

面向攻角变化的风洞流场模型预测控制器

袁平^{1†}, 易凡², 肖宇航¹, 毛志忠¹

(1. 东北大学 信息科学与工程学院, 沈阳 110004;

2. 中国空气动力学研究与发展中心高速所, 四川 绵阳 621000)

摘要: 目前已有的控制方法难以满足大飞机研制对风洞流场的精度要求. 鉴于此, 采用多变量模型预测控制方法设计流场控制器. 为提高抵抗攻角扰动的能力, 使用攻角变化量动态补偿静压的预测值. 考虑风洞实验工况较多, 采用多控制器融合方法解决新工况建立预测模型的问题. 为保证控制器的实施, 给出基于一阶惯性加滞后近似模型的控制器参数整定方法. 通过实际吹风实验验证风洞预测控制器能够有效调节风洞流场, 使吹风实验中流场参数的精度达到大飞机研制要求.

关键词: 风洞流场; 模型预测控制; 攻角补偿; 多模型

中图分类号: TP273

文献标志码: A

Orienting of attack angle based model prediction controller of wind tunnel flow

YUAN Ping^{1†}, YI Fan², XIAO Yu-hang¹, MAO Zhi-zhong¹

(1. College of Information Science and Engineering, Northeastern University, Shenyang 110004, China; 2. High Velocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: At present, the control accuracy of wind tunnel flow field is difficult to meet the large aircraft requirement. In this paper, a multivariable model prediction control is introduced to design the flow field controller. To improve the ability to resist attack angle disturbance in a wind tunnel test, dynamic compensation of the attack angle is proposed to improve the predictive value of static pressure. Considering more new test conditions, a multi-model fusion method is used to solve the problem of establishing the prediction model of the new working conditions. To ensure the implementation of the controller, a tuning method is given based on the first order plus dead model of flow field and the disturbance of attack angle. The tests result in 2.4m wind tunnel verifies that the proposed wind tunnel predictive controller can effectively regulate wind tunnel flow field to achieve high precision, which shows the effectiveness of the proposed controller.

Keywords: flow field of wind tunnel; model prediction control; feedforward of attack angle; multi-model

0 引言

风洞是一种产生可控均匀气流的管状实验装置, 是研究空气流动规律、航空航天飞行器及其他物体气动特性的重要地面模拟平台^[1-3]. 风洞实验中, 需要保持洞中空气流场参数(如马赫数、雷诺数、温度等)的稳定, 以便测量飞行器在不同姿态(攻角)时的气动参数.

作为亚洲最大的跨声速气动力实验平台, 2.4 m 暂冲式跨声速风洞, 由于采用PID控制导致流场控制精度仅为0.3%~0.5%, 与大飞机研制所需的0.1%精度要求还有一定距离. 为满足测量气动参数的精

度要求, 通常降低攻角变化速度来减小攻角扰动, 或者等待流场稳定到所要求的精度时再进行气动参数的测量. 这些措施都会延长实验时间, 对于一个运行几十秒就需要近万元电费的高能耗设备而言, 是非常不可取的.

在国外, 风洞控制早已由传统PID控制向先进控制方向发展, 以提高实验过程中的风洞流场精度、缩短实验时间. 与2.4 m风洞机械结构类似的FFAT1500风洞, 采用非线性一维气动力方程结合模型参考自适应控制, 解决了风洞起动过程的性能优化问题^[4]. 在下吹式风洞中, Nott等^[5]采用遗传算法、神经网络和

收稿日期: 2017-02-23; 修回日期: 2017-09-08.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61473072).

责任编委: 阳春华.

作者简介: 袁平(1971—), 男, 副教授, 博士, 从事复杂工业系统建模、优化与控制等研究; 毛志忠(1961—), 男, 教授, 博士, 从事复杂工业系统建模、优化与控制等研究; .

†通讯作者. E-mail: yuanping@ise.neu.edu.cn

增益调节PID,取得了一定的控制效果.为了解决美国NTF跨声速风洞中马赫数、总压、温度之间的耦合问题,技术人员采用了PID控制和前馈神经网络解耦相结合的控制策略^[6].在NASA兰利中心16英尺跨声速风洞中,Mrak等^[7-8]应用自组织特征映射网络算法有效提高了马赫数和模型姿态的控制精度.

国内研究人员也进行了将先进控制技术应用于风洞控制系统的尝试工作.在2.4 m风洞中,Wang等^[9]提出了一种适用于此风洞流场的多模型直接自适应解耦控制方法,并通过仿真验证了该方法对提升风洞流场精度具有一定的效果.然而,这种方法在风洞实际应用中还未达到大飞机测试的要求.

模型预测控制^[10]是在最优控制的基础上提出的一种控制方法,它根据未来时刻的控制偏差,优化求解控制率,具有调节具有滞后特性对象的能力,而且预测控制不需要额外解耦环节便能够处理多变量耦合问题.Eitelbery等^[11]将预测控制成功应用于阿姆斯特丹的高速风洞(HST),在一定程度上抑制了攻角变化对马赫数的影响,相比经典的PID控制,整体效率提升了30%~40%.本文采用模型预测控制,配合攻角动态补偿,实现了变攻角条件下的风洞流场高精度控制.通过实际吹风实验验证了风洞预测控制器能够有效调节风洞流场,使吹风实验中流场参数的精度达到了大飞机研制要求.

1 2.4 m 暂冲型跨声速风洞

1.1 洞体结构与运行参数

作为亚洲最大的跨声速风洞,2.4 m风洞全长近200 m,轴线长约70 m,宽约35 m,实验段尺寸为2.4 m×2.4 m.主洞体由消声段、稳定段、喷管段、栅指段、主排气段、主引射器段、2个扩散段和4个拐角段组成^[12],如图1所示.

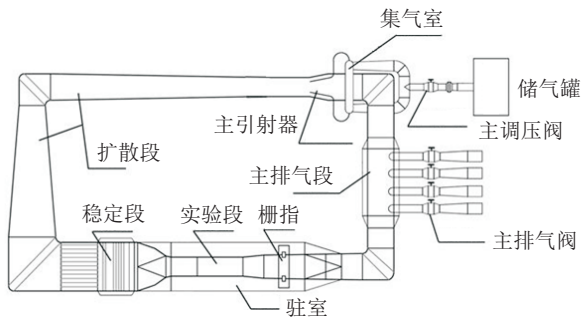


图1 2.4 m风洞轮廓

在风洞实验过程中,储气罐中的高压气体经过主调压阀进入主引射器,加速洞中的气流.被加速的气流经过扩散段降速后进入稳定段,经过稳定段的稳定和均匀后流经安装有飞行器模型的实验段.从实验段出来的气体一部分经主排气阀排出主洞体,一部

分被引射而循环形成环流.在风洞实验过程中,会根据实验的要求改变安装在实验段中的飞行器模型的攻角,栅指用于补偿攻角变化引起的流场阻塞度的变化.

风洞流场最主要的运行参数是风速,即马赫数(Ma).由于很多被测量的气动参数都是马赫数的函数,在风洞实验中保持马赫数的稳定对气动参数的测量具有重要意义.

1.2 控制结构

当引射压力稳定不变后,风洞流场可以等效为一个两输入两输出的系统.传统的风洞控制系统采用总压 P_0 和实验段马赫数Ma作为被控参数.然而马赫数不能直接测量,需要根据亚音速一维等熵流理论,由稳定段总压和实验段静压根据下式间接得到:

$$\text{Ma} = \sqrt{\frac{2}{K-1} \left[\left(\frac{P_0}{P_s} \right)^{\frac{K-1}{K}} - 1 \right]}. \quad (1)$$

其中: $K=1.4$ 为比热比, P_0 为稳定段总压, P_s 为实验段静压.

可以看出,马赫数与总压和静压具有严重的非线性关系,且马赫数与总压之间具有依赖关系,加重了二者之间的耦合.严重的非线性和耦合不利于参数的高精度控制,出于对马赫数高精度控制的考虑,选取稳定段总压 P_0 和实验段静压 P_s 作为被控量,预知变化的攻角信息可以作为前馈量引入.这种结构既降低了非线性度,又降低了控制量之间的耦合,有利于实现流场的高精度控制.

1.3 风洞流场模型

尽管风洞流场是一个高阶、复杂的物理过程,低阶模型不能描述风洞流场的全部特点,但一阶惯性加滞后模型能够描述对象的增益、时间常数、滞后时间等.根据这些能够确定出合适的控制方法,整定控制器参数.为此,采用系统辨识的方法建立低阶模型

$$\begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_{11}(s) & f_{12}(s) \\ f_{21}(s) & f_{22}(s) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix},$$

$$f_{rq}(s) = \frac{K^r q e^{-\theta_m^r s}}{\tau_m^r s + 1}, \quad r = 1, 2, q = 1, 2. \quad (2)$$

其中: $f_{rq}(s)$ 为第 r 个输出与第 q 个输入之间的传递函数,标号 $r=1$ 和 $r=2$ 分别为总压和静压,标号 $q=1$ 和 $q=2$ 分别为主排位移和栅指位移.

为了获得该模型,在主排和栅指上施加阶跃输入,获得总压和静压的响应曲线,经过数据平滑、系统辨识后获得以主排位移、栅指位移为输入,总压和静压为输出的传递函数.表1给出了不同工况下的模型参数.

表1 风洞流场模型参数

	0.578			0.714			0.822		
	K_m^{rq}	τ_m^{rq}	θ_m^{rq}	K_m^{rq}	τ_m^{rq}	θ_m^{rq}	K_m^{rq}	τ_m^{rq}	θ_m^{rq}
f_{11}	-0.0148	1.3742	0.7020	-0.0543	1.9682	0.5594	-0.0595	2.2528	0.5283
f_{12}	0.0016	1.8752	2.8346	0.0035	2.1037	2.5427	0.0037	2.9763	2.7023
f_{21}	-0.0149	1.5755	0.8430	-0.0412	2.7879	0.9850	-0.0403	3.6823	1.2695
f_{22}	0.0307	1.6962	0.8320	0.0696	1.7321	0.7048	0.1015	2.9854	0.8614

2 风洞流场控制器设计

对于具有较大惯性和滞后特性的被控对象,预测控制是有效的控制方法.考虑到风洞流场不同工况表现出的非线性特点,基于分段线性化思想,提出一种基于工况的多控制器并行策略,以解决不同工况下的流场控制.

2.1 预测模型

风洞流场是一个典型的开环稳定动态系统,对于这类对象,有限阶跃响应模型能够充分描述对象的动态特性.为此,选用阶跃响应作为预测模型,通过叠加控制增量对输出的影响来预测未来时刻的输出.对于风洞流场这样的2入2出系统,未来时刻的输出可以表示为

$$\hat{y}_r(t+k|t) = \sum_{q=1}^2 \sum_{i=1}^k a_i^{q,r} \Delta u_q(t+k-i) + y_r^m(t) + \sum_{q=1}^2 \sum_{i=1}^N (a_{k+i}^{q,r} - a_i^{q,r}) \Delta u_q(t-i), \quad r=1,2. \quad (3)$$

其中: u_q 和 Δu_q 分别为第 q 个输入及其增量, $a_k^{q,r}$ 为第 q 个输入施加单位阶跃输入后第 r 个输出在时刻 k 的阶跃响应系数, N 为阶跃响应达到稳态的时刻, $y^m(t)$ 为输出的测量值.式(3)中的两项分别代表将来输入和过去输入对输出的影响.

基于未来 M 步输入的流场参数的 P 步输出预测值可以写成如下矩阵形式:

$$\hat{y} = A\Delta u + B\Delta u^{\text{past}} + y^m, \quad (4)$$

其中 P 和 M 分别称为优化时域和控制时域,且满足 $M \leq P \leq N$.

2.2 攻角补偿模型

在风洞实验过程中,模型攻角变化有两种形式:一是以 $2^\circ/\text{s}$ 速度、以 4° 阶梯在 $-4^\circ \sim 20^\circ$ 之间变化;二是以 $1^\circ/\text{s}$ 速度在 $-4^\circ \sim 20^\circ$ 之间连续变化.对于一般的飞行器模型,实验中马赫数对攻角变化的敏感度超过 $0.002 \text{ Ma}/(^\circ)$.

通过攻角阶跃响应来分析其对流场的影响.同样,利用低阶模型来近似扰动量 v 与输出 y 之间的模型,有

$$\frac{y_r(S)}{v(S)} = \frac{K_d^r e^{-\theta_d^r S}}{\tau_d^r S + 1}. \quad (5)$$

表2给出了在马赫数0.578、0.714、0.822三种工况下扰动对静压的模型参数.

表2 不同马赫数下扰动模型参数

马赫数	K_d^2	τ_d^2	θ_d^2
0.578	0.0620	1.5211	1.5726
0.714	0.0646	2.1367	1.8625
0.822	0.0672	2.2535	1.8720

为此,可以使用攻角的变化对预测模型的输出值进行补偿.在式(4)的基础上,考虑扰动补偿的输出预测值为

$$\hat{y}_c(k) = \hat{y}(k) + GC\Delta v. \quad (6)$$

其中: $\Delta v(k)$ 为从 k 时刻起未来 P 个时刻的攻角扰动增量构成的向量, $\Delta v = [\Delta v(k) \cdots \Delta v(k+P-1)]^T$; C 与矩阵 A 类似,由攻角对总压和静压的单位阶跃响应构成扰动矩阵,有

$$C = \begin{bmatrix} C_1 \\ C_2 \end{bmatrix}_{2P \times P} \quad C_r = \begin{bmatrix} c^r(1) & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ c^r(2) & c^r(1) & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ c^r(P) & c^r(P-1) & c^r(P-2) & \cdots & c^r(1) \end{bmatrix}_{P \times P},$$

$r=1,2$, C_r 为攻角与第 r 个输出之间的动态矩阵,表示攻角引起的第 r 个输出的阶跃响应在 k 时刻的采样值.考虑到系统中的随机干扰,用前馈补偿系数矩阵 G 减弱前馈效果,有

$$G = \begin{bmatrix} g_1 I_{P \times P} & 0 \\ 0 & g_2 I_{P \times P} \end{bmatrix}_{2P \times 2P}. \quad (7)$$

2.3 控制量优化器

未来时刻的控制增量 Δu 可通过下式为目标函数的最小化问题的优化求解获得(目标函数的第1项代表未来的控制误差,第2项代表控制输出的增量):

$$\min_{\Delta u} J = (w - \hat{y}_c)^T \Gamma^T \Gamma (w - \hat{y}_c) + \Delta u^T \Lambda^T \Lambda \Delta u. \quad (8)$$

其中: w 为流场参数的设定值, Γ 和 Λ 分别为预测误差和控制量的权重.

对于这样一个无约束的优化问题,得到控制增量的最优解为

$$\Delta u = (A^T \Gamma^T \Gamma A + \Lambda^T \Lambda)^{-1} A^T \Gamma^T \Gamma (w - B \Delta u^{\text{past}} - y^m - G C \Delta v). \quad (9)$$

通常,只有 Δu 的第1项作为控制量作用到风洞流场上. 这个优化过程在每一次的采样间隙都要进行. 预测误差权重矩阵 $\Gamma^T \Gamma$ 每个单位对角矩阵块都有一个系数 $\gamma_r^2 (r = 1, 2)$, 即

$$\Gamma^T \Gamma = \begin{bmatrix} \gamma_1^2 I_{P \times P} & 0 \\ 0 & \gamma_2^2 I_{P \times P} \end{bmatrix}_{2P \times 2P}. \quad (10)$$

同样,控制量权重矩阵,每一个单位对角矩阵块都有一个系数 $\lambda_q^2 (q = 1, 2)$, 即

$$\Lambda^T \Lambda = \begin{bmatrix} \lambda_1^2 I_{M \times M} & 0 \\ 0 & \lambda_2^2 I_{M \times M} \end{bmatrix}_{2M \times 2M}. \quad (11)$$

2.4 多控制器融合

预测控制的精度是由预测模型和攻角补偿模型的精度决定的. 高精度的模型可以通过阶跃响应实验获得. 由表1可见,风洞流场的非线性导致不同工况的模型差异较大. 若不同工况采用相同的模型,则由于模型失配会导致控制精度降低. 出于能耗、成本的考虑,为每一种工况都做阶跃响应实验是不可取的. 为此,基于已有工况控制器,采用控制器并行策略实现新工况的高精度流场控制.

如图2所示,多控制器并行策略基于实验工况设计多个预测控制器,每个控制器都有自己的预测模型和优化器. 设有 L 个预测控制器,对应的工况马赫数分别为 $y_{r,1}, \dots, y_{r,L}$, 总的输出 Δu_s^a 是每个控制器的加权平均,即

$$\Delta u_s^a = \sum_{l=1}^L x_{s,l} \Delta u_{s,l}. \quad (12)$$

其中: $x_{s,l}$ 为权重,范围为 $[0, 1]$; $\Delta u_{s,l}$ 为第 l 个控制器的输出. 对于马赫数为 y_r^m 的工况,权重可以根据工况间差异,通过线性插值的方法获得. 最后,应用到被控

对象上的控制量为

$$u(k) = u(k-1) + \Delta u_s^a. \quad (13)$$

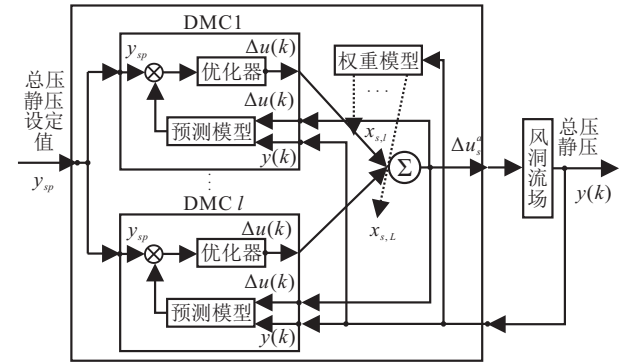


图2 多DMC控制器结构

3 风洞预测控制器的参数整定

3.1 控制参数整定

本文在基于一阶惯性加滞后模型的控制参数整定方法^[13-14]的基础上,考虑攻角前馈动态特性,提出一种适合于多模型风洞流场预测控制器的参数整定方法.

1) 采样周期 T . 有

$$T \leq \min(T_m, T_d). \quad (14)$$

其中

$$\begin{aligned} T_m &= \max(0.1\tau_m^{rsl}, 0.5\theta_m^{rsl}), \\ T_d &= \max(0.1\tau_d^r, 0.5\theta_d^r), \\ r &= 1, 2, s = 1, 2, l = 1, 2, \dots, L. \end{aligned}$$

2) 优化时域 P . 有

$$P \geq \max(p_m, p_d). \quad (15)$$

其中

$$\begin{aligned} p_m &= \max\left(\frac{5\tau_m^{rsl}}{T} + \frac{\theta_m^{rsl}}{T} + 1\right), \\ p_d &= \max\left(\frac{5\tau_d^{rl}}{T} + \frac{\theta_d^{rl}}{T} + 1\right), \\ r &= 1, 2, s = 1, 2, l = 1, 2, \dots, L. \end{aligned}$$

3) 建模时域 N . 为了保证预测模型能够准确描述被控对象主要特征,首先应满足 $N \geq P$, 并保证 $N \times T$ 时间后,对象的阶跃响应达到稳态,有

$$N \geq \max(P, N_m, N_d). \quad (16)$$

其中

$$\begin{aligned} N_m &= \max(10\tau_m^{rsl} + \theta_m^{rsl})/T, \\ N_d &= \max(10\tau_d^{rl} + \theta_d^{rl})/T, \\ r &= 1, 2, s = 1, 2, l = 1, 2, \dots, L. \end{aligned}$$

4) 控制时域 N . 由于在变攻角过程中,快速调节

是第一任务,且风洞流场是一个渐近稳定的线性对象,为此选择 $M = 1$.

3.2 权重参数整定

1) 误差权矩阵系数 $\Gamma^T \Gamma$. 由于被控量总压和静压处于同一数量级,为使各控制量具有相同的重视程度,选择 $\gamma_1^2 = \gamma_2^2 = 1$.

2) 控制权矩阵系数 $\Lambda^T \Lambda$. 在吹风实验的变攻角阶段,控制量变化幅度较小,考虑到控制的目标是尽快消除控制误差,加入对控制量增量的限制意义不大,故选择 $\lambda_1^2 = \lambda_2^2 = 0$.

3) 前馈补偿系数 G . 考虑到攻角变化对总压影响很小,选择 $g_1 = 0$. 综合考虑抵抗攻角扰动的能力和噪声的影响,选择 $g_2 \leq 0.8$.

4 风洞预测控制器的参数整定

为验证预测控制器的有效性,在中国空气动力学研究与发展中心的2.4 m 暂冲式跨声速风洞上进行了多个车次的吹风实验,以验证控制方法的性能.

4.1 实验条件

实验中,飞行器模型采用风洞测试用的标模,阻塞度约为1%. 考虑民机的实际情况,攻角变化范围选定 $-4^\circ \sim 10^\circ$,进行4种工况的风洞实验. 分别进行阶梯变攻角(阶梯 4° ,速度 $2^\circ/\text{s}$)和连续变攻角(速度 $1^\circ/\text{s}$). 选取4种工况分别为:马赫数0.822、总压130 kPa;马赫数0.714、总压130 kPa;马赫数0.675、总压130 kPa;马赫数0.578、总压110 kPa.

基于1、2、4三种工况下的阶跃响应模型,设计3个控制器,实现多控制器并行策略. 选取的风洞流场预测控制器参数为: $T(\text{ms}) = 100$ 、 $P = 128$ 、 $N = 200$ 、 $M = 1$ 、 $g_2 = 0.7$. 为保证计算速度,硬件平台选用4核CPU、8 G内存的计算机,算法采用LabVIEW编写. 与之对比的是风洞原有PID控制器(基于GE的90-70 PLC),该控制器已经过了10余年的不断优化.

4.2 流场性能指标

通常采用“准度”和“精度”两个指标评估风洞流场品质,衡量流场控制器的性能.

1) 准度. 利用一段时间内控制误差绝对值的期望表示,有

$$E = \frac{1}{B_2 - B_1 + 1} \sum_{t=B_1}^{B_2} |e(t)|, \quad (17)$$

$$e(t) = y^m(t) - w(t).$$

其中: B_1 和 B_2 分别为考核时间段的起始时刻和终止时刻, $e(t)$ 为 t 时刻的控制误差.

2) 精度. 利用运行参数的标准差表示,有

$$\delta = \sqrt{\frac{1}{B_2 - B_1} \sum_{t=B_1}^{B_2} [y^m(t) - \mu]^2}, \quad (18)$$

其中 μ 为考核时间段内运行参数的平均值,即

$$\mu = \frac{1}{B_2 - B_1 + 1} \sum_{t=B_1}^{B_2} y^m(t). \quad (19)$$

4.3 单控制器验证

针对0.714 Ma 工况,建立单工况控制器,分别进行阶梯变攻角实验和连续变攻角实验. 图3为基于预测控制器的阶梯变攻角实验,图4为基于预测控制器的连续变攻角实验,表3为各种控制器的指标.

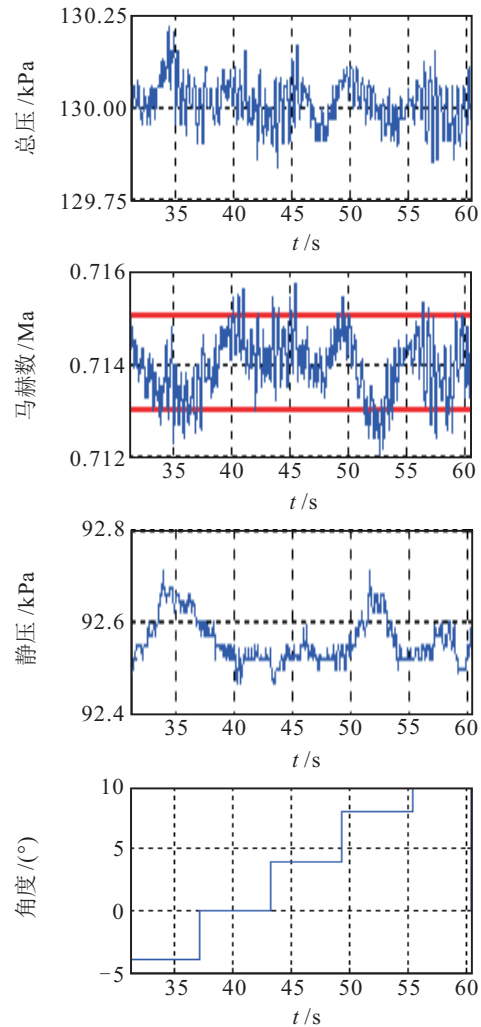


图3 基于预测控制器的阶梯变攻角实验

由图3、图4和表3可以看出:PID控制器尽管经过了多年不断地优化,但由于PID对大惯性、时滞特性对象不能进行有效控制,马赫数的精度只能达到0.003;由于攻角扰动也具有惯性、时滞特性,很难获得准确的补偿量,控制效果改善不明显. 而预测控制器则对这类对象的控制效果明显,加上攻角前馈,提高了抵抗攻角扰动的能力,马赫数准度和精度明显优于PID.

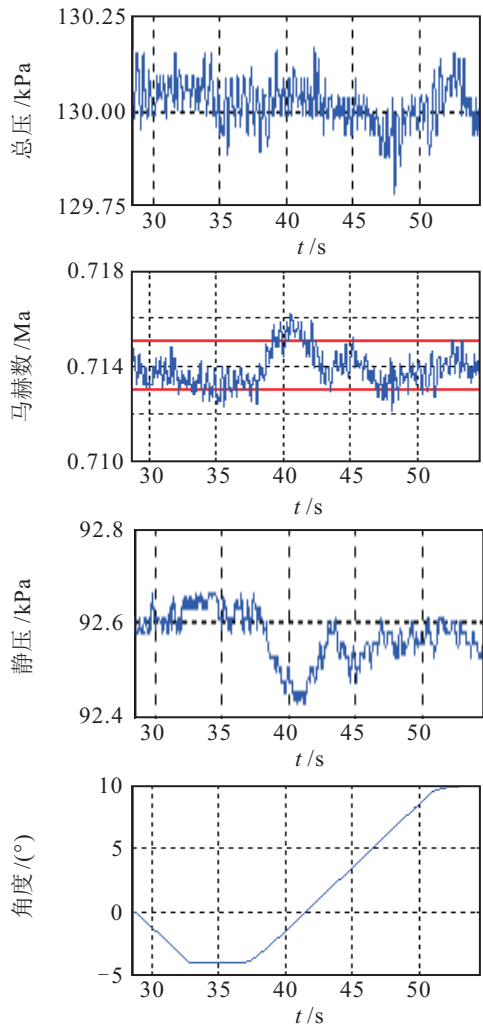


图4 基于预测控制器的连续变攻角实验

表3 各种控制器的性能指标

序号	实验	变量	准度	精度
1	基于PID控制的阶梯变攻角实验	马赫数	0.0013	0.0021
		总压	0.03	0.0783
2	基于PID+攻角补偿的阶梯变攻角实验	马赫数	0.0034	0.0035
		总压	0.0416	0.0465
3	基于预测控制器的阶梯变攻角实验	马赫数	0.0000	0.0006
		总压	0.01	0.0590
4	基于预测控制器的连续变攻角实验	马赫数	0.0001	0.0007
		总压	0.02	0.0571

由表3中数据可以得出, 预测控制器在阶梯变攻角实验中马赫数的准度为0.0000, 精度为0.0006, 连续变攻角实验中马赫数的准度为0.0001, 精度为0.0007. 根据式(1), 当马赫数满足精度要求时, 总压肯定能满足要求. 因此, 两种实验的马赫数控制效果都达到了大飞机风洞实验对精度的要求.

在实验中, 阶梯变攻角的速度是连续变攻角速度的2倍. 攻角速度的不同造成单位时间内攻角变化量

的不同. 而在式(6)中, 攻角补偿采用的是线性补偿, 由于攻角扰动对流场影响是非线性的, 不满足叠加性, 二者的补偿效果会有不同, 造成控制效果略有差异.

4.4 多控制器融合验证

以0.714 Ma和0.578 Ma两个工况的控制器为基础, 进行0.675 Ma工况的阶梯变攻角实验. 为了对比效果, 采用基于0.714 Ma工况建立的单控制器对0.675 Ma工况进行控制. 图5为多控制器控制效果, 表4为0.675 Ma时的性能指标.

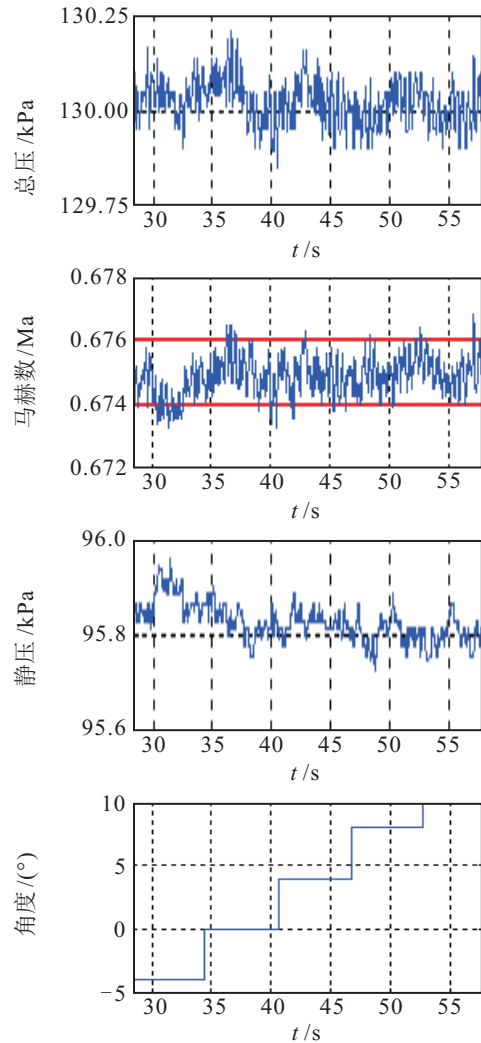


图5 多控制器控制效果

表4 0.675 Ma时的性能指标

序号	实验	变量	准度	精度
1	多控制器阶梯变攻角	马赫数	0.0000	0.0006
		总压	0.03	0.0460
2	单控制器阶梯变攻角	马赫数	0.0045	0.0127
		总压	0.15	0.1610

由图5和表4可以看出: 单控制器由于模型失配, 导致马赫数的准度和精度不太理想, 误差较大; 多控

制器融合方法的控制精度得到了较大改善,解决了部分工况没有预报模型的问题.

5 结论

本文以2.4 m 暂冲型跨声速风洞为研究对象,分析了风洞的整体结构及其吹风实验的特点. 鉴于暂冲型跨声速风洞具有控制精度要求极高、扰动频繁、时滞、耦合、非线性的特点,选择适合风洞的预测控制方法,完成了风洞流场控制器的设计. 为提高风洞抵抗攻角扰动的能力,采用攻角补偿模型预测值,以提高控制精度并减少调节时间. 考虑到流场的非线性特性,采用多控制器并行策略,实现新工况的控制. 最后给出基于一阶近似模型的控制器参数整定方法. 通过10余次的风洞吹风实验,验证了基于攻角补偿的风洞流场预测控制器的有效性. 所设计的基于攻角补偿的模型预测控制器能有效调节风洞流场,抵抗攻角扰动,使风洞实验中流场参数的精度达到了大飞机研制的需要. 本文设计的控制器已在2.4 m 风洞上应用,并顺利地完成了大飞机的吹风实验.

参考文献(References)

- [1] 王发祥. 高速风洞实验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 1-6.
(Wang F X. High speed wind tunnel test[M]. Beijing: National Defend Industry Press, 2003: 1-6.)
- [2] Dinca L, Corcau J I. A prototype for airflow speed control in a subsonic wind tunnel[J]. IEEE Trans Aerospace and Electronic System, 2014, 29(2): 14-21.
- [3] Sarunic P, Evans R. Hierarchical model predictive control of UAVs performing multitarget-multisensor tracking[J]. IEEE Trans of Aerospace and Electronic System, 2014, 50(3): 2253-2268.
- [4] Pela A F. Closed-loop Mach number control in a transonic wind-tunnel[J]. AIAA J, 1989, 30(1): 25-32.
- [5] Nott C R, Ölçmen S M, Daniel R. Supersonic, variable-throat, blow-down wind tunnel control using genetic algorithms, neural networks, and gain scheduled PID[J]. ApplIntell, 2008, 29(1): 79-89.
- [6] David M N. Wind tunnel computer control system and instruction[J]. ISA Trans, 1989, 89(8): 87-101.
- [7] Mrak A Motter. Control of the NASA langley 16-foot transonic tunnel with the self-organizing feature Map[D]. Florida: College of Engineering, University of Florida, 1998.
- [8] Motter M A. Neural control of the NASA langley 16-foot transonic tunnel[C]. American Control Conf. Boston, 1991: 662-663.
- [9] Wang Xin, Li Shaoyuan, Chai Tianyou. Multi-model direct adaptive decoupling control with application to the wind tunnel system[J]. ISA Trans. 2005, 44(1): 131-143.
- [10] 席裕庚, 李德伟, 林姝. 模型预测控制——现状与挑战[J]. 自动化学报, 2013, 39(2): 222-236.
(Xi Y G, Li D W, Lin S. Model predictive control — status and challenges[J]. Acta Automatica Sinica, 2013, 39(2): 222-236.)
- [11] Eitelberg G, Eckert D. Some development in experimental techniques of the german-dutch wind tunnels(DNW)[C]. Aerodynamic Measurement Technology & Ground Testing Conf. IEEE, 2013: 1-22.
- [12] 董谊信, 陈章云. CARDC 2.4 m 引射式跨声速风洞设计与运行调试[J]. 流体力学实验与测量, 2001, 15(3): 54-61.
(Dong Y X, Chen Z Y. CARDC 2.4 m injector powered transonic wind tunnel design and operation[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2001, 15(3): 54-61.)
- [13] Shridhar R, Cooper D J. A novel tuning strategy for multivariable model predictive control[J]. ISA Trans, 1998, 36(4): 273-280.
- [14] Shridhar R, Cooper D J. A tuning strategy for unconstrained multivariable model predictive control[J]. Industrial Engineering Chemistry Research, 1998, 37(10): 4003-4016.

(责任编辑: 郑晓蕾)