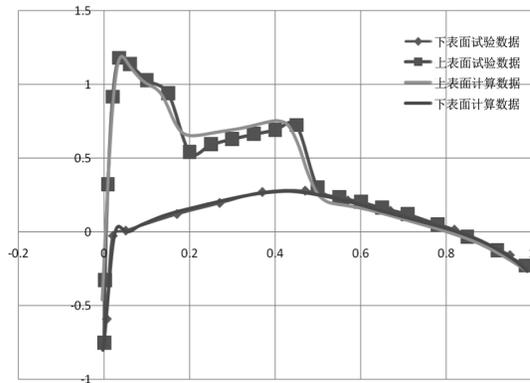
1.4 数值验证

采用 ONERA M6 机翼验证上述算法,实验及计算状态为:马赫数为 0.84,迎角为 3.06°,雷诺数为 1.2×10^6 。图 1 给出了本文计算结果和实验结果比较示意图,结果显示,本文采用的方法能较好地得到流场结果。

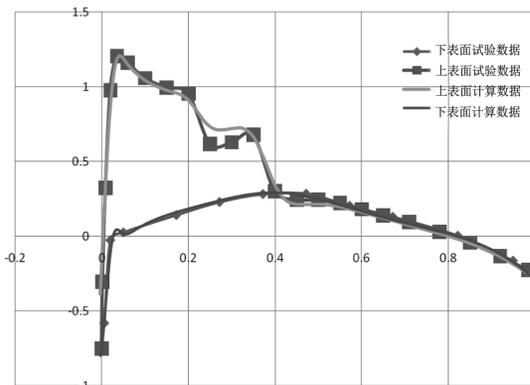
2 激波的鼓包控制

2.1 鼓包形状

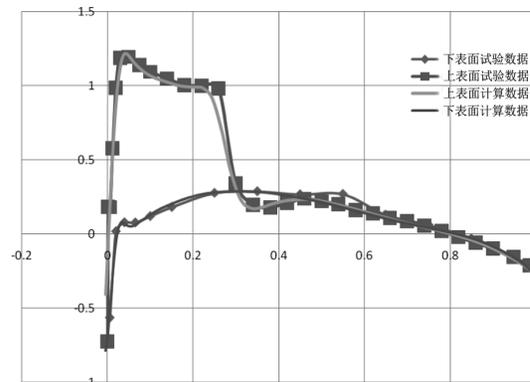
对于二维鼓包,鼓包的控制参数包含鼓包位置、鼓包长度、鼓包高度、鼓包最大厚度位置,这些参数对激波的控制有重要的作用,直接影响到控制的成功与否。对于三维鼓包,鼓包的控制参数多了鼓包展长。图 2 给出了示意图。其中图 2(a)为二维鼓包的示意图,图 2(b)为三维鼓包的示意图。



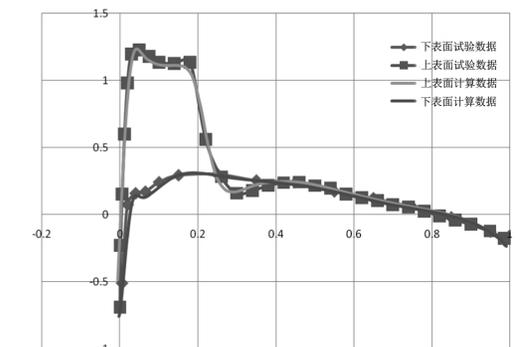
($y/b = 0.65$)



($y/b = 0.80$)

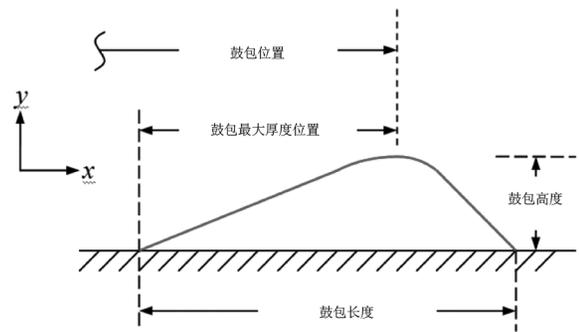


($y/b = 0.90$)

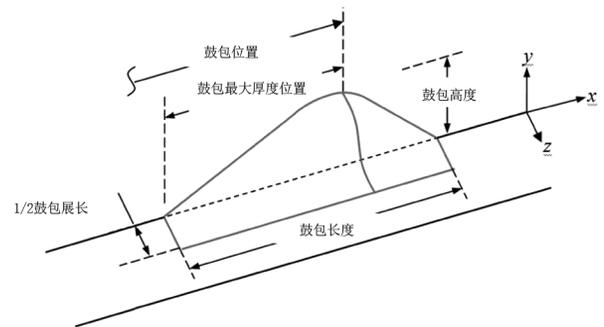


($y/b = 0.95$)

图1 压力系数分布比较示意图



(a) 二维鼓包形状示意图



(b) 三维鼓包形状示意图

图2 鼓包形状示意图

2.2 激波的鼓包控制减阻模拟

对于二维及三维的激波鼓包控制,都采用了 NASA SC (02) - 0714 翼型。计算条件为 $Ma = 0.785$, $Re = 1.73 \times 10^7$,迎角为 $\alpha = 0^\circ$ 。下面分别给出了二维及三维鼓包控制效果分析。

2.2.1 二维鼓包减阻结果分析

对本文给定的二维翼型及计算条件,激波产生的位置为上翼面的靠后位置,图3给出了二维鼓包的形状及位置。

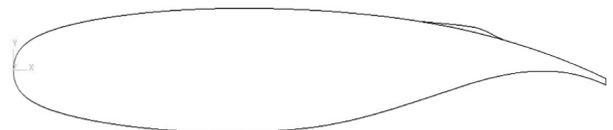


图3 二维鼓包形状及位置

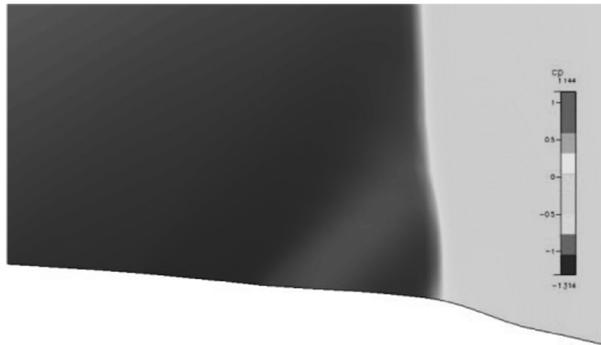
图4给出了有无鼓包的流场结构分析示意图。图4(a)为无鼓包控制的流场分析,图中表明,在翼型上存在较强的激波,激波前的最大马赫数达到1.5,强的激波必然引起较大的熵增,从而导致较大的波阻。图4(b)为有鼓包控制后的流场示意图,图中表明,该鼓包的存在改变了激波结构,使得激波从以前的几乎正激波变成了 λ 波,激波前的低压区的最小压力系数大大减少,激波前的马赫数也相应的降低,这与无鼓包控制相比,减少了熵增,从而导

致波阻减少。

图5给出了有无鼓包控制的压力系数分布示意图。图中显示,有鼓包控制时压力系数分布呈一台阶,将激波一分为二,这也说明了波阻的减少。一分为二的压强系数分布正是鼓包控制激波的压强系数分布特点之一。表1给出了翼型气动特性。



(a) 无鼓包控制的流畅分析



(b) 有鼓包控制的流畅分析

图4 有无激波控制鼓包流场示意图

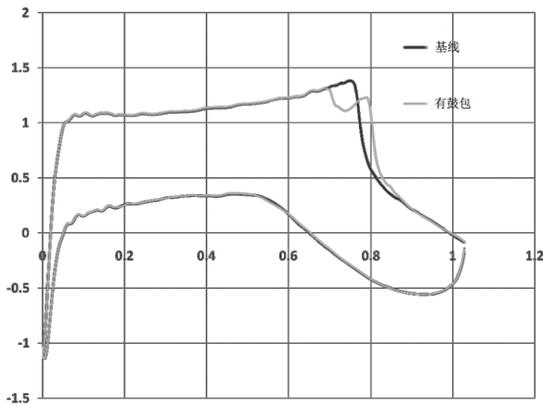


图5 有无激波控制鼓包压强系数分布比较示意图

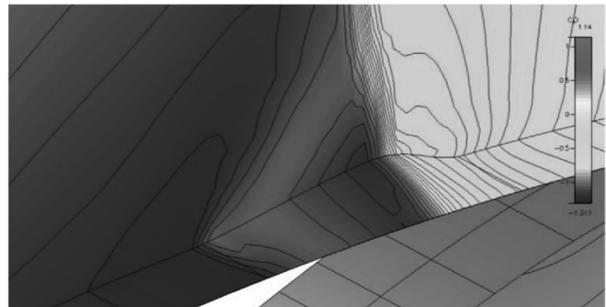
表1 有无激波控制鼓包气动特性比较

	CL	改变量 (%)	CD	改变量 (%)	L/D	改变量 (%)
初始外形	0.915 1	NA	0.026 4	NA	34.66	NA
有鼓包	0.920 2	+0.55	0.024 6	-7.51	37.47	+8.10

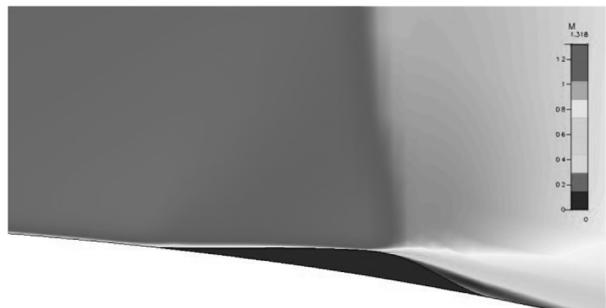
从表1可以得到,激波控制鼓包减少了阻力,而对升力的影响非常小,从而使得整个升阻比提高了8%,大大改善了跨音速翼型的气动性能。

2.2.2 三维鼓包减阻结果分析

三维鼓包形状与二维鼓包形状的区别在于三维鼓包增加了鼓包展长。图6给出了三维鼓包控制下的跨音速流场,与二维情况一样,鼓包的存在改变了激波形状,使得激波形状由原来的正激波变为λ波,在压强系数分布上同样也存在一个台阶,如图7所示,这也是波阻减小的原因。表2给出了有无鼓包控制下的气动特性比较表。



(a) 无鼓包流场示意图



(b) 有鼓包流场示意图

图6 三维鼓包控制下的跨音速流场

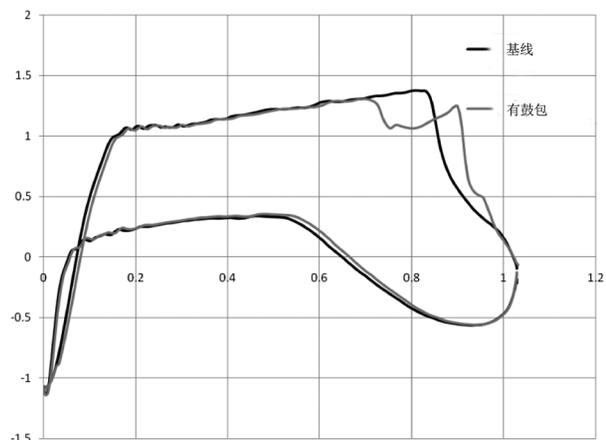


图7 有无三维鼓包控制的压强系数分布比较图(中心线位置)

表2 三维鼓包控制下气动特性

	CL	改变量 (%)	CD	改变量 (%)	L/D	改变 (%)
初始外形	0.936 8	NA	0.027 6	NA	34.00	NA
三维鼓包	0.919 7	-1.81	0.024 5	-11.18	37.95	+10.57

基于上述分析,我们在尺寸为1m×1m的机翼上分布不同的鼓包,以此来分析不同鼓包个数对减阻效果的影响。表3给出了不同鼓包下机翼气动特性的比较。

表3 不同鼓包数的机翼气动特性的比较

	描述	鼓包数	CL	CD	阻力改变量 (%)	升力改变量 (%)	升阻比改变量 (%)
机翼1	无鼓包	0	0.934 1	0.028 7	NA	NA	NA
机翼2	鼓包间无间隙	13	0.937 9	0.024 7	-14.11	+0.41	+16.90
机翼3	鼓包间有1/4鼓包展长间隙	9	0.944 9	0.025 5	-11.32	+1.16	+14.06

从表3可以得到,鼓包个数对减阻效果也有较大的影响,鼓包个数少减阻效果相对要差些,鼓包个数多减阻效果要好。最大鼓包个数分布是使得鼓包间无间隙。图8给出了机翼上分布鼓包后的等压云图。图9给出了鼓包背面的流场示意图,图中显示,鼓包的存在使得在鼓包背面出现涡对,从而引起鼓包背面分离。图10给出了有无鼓包下的压强系数分布示意图。

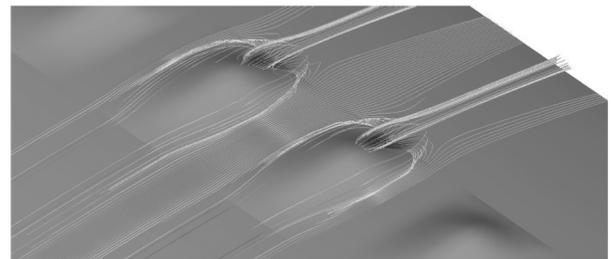
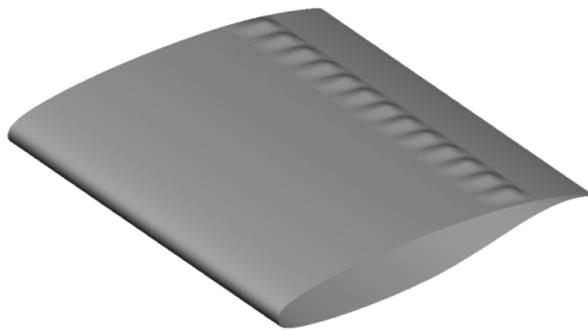
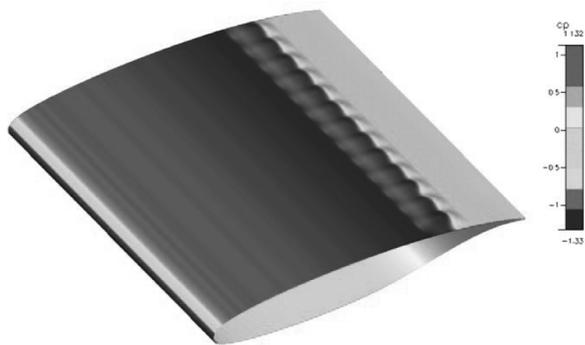


图9 鼓包后涡流示意图



(a) 鼓包分布图



(b) 等压云图

图8 机翼上鼓包分布及等压云图

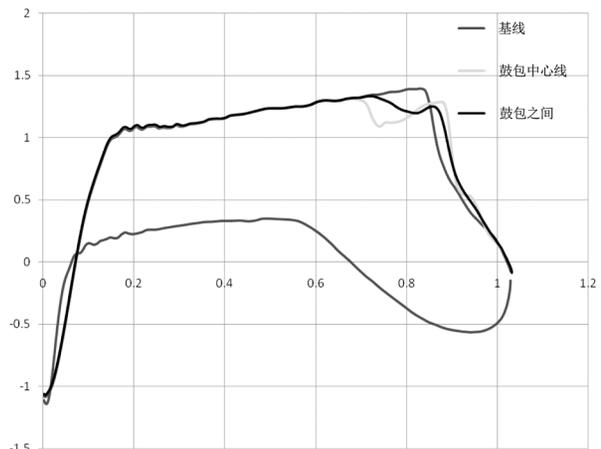


图10 无鼓包及有鼓包时不同站位压强系数示意图

3 结论

本文采用鼓包对激波进行控制,计算结果表明,该控制方法能减少在跨音速情况下的激波阻力,能较好地改善跨音速机翼的气动性能。结论如下:

(1)鼓包的存在能改变激波形状,使得激波由原来的正激波变成λ波,进而减少激波阻力,进而提
(下转第61页)

幅值平稳,相角位移较小,这表明系统在该频段具有良好的动态性能。结合实际情况,手轮产生的信号输入频率较小,在低频段,转弯系统能够迅速响应输入指令,这从另一个方面验证了系统设计的合理性。

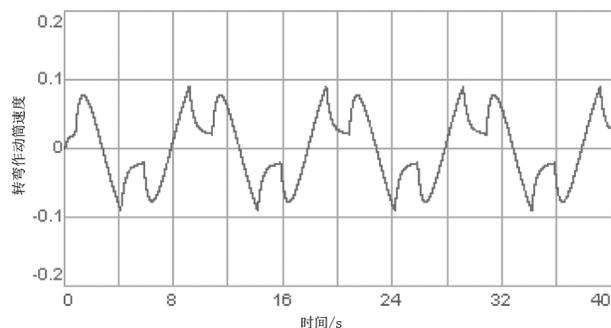


图9 作动筒活塞速度-时间曲线

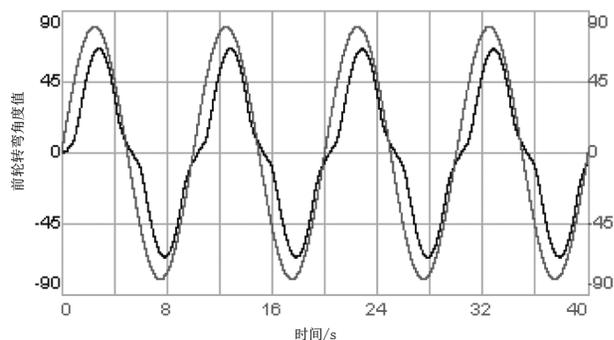


图10 手轮控制信号与前轮转弯曲线

5 结论与展望

本文通过对起落架前轮转弯液压系统进行 DSHplus 建模仿真分析,得出如下结论:

(1)应用 DSHplus 图形化建模进行系统仿真试验,得到的结果与物理试验基本吻合,表明 DSHplus 仿真分析在系统初步设计阶段能够有效地计算系统性能,验证系统设计的可行性。

(2)在设计初期,分析系统的幅频和幅角响应

特性,能够帮助系统避开不稳定频段,增强系统的稳定性。

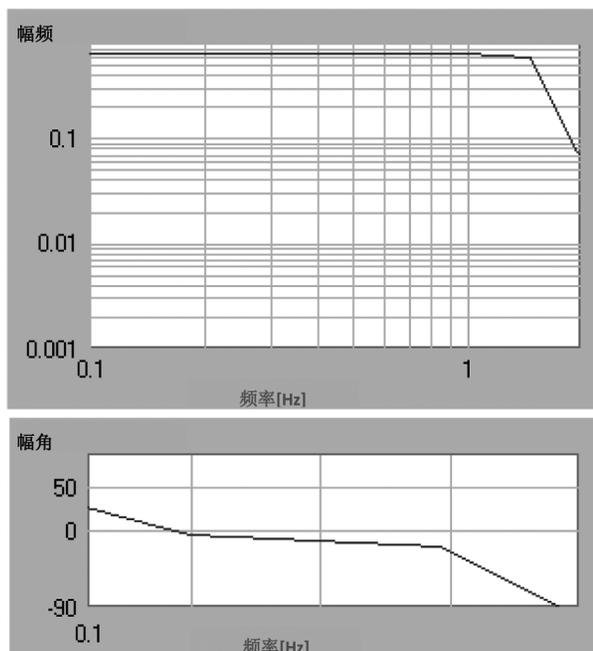


图11 系统的频率响应特性

(3)引入仿真分析,可以缩短系统设计周期,减少试验费用开支,为系列化研发产品提供了可能,从而提高企业的设计水平和竞争力。

本文采用了简易的反馈控制,今后可在此基础上进行转弯控制律的深入设计研究。

参考文献:

- [1]路甬祥. 液压气动技术手册[M]. 北京:机械工业出版社,2002.
- [2]周恩涛. 液压系统设计元器件选型手册[M]. 北京:机械工业出版社,2007.
- [3]郭军,吴亚峰,储妮晟. AMESim 仿真技术在飞机液压系统中的应用[J]. 计算机辅助工程,2006,15(12):42-45.

(上接第17页)
高飞机的升阻比;

(2)鼓包参数、鼓包位置及鼓包个数对减阻效果有较大的影响。

参考文献:

- [1]陈迎春,宋文滨,刘洪. 民用飞机总体设计[M]. 2010.

[2]吴光辉,陈迎春. 大型客机计算流体力学应用与发展[M]. 2009.

[3]Qin, N., Wong, W. S., and Le Moigne, A. Adjoint-based optimization of a BWB shape with shock control bumps. UKAA Consortium Conference, 2006.