Экспериментальный стенд для исследования процесса адаптации планера с "перьями" к изменениям турбулентного потока¹

Амелин К. С., Амелина Н. О., Дерюгин Д. Е., Иванский Ю. В.² Санкт-Петербургский государственный университет, Институт проблем машиноведения РАН {konstantinamelin, ngranichina, deryugin.denis, ivanskiy.yuriy}@gmail.com

В статье рассматривается функционирование стенда, имитирующего крыло самолета с подвижными элементами («перьями»), в условиях турбулентного воздушного потока. За счет поворота подвижных элементов в двух плоскостях в зависимости от характеристик воздушного потока над элементом крыла снижается эффект болтанки. Путем использования механизма обратной связи между соседними элементами крыла осуществляется переходный процесс от неуравновешенного состояния, при котором разница отклонений давлений от их значений в ламинарном потоке сильно отличается на разных участках крыла, к конечному числу кластеров с одинаковым отклонением давлений, а затем к синхронизации всех элементов крыла и окончательному выравниванию разницы давления. Синхронизация осуществляется за счет применения мультиагентного алгоритма, основанного на методе скоростного градиента. В статье описывается математическая модель крыла с подвижными элементами, излагается постановка задачи синхронизации элементов крыла, приводится алгоритм синхронизации, перечисляется элементная база используемых датчиков, проводится анализ результатов имитационных экспериментов.

Kлючевые слова: метод скоростного градиента, мультиа
гентные технологии, переходный процесс, самолет с «перьями», турбулентность.

1. Введение

В настоящее время исполнительные механизмы становятся все более точными, а вычислительные устройства приобретают все меньший размер. Это открывает новые возможности в интеллектуальном управлении сложными системами в тех случаях, когда стандартные математические модели в силу тех или иных причин оказываются неприменимыми.

 $^{^{1}}$ Работа выполнена при поддержке РНФ, проект №16-19-00057.

² © Амелин К. С., Амелина Н. О., Дерюгин Д. Е., Иванский Ю. В., 2017

Одним из ключевых недостатков традиционных методов анализа и управления системами является предположение о том, что модель описания окружающей среды является заранее известной и точной. На практике часто приходится сталкиваться с различными сложностями. Например, в ряде случаев приходится иметь дело с приближенными моделями (в отсутствие точной модели или по причине неудобства модели для вычислений) и искаженными входными данными (для большинства измерений характерно наличие помех и "выбросов"). Более того, существует возможность технических сбоев, частично или полностью выводящих из строя различные компоненты системы. К тому же, в ряде случаев может меняться и структура пространства состояний.

Ранее вопросы адаптивного управления в условиях неопределенности не получали достаточного внимания со стороны исследователей в связи с техническими ограничениями по реализации механических систем. Однако, современная техническая база позволяет применять новые математические модели для решения подобных проблем. В частности, стал возможен сбор более детальной информации об окружающей среде — различные датчики становятся не только более точными, но и более компактными.

Как было показано в [1,2,3,4], ряд природных явлений имеет смысл рассматривать как процессы с переменной структурой пространства состояний. Изменение структуры пространства состояний приводит к изменению внутренней структуры системы, а взаимодействие элементов системы, в свою очередь, приводит к изменению системы в целом [5]. При рассмотрении турбулентности в жидкостях, газах, мультифазовых и пластических потоках окружение может рассматриваться в качестве подобной системы [6,7]. Примером таких систем может служить практически любая биологическая система. О динамическом формировании структур можно говорить и в рамках социологии, психологии и экономики [8].

Из-за изменения числа степеней свободы даже фиксированный набор переменных для построения математической модели неравновесного процесса, как строго доказано в неравновесной статистической механике [9], никогда не будет полным. Следовательно, неравновесные системы в природе не могут быть описаны в полной мере с помощью традиционных дифференциальных моделей для динамических систем. Для описания таких переходных про-

цессов следует использовать более гибкие математические модели. Эти модели должны уметь приспосабливаться к изменению внешней среды, например, с помощью механизма внутренней обратной связи.

Мультиагентные системы могут быть использованы для эффективного решения широкого спектра проблем, связанных с возмущениями и нестационарными системами [10]. Эффективность решения достигается заменой большой и сложной модели набором простых локальных моделей. Согласованное поведение некоторой подгруппы агентов приводит к уменьшению размерности пространства состояний [11, 12]. Возмущения внешней среды могут приводить к нарушению согласованности в поведении некоторых групп агентов, что будет соответствовать увеличению размерности пространства состояний.

В последнее десятилетие проблемы взаимодействия в распределенных системах управления все больше привлекает внимание исследователей [13,14,15,16]. Этот интерес обусловлен растущим количеством прикладных областей, связанных с управлением в распределенных электрических сетях, межпроцессорным взаимодействием, беспроводными, транспортными и промышленными сетями, сетями датчиков, БПЛА, координацией мобильных роботов и т. п.

В [17] предлагалось использовать мультиагентную систему для решения проблем, связанных с движением в турбулентном потоке. Эта задача не имеет аналитического решения, и в настоящее время используются различные упрощенные модели, а значит, использование мультиагентного подхода может оказаться эффективным.

В этой статье рассматривается математическая модель и устройство экспериментального стенда для исследования процесса адаптации планера с "перьями" к изменениям турбулентного потока.

2. Синхронизация перьев самолета

В турбулентном потоке ветра на разные "перья" действуют разные силы, их результирующая приводит к изменению траектории полета и быстрым вращениям вокруг центра тяжести, что вызывает эффект болтанки. Согласно результатам неравновесной стати-

стической механики большие градиенты макроскопических полей посредством взаимодействия между элементами системы сглаживаются за счет пространственно-временных корреляций. Этот процесс описывает переход от турбулентного режима обтекания самолета к ламинарному. Например, если рассмотреть только тангенциальную компоненту импульса турбулентного потока, действующего на обтекаемую поверхность самолета, то пойдет процесс формирования кластеров, а когда все возмущающие силы становятся равными Δ_1 , то турбулентный режим сменяется ламинарным диссипативным обтеканием. В результате такого перехода энергия турбулентного потока преобразуется в кинетическую энергию поступательного движения самолета E_1 с диссипативными потерями, которая приводит к изменению траектории полета. Проблема заключается в том, что естественный процесс сглаживания медленный, тогда как турбулентный ветровой поток изменяется очень быстро. Использование электромагнитных полей для передачи сигналов между элементами системы приводит к ускорению процесса выравнивания силовых полей, индуцированных турбулентными потоками ветра и действующими на поверхность самолета, что будет препятствовать возникновению резких и разнонаправленных ускорений движения самолета.

2.1. Формализация постановки задачи

Будем считать, что самолет движется прямолинейно в горизонтальной плоскости и поверхность его крыла состоит из n конечных элементов ("перьев") $a^1, a^2, \ldots, a^i, \ldots, a^n$. Здесь и далее верхний индекс $i, i \in N = \{1, 2, \ldots, n\}$ обозначает номер "пера" i, а не степень. "Перья" могут изменять свои углы наклона α^i к поверхности крыла в определенных границах от значения α^- до α^+ и поворачиваться в плоскости крыла на угол β^i в диапазоне от β^- до β^+ . Эти наклоны и повороты позволяют изменять вертикальную и продольную составляющие возмущающих сил, действующих на "перо".

Для каждого $i=1,2,\ldots,n$ будем использовать следующие обозначения:

 \mathbf{f}_0^i — интегральная сила

$$\mathbf{f}_0^i = \int_{a^i} \mathbf{f}_0(\mathbf{r}) d\mathbf{r},$$

действующая на i-е перо в ламинарном потоке ветра до момента времени t_1 , приложенная к центру пера и направленная перпендикулярно его поверхности,

 f_0^i — величина силы \mathbf{f}_0^i ,

 α_0^i — угол наклона пера *i* до момента времени t_1 ,

 i_0 — угол поворота пера i до момента времени t_1 ,

 z_0^i — вертикальная проекция силы, действующей на i-е перо: z_0^i =

 x_0^i — продольная проекция силы, действующей на i-e перо: x_0^i = $f_0^i sin(\alpha_0^i) cos(\beta_0^i),$

 \mathbf{f}_i — интегральная возмущающая сила

$$\mathbf{f}^{i}(t) = \int_{a^{i}} \mathbf{f}(\mathbf{r}, t) d\mathbf{r},$$

действующая на i-е перо в момент времени $t \geq t_1$, приложенная к центру пера и направленная перпендикулярно его поверхности,

 f^i — величина силы \mathbf{f}^i ,

 $\alpha^i(t)$ — угол наклона пера i в момент времени t,

 $\beta^{i}(t)$ — угол поворота пера i в момент времени t,

 z^i — вертикальная проекция силы \mathbf{f}^i ,

 x^i — продольная проекция силы \mathbf{f}^i ,

$$egin{pmatrix} \Delta_1^i \ \Delta_2^i \ \Delta_3^i \end{pmatrix} = \mathbf{f}^i - \mathbf{f}_0^i = \int_{a^i} \Delta(\mathbf{r},t) d\mathbf{r}$$
 — интегральное отклонение воз-

мущающей силы \mathbf{f}^i от стационарного значения \mathbf{f}^i_0 при ламинарном обтекании.

Заметим, что при изменении углов $\alpha^i(t)$ и $\beta^i(t)$ естественно изменяются векторы \mathbf{f}^i , а также величины z^i и x^i , которые равны соответственно $z^i = f^i cos(\alpha^i)$ и $x^i = f^i sin(\alpha^i) cos(\beta^i)$. Кроме того, в силу введенных обозначений имеем

$$\begin{array}{lll} \Delta_{1}^{i} = & z^{i} - z_{0}^{i} & = f^{i}cos(\alpha^{i}) - f_{0}^{i}cos(\alpha_{0}^{i}), & (1) \\ \Delta_{2}^{i} = & x^{i} - x_{0}^{i} & = f^{i}sin(\alpha^{i})cos(\beta^{i}) - f_{0}^{i}sin(\alpha_{0}^{i})cos(\beta_{0}^{i}). & (2) \end{array}$$

$$\Delta_2^i = x^i - x_0^i = f^i \sin(\alpha^i) \cos(\beta^i) - f_0^i \sin(\alpha_0^i) \cos(\beta_0^i). \tag{2}$$

Определение 1. Будем говорить, что "перья" синхронизированы в момент времени t, если совпадают все отклонения $\Delta_1^i = \Delta_1^j \ u \ \Delta_2^i = \Delta_2^j \ \partial$ ля в $cex \ i, j \in N$.

В ламинарном потоке при сохранении углов $\alpha^i=\alpha^i_0$ и $\beta^i=\beta^i_0$

все "перья" синхронизированы, так как $\Delta_1^i = \Delta_1^j = 0$ и $\delta_2^i = \Delta_2^j = 0 \ \forall i,j \in N.$

 Π е м м а 1. Если начиная с некоторого момента времени $t_1 + \tau$ все "перья" самолета синхронизированы, то суммарные вращательные моменты вокруг оси движения (продольной оси) и вертикальной оси равны нулю.

Будем считать, что "перья" являются некоторыми интеллектуальными агентами, которые стремятся выровнять с остальными свои отклонения моментов $\Delta_k^i, k=1,2$. Для каждого пера i обозначим через N^i множество его соседей, от которых перо i может получать информацию для принятия решения об изменении своей ориентации и которым оно может передавать информацию о своем состоянии. Для варьирования значимости информации от пера i для пера j и наоборот введем нормированные весовые коэффициенты $b^{i,j}=b^{j,i}:\sum_{j\in N^i}b^{i,j}=1$. Полагая $b^{i,j}=0$ для всех остальных пар (i,j), у которых нет связи между собой, определим симметричную матрицу смежности $B = [b^{i,j}]$. В дальнейшем потребуются следующие понятия из теории графов и обозначения: $\mathbf{1}_n-n$ -мерный вектор из единиц, \mathcal{G}_B — неориентированный граф связей с матрицей смежности В; взвешенная степень узла i графа \mathcal{G}_B — сумма элементов i-й строки матрицы $B:d^i(B)=$ $\sum_{j=1}^n b^{i,j}; {
m diag}\{d^i(B)\}$ — диагональная матрица из взвешенных степеней узлов; $d_{max}(B)$ — максимальная взвешенная степень узла графа \mathcal{G}_B ; $\mathcal{L}(B) = (\operatorname{diag}\{d^i(B)\} - B) - \operatorname{Лапласиан}$ графа \mathcal{G}_B ; Tоперация транспонирования вектора или матрицы; $\|B\|$ — Евклидова норма: $\|B\| = \sqrt{\sum_i \sum_j (b^{i,j})^2}; \ Tr(B)$ — след матрицы B (сумма диагональных элементов); $\lambda_2(B)$ — вещественная часть второго по абсолютной величине собственного числа матрицы $B; \lambda_{max}(B)$ — вещественная часть максимального по абсолютной величине собственного числа матрицы B. Граф $\mathcal{G}_{B_{sq}}$ называется подграфом графа \mathcal{G}_B , если $b_{sq}^{i,j} \leq b^{i,j}$ для всех $i,j \in N$. Говорят, что граф \mathcal{G}_B содержит остовное дерево, если существует дерево \mathcal{G}_{tr} , являющееся подграфом \mathcal{G}_B . Так как $\mathcal{L}(B)c\mathbf{1}_n=0$ при любом с, то любой вектор из одинаковых констант является собственным вектором матрицы Лапласиана $\mathcal{L}(B)$, соответствующим нулевому собственному значению. Если граф \mathcal{G}_B содержит остовное дерево, то кратность нулевого собственного значения матрицы Лапласиана $\mathcal{L}_l B$) равна единице (см. [13] или [14]) и, следовательно, $|\lambda_2(B)|>0$. Вектор из всех первых двух проекций отклонений моментов $\Delta_k^i, k=1,2,$ обозначим $\mathbf{D}=\begin{pmatrix}\mathbf{D}_1\\\mathbf{D}_2\end{pmatrix}, \mathbf{D}_k=col(\Delta_k^1,\Delta_k^2,\ldots,\Delta_k^n), k=1,2,$ и определим качество выравнивания отклонений с помощью функционала Лапласа [19]

$$Q(\mathbf{D}) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{n} \sum_{j \in N^i} b^{i,j} \left\| \begin{pmatrix} \Delta_1^j \\ \Delta_2^j \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \Delta_1^i \\ \Delta_2^i \end{pmatrix} \right\|^2.$$
 (3)

При сделанных предположениях точка минимума этого функционала качества совпадает с точкой минимума энергии вращения, передаваемой самолету турбулентным потоком.

Приведенные выше рассуждения обосновывают следующую формализованную постановку задачи: Требуется при переходе самолета на некотором интервале времени $[t_1, t_2]$ от равномерного прямолинейного полета в условиях ламинарного обтекания потоком воздуха к полету в зоне турбулентности в условиях возмущений выбрать для каждого "пера" $i \in N$ такие законы изменения углов наклона α_i и поворота β_i

$$\dot{\alpha}^i(t) = u^i_{\alpha}(t), \ \dot{\beta}^i(t) = u^i_{\beta}(t), \tag{4}$$

которые обеспечили бы для функционала качества $Q(\mathbf{D}(t))$, начиная c некоторого момента времени $t_1+\tau$, выполнение целевого условия

$$|Q(\mathbf{D}(t))| < \varepsilon \tag{5}$$

для задаваемого достаточно малого параметра $\epsilon>0$ при достаточно большом значении $t_2>t_1+ au.$

2.2. Использование метода скоростного градиента и оценка времени переходного процесса

Для описания процесса выравнивания сил воспользуемся принципом скоростного градиента (Speed-Gradient Principle, SG) [20,21]. Согласно этому принципу все физические системы эволюционируют по наискорейшему пути в направлении термодинамического

равновесия, которому соответствует максимальное значение энтропии. В рамках алгоритма скоростного градиента максимальному приращению энтропии отвечает минимальное значение функционала качества Q. Следуя общей схеме алгоритма скоростного градиента [21], выведем формулы для оптимального закона управления (4). Для \dot{Q} имеем

$$\dot{Q} = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{n} \sum_{k=1}^{2} \frac{\partial Q}{\partial \Delta_{k}^{i}} \left(\frac{\partial \Delta_{k}^{i}}{\partial \alpha^{i}} \dot{\alpha}^{i} + \frac{\partial \Delta_{k}^{i}}{\partial \beta^{i}} \dot{\beta}^{i} + \frac{\partial \Delta_{k}^{i}}{\partial f^{i}} \dot{f}^{i} \right). \tag{6}$$

Из вида (3) функционала Q и свойств Лапласиана графа \mathcal{G}_B выводим

$$\frac{\partial Q}{\partial \Delta_k^i} = -2 \sum_{j \in N^i} b^{i,j} (\Delta_k^j - \Delta_k^i), \ \nabla_{\mathbf{D}_k} Q = 2\mathcal{L}(B) \mathbf{D}_k, k = 1, 2,$$
 (7)

а из (1)-(2) получаем

$$\frac{\partial \Delta_1^i}{\partial \alpha^i} = -f^i \sin(\alpha^i), \qquad \frac{\partial \Delta_1^i}{\partial \beta^i} = 0, \tag{8}$$

$$\frac{\partial \Delta_2^i}{\partial \alpha^i} = f^i \cos(\alpha^i) \cos(\beta^i), \quad \frac{\partial \Delta_2^i}{\partial \beta^i} = -f^i \sin(\alpha^i) \sin(\beta^i)$$
 (9)

$$\frac{\partial \Delta_1^i}{\partial f^i} = \cos(\alpha^i), \qquad \frac{\partial \Delta_2^i}{\partial f^i} = \sin(\alpha^i)\cos(\beta^i). \tag{10}$$

В соответствии с принципом скоростного градиента надо выбрать такие законы изменения для $\dot{\alpha}^i$ и $\dot{\beta}^i$, чтобы все слагаемые в суммах в (6), умноженные на $\frac{\partial Q}{\partial \Delta_k^i}$, были отрицательными. Для этого при условии $f^i \neq 0$ можно взять

$$\dot{\alpha}^{i} = -\left(\gamma \frac{\partial Q}{2\partial \Delta_{1}^{i}} + \frac{\partial \Delta_{1}^{i}}{\partial f^{i}} \dot{f}^{i}\right) \left(\frac{\Delta_{1}^{i}}{\partial \alpha^{i}}\right)^{-1} \tag{11}$$

$$\dot{\beta}^{i} = -\left(\gamma \frac{\partial Q}{2\partial \Delta_{2}^{i}} + \frac{\Delta_{2}^{i}}{\partial \alpha^{i}} \dot{\alpha}^{i} + \frac{\partial \Delta_{2}^{i}}{\partial f^{i}} \dot{f}^{i}\right) \left(\frac{\partial \Delta_{2}^{i}}{\partial \beta^{i}}\right)^{-1} \tag{12}$$

с некоторым параметром (коэффициентом усиления) $\gamma > 0$.

Последние соотношения (11), (12) вместе с (7)–(10) позволяют выписать закон управления.

Если $f^i=0$, то $\dot{\alpha}^i=\dot{\beta}^i=0$, иначе

$$\dot{\alpha}^{i} = -\gamma \frac{\sum_{j \in N^{i}} b^{i,j} (\Delta_{1}^{j} - \Delta_{1}^{i})}{f^{i} \sin(\alpha^{i})} + \frac{\dot{f}^{i}}{f^{i}} \operatorname{ctg}(\alpha^{i})$$

$$-\gamma \frac{\sum_{j \in N^{i}} b^{i,j} \left((\Delta_{2}^{j} - \Delta_{2}^{i}) + \operatorname{ctg}(\alpha^{i}) \cos(\beta^{i}) (\Delta_{1}^{j} - \Delta_{1}^{i}) \right)}{f^{i} \sin(\alpha^{i}) \sin(\beta^{i})} + \frac{\dot{f}^{i}}{f^{i}} \frac{\operatorname{ctg}(\beta^{i})}{\sin^{2}(\alpha^{i})}$$

$$+ \frac{\dot{f}^{i}}{f^{i}} \frac{\operatorname{ctg}(\beta^{i})}{\sin^{2}(\alpha^{i})}$$

T е о р е м а 1. Пусть $\varepsilon > 0$ и для k = 1, 2 обозначим через $D_k(t_1+)$ предел $D_k(t)$ при $t \to t_1$ справа. Если граф \mathcal{G}_B содержит остовное дерево и выполнены сделанные выше предположения, тогда закон управления (13)–(14) обеспечивает достижение цели управления (5) за время не более, чем

$$\tau = \frac{1}{\gamma} \left| \frac{2 \ln \max_{k=1,2} \|\mathbf{D}_k(t_1+) - \bar{c}_k \mathbf{1}_n\| + \ln 2 + \ln(1+|\lambda_{max}(B)|) - \ln \varepsilon}{2\lambda_2(B)} \right|, \tag{15}$$

где

$$\bar{c}_k = \sum_{i=1}^n \Delta_k^i(t_1+).$$

Замечани е 1. Важно подчеркнуть мультиагентную природу протокола управления (13)–(14), в котором управляющие сигналы для наклона и поворота "перьев" генерируются только на основании данных о своем состоянии и о состоянии соседних "перьев".

З а м е ч а н и е 2. Характерное время процесса определяется обратной величиной коэффициента усиления $1/\gamma$ и может быть сделано сколь угодно малым. Но в реальной физической системе параметр γ не может быть выбран произвольно большим, так как его выбор будет зависеть от скорости срабатывания датчиков давления и реализации соответствующих команд управления поворотами и наклонами "перьев".

Замечание 3. Еще одной важной особенностью протокола управления (13)–(14) является то, что в нем нет явной "привязки" к моменту времени t_1 , при котором изменяется структура набегающего потока. Этот факт "снимает" необходимость решения традиционно сложной задачи "о разладке" (см., например, [22]). Углы наклона "перьев" начинают автоматически изменяться по обратной связи при нарушении согласованности моментов возмущающих сил. Это позволяет легко распространить полученные результаты, используя тот же протокол управления (13)–(14), на случай многократного изменения структуры турбулентного потока в моменты времени $t_1, t_2, \ldots, t_m, \ldots$ при выполнении дополнительного условия: $\max_{m>0} \{t_{m+1} - t_m\} >> \tau$.

3. Экспериментальный стенд для исследования процесса адаптации планера с «перьями» к изменениям турбулентного потока

Работоспособность алгоритма апробирована на натурном стенде в условиях воздействия на крыло турбулентных потоков.

3.1. Упрощенная математическая модель турбулентного потока

Турбулентный поток действует не постоянно, а возникает в некоторый момент времени. Таким образом, давление воздуха на различные участки поверхности описывается следующим образом. До момента времени t_1 на поверхность воздействует ламинарный поток, т. к. $p_k = w_k$, где w_k — центрированные помехи, соответствующие неточному измерению давления. В момент времени t_1 возникает возмущение, которое действует до момента времени t_2 , после которого может либо вернуться ламинарный поток воздуха, либо появиться турбулентный поток с новыми параметрами. Можно предположить, что турбулентный поток формирует конечное число возмущений, каждое из которых может быть представлено как нормально распределенное с некоторыми коэффициентами.

Таким образом, давление в точке х в момент времени t может быть выражено как

$$\Delta(x,t) = \sum_{i=1}^{n} \Delta^{i}(t) \exp\left\{-\frac{1}{2}(x - r^{i}(t))^{T} D^{i}(t)^{-1}(x - r^{i}(t))\right\}$$

$$P_{laminar} = (const, 0, 0) + w$$

$$P_{turbulent}(x,t) = P_{laminar} + \Delta(x,t)$$

$$(16)$$

3.2. Программная реализация фреймворка для работы с ${ m MAC}$

При аппаратной реализации каждое из роботизированных устройств взаимодействует только со своими соседями (Рис. 1).

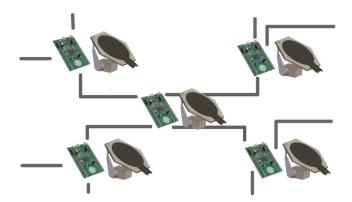


Рис. 1: Роботизированные элементы и связь между ними.

Для проведения экспериментов был разработан фреймворк (см. Puc. 2) на языке Python, позволяющий обрабатывать данные о работе системы, строить графики и визуализировать состояние системы в реальном времени.

Фреймворк состоит из двух основных модулей.

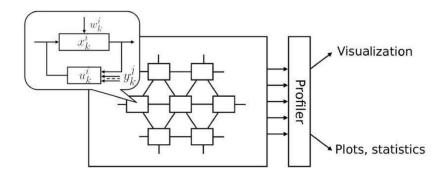


Рис. 2: Фрейморк для работы с мультиагентными системами.

- Симулятор моделирует поведение внешней окружающей среды и агентов мультиагентной системы, при этом можно добавлять новые модели окружающей среды и новые алгоритмы управления, а также задавать топологию МАС. В рамках данной работы были реализованы две модели окружающей системы.
 - Модель случайных воздействий в каждой точке пространства.
 - Упрощенная модель турбулентного потока (16).

Также были реализованы дискретные модификации следующих алгоритмов управления.

- Протокол локального голосования из [23].
- Алгоритм для выравнивания давления, предложенный в [2].
- Алгоритм (1), (13), который после дискретизации принимает вид

$$\alpha_m^i = \Pr_{[\alpha^-, \alpha^+]} \left(\alpha_{m-1}^i + \gamma \frac{\sum_{j \in N^i} b^{i,j} (\bar{\Delta}_m^j - \bar{\Delta}_m^i) - \operatorname{tg}(\kappa)}{r^i f_{m-1}^i \cos(\alpha_{m-1}^i)} \right), \tag{17}$$

где $\Pr_{[\alpha^-,\alpha^+]}(\cdot)$ — проектор в интервал $[\alpha^-,\alpha^+]$, γ — размер шага, α_0^i — начальные условия, $\kappa=\alpha_{m-1}^i(\ln f_m^i$ —

 $\ln f_{m-1}^i),\ \bar{\Delta}_m^i=r^i(f_{m-1}^i\sin(\alpha_{m-1}^i)-f_0^i\sin(\alpha_0^i))$ и отправляют сигнал α_m^i на исполнительный механизм, исполнительный механизм его принимает и устанавливает постоянный угол наклона α_m^i на весь следующий интервал времени $[t_m,t_{m+1}].$

Моделирование происходит итеративно, шаг за шагом обновляя данные об окружающем мире, затем вычисляя воздействие воздушных потоков на систему и осуществляя управление элементами системы.

• Профайлер представляет из себя демон, исполняющийся на некотором хосте, позволяющий получать данные либо из симулятора, либо из стенда для прове- дения экспериментов. Профайлер может передавать информацию о поведении системы в реальном времени на несколько разных хостов. Также возможна за- пись этих данных для дальнейшего построения графиков и так далее.

3.3. Стенд для испытаний

Для проверки обоснованности рассматриваемой новой постановки задачи и работоспособности нового алгоритма разработан экспериментальный стенд, позволяющий проводить реальные физические эксперименты [24].

Экспериментальный стенд выполнен в виде крыла самолета с двояковыпуклым профилем Eppler, на который могут воздействовать разнообразные потоки ветра. Размах крыла 1 m при хорде 0,5 m. Почти вся поверхность крыла покрыта пластинами ("перьями") с датчиками давления. Количество пластин — n=100 mt. Размер одной пластины $60~{\rm mm} \times 60~{\rm mm}$.

Пластины равномерно размещены по поверхности со смещением каждого ряда относительно друг друга на 30 mm. Таким образом у каждой пластины имеется максимум шесть соседей. Для измерения давления используется чувствительный аналоговый датчик давления (барометр), который показывает как увеличение давления, так и разряжение на поверхности пластины. Угол наклона пластин α^i



Рис. 3: Фрагмент стенда моделирования.

может меняться с помощью приводов (см. Рис. 3) с целью изменения давления воздуха на них. Сбор данных и генерирование сигнала управления ШИМ выполняются с помощью отладочных плат STM32F3DISCOVERY. Задачу управления каждой пластиной, сбор данных с датчиков и взаимодействие с соседями осуществляет микрокомпьютер Arduino Micro, с возможной скоростью обновления данных каждые 0,001 сек. Для управления сервоприводом используется ШИМ с постоянным уровнем напряжения 5 В, постоянной частотой импульсов в 50 Гц и переменной длительностью рабочей части импульса от 0,9 мс до 2 мс, где 1,5 мс является средним положением сервопривода, а отработка из крайнего в крайнее положение занимает 0,1 сек и представляет собой поворот движущейся части на 60 град. Поворот пластин пока не реализован. Сбор данных со всех плат Arduino Micro происходит на отладочных платах Arduino Mega 2560 R3. Одна плата Arduino 2560 обеспечивает взаимодействие с 14 платами Arduino Micro. В стенде используется 7 плат Меда. В экспериментах исследуется топология связи, при которой каждый элемент связан с шестью соседями. В дополнение на пластинах установлены светодиоды для индикации статуса достижения синхронизации. Для обеспечения разнообразных потоков ветра используется шесть вентиляторов общей мощностью в 500 Вт.

Такт работы микроконтроллера выбран h = 0,03 сек. За это время все микрокомпьютеры собирают данные с датчиков $\bar{f}_m^i=f^i(t_m)$

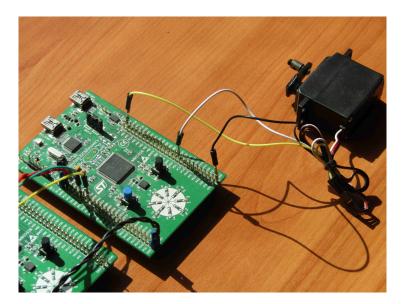


Рис. 4: Соединение платы с сервоприводом.

(здесь и далее моменты времени $t_m = t_1 + h(m-1), m = 1, 2, \ldots$), отправляют и принимают данные от соседей, обрабатывают данные по алгоритму.

Передача данных между микрокомпьютерами формируется посредством цифровых портов. В один и тот же момент каждый микрокомпьютер, после расчетов, отправляет информацию на шесть соседей с одного порта и принимает шесть сигналов с шести других портов. Для передачи информации был разработан протокол, основанный на двоичной системе, в котором давление на датчик имеет градацию от 0 до 10, а начало сообщения содержит три нуля. В связи с этим пластинка перемещается на угол от 0 до 30 град. с шагом в 3 град., что соответствует вращению сервопривода на угол от 0 до 45 град. с шагом в 4,5 град. Задержка отработки сигнала на исполнительных механизмах: поворот подвижной части механизма (качалки) на 60 град. происходит за 0,1 сек., на 4,5 град. за 0,0075 сек.

Вся информация от плат Arduino дублируется в главном компьютере для профилировки и визуализации результатов. На теку-



Рис. 5: Отладочная плата STM32F3DISCOVERY.

щем этапе проекта исследуются работоспособность алгоритма (17) при различных выбираемых пользователем параметрах γ и $b^{i,j}$. Проведенные эксперименты показывают достаточно высокую скорость протекания переходных процессов, обеспечивающих синхронизацию отклонений моментов возмущающих сил относительно оси по направлению движения самолета. На данный момент выявлена достаточно сильная дискретизация работы исполнительных механизмов, что сказывается на перераспределении. Протокол дорабатывается для увеличения числа ступеней в 3 раза.

4. Моделирование работы алгоритма

Для управления поведением системы, функционирующей по алгоритму (17), можно изменять следующие параметры.

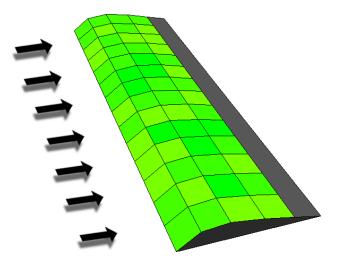


Рис. 6: Движение в ламинарном потоке (математическая модель) ($t < t_0$).

- Размер шага γ .
- Отрезок $[\alpha_k^-; \alpha_k^+]$, в пределах которого изменяется α .
- \bullet Топологию системы (т.е. матрицу связей B).
- Соотношение сил ламинарного и турбулентного потоков.

На Рис. 9, 10, 11, 12 изображены графики изменения функционала качества (3) с течением времени.

При меньших γ значение функционала убывает медленнее, испытывая при этом меньшие колебания.

На Рис. 9, 10, 11, 12 наблюдается колебание значений функционала качества при управлении системой элементов крыла по алгоритму (17). Этот эффект наблюдается даже при неизменных внешних условиях. Роботизированные устройства продолжают периодически менять свое положение, и не наблюдается сходимость к близким значениям отклонения давления от давления в ламинарном потоке на элементах крыла. При уменьшении шага колебания

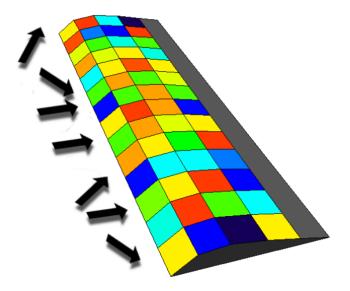


Рис. 7: Воздействие турбулентного потока (математическая модель) ($t=t_0$).

уменьшаются, но время сходимости алгоритма вырастает пропорционально. Было сделано предположение, что это происходит изза центральных элементов на крыле: из-за малого значения плеча возрастает управление u_k^t (так как длина плеча r_k находится в знаменателе). Изменение структуры крыла с полностью покрытого "перьями" на два региона с элементами по краям крыла (при использовании половина от общего числа датчиков) привело к стабилизации (см. Рис. 13, 14).

5. Заключение

В статье рассматривается устройство и функционирование стенда, имитирующего крыло самолета с подвижными элементами («перьями»), в условиях турбулентного воздушного потока. Эффект

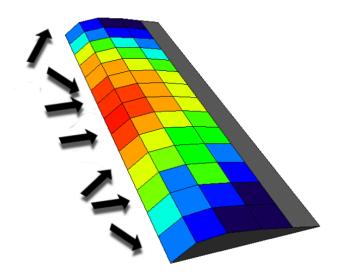


Рис. 8: Балансировка нагрузки (математическая модель) $(t_0 < t < t_1)$.

болтанки снижается за счет поворота подвижных элементов в зависимости от характеристик воздушного потока над элементом крыла. За счет использования обратной связи между соседними элементами крыла осуществляется синхронизация разницы давлений на всех элементах крыла. При этом наблюдается переходный процесс от неуравновешенного состояния, при котором отклонения давления в от их значений в ламинарном потоке сильно отличается на разных участках крыла, к конечному числу кластеров с почти совпадающим отклонением давлений, а затем к синхронизации всех элементов крыла и окончательному выравниванию разницы давления. Синхронизация осуществляется за счет применения мультиагентного алгоритма, основанного на методе скоростного градиента.

Список литературы

[1] Granichin O., Khantuleva T. Hybrid systems and randomized

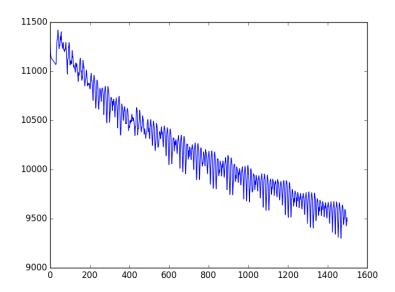


Рис. 9: Изменение значений функционала качества с течением времени при $\gamma=0.01, \alpha^+=\frac{\pi}{4}.$

measuring in nonequilibrium processes // Differential Equations and Control Processes. 2004. Vol. 3. P. 35–43.

- [2] Granichin O., Khantuleva T., Amelina N. Adaptation of aircraft's wings elements in turbulent flows by local voting protocol // IFAC-PapersOnLine. 2017. Vol. **50**. No. 1. P. 1904–1909.
- [3] *Граничин О.Н.* Как действительно устроены сложные информационно-управляющие системы? // Стохастическая оптимизация в информатике. 2016. Т. **12**. Вып. 1. С. 3–19.
- [4] *Граничин О.Н.*, *Хантулева Т.А* Адаптация элементов крыла ("перьев") самолета в турбулентном потоке с помощью мультиагентного протокола // Автоматика и телемеханика. 2017. № 10. С. 168–188.

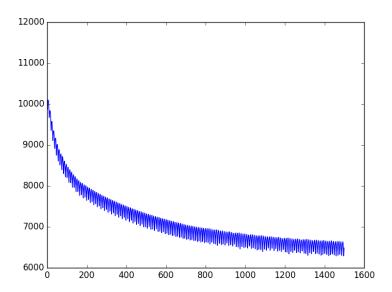


Рис. 10: Изменение значений функционала качества с течением времени при $\gamma=0.1, \alpha^+=\frac{\pi}{4}.$

- [5] *Синай Я.Г.* Построение кластерной динамики для динамических систем статистической механики // Вестник Московского университета. Серия 1. Математика. Механика. 1974. Т. **29**. № 1. С. 152—158.
- [6] Khantuleva T.A., Meshcheryakov Yu.I. Nonequilibrium processes in condensed media. Part 2. Structural instability induced by shock loading // Physical Mesomechanics. 2016. Vol. 19. No. 1. P. 69–76.
- [7] Meshcheryakov Yu.I., Khantuleva T.A. Nonequilibrium processes in condensed media: Part 1. Experimental studies in light of nonlocal transport theory // Physical Mesomechanics. 2015. Vol. 18. No. 3. P. 228–243.
- [8] Boccaletti S. et al. Complex networks: Structure and dynamics // Physics reports. 2006. Vol. **424**. No. 4. P. 175–308.

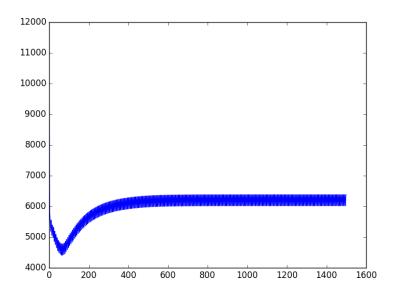


Рис. 11: Изменение значений функционала качества с течением времени при $\gamma=10, \alpha^+=\frac{\pi}{4}.$

- [9] *Зубарев Д.Н.* Неравновесная статистическая термодинамика. М.: Наука. 1971. 416 с.
- [10] Yong-Zheng S., Jiong R. Leader-follower consensus problems of multiagent systems with noise perturbation and time delays // Chinese Physics Letters. 2008. Vol. **25**. No. 9. P. 3493.
- [11] *Utkin V.I.* Sliding Modes in Control and Optimization Springer-Verlag Berlin, Heidelberg. 1992. 286 p.
- [12] Емельянов С.В. Системы автоматического управления с переменной структурой. Москва: Наука. 1967. 335 с.
- [13] Chebotarev P. Yu., Agaev R.P. Coordination in multiagent systems and Laplacian spectra of digraphs // Automation and Remote Control. 2009. Vol. **70**. No. 3. P. 469–483.

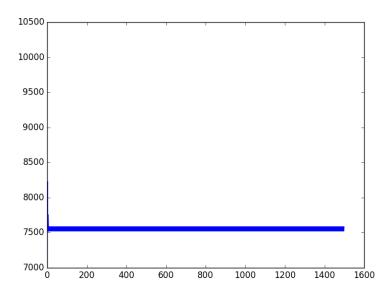


Рис. 12: Изменение значений функционала качества с течением времени при $\gamma=100, \alpha^+=\frac{\pi}{4}.$

- [14] Lewis F.L. et al. Cooperative Control of Multi-Agent Systems: Optimal and Adaptive Design Approaches (Communications and Control Engineering). — London: Springer. 2014. 307 p.
- [15] Olfati-Saber R., Murray R.M. Consensus problems in networks of agents with switching topology and time-delays // IEEE Transactions on Automatic Control. 2004. Vol. 49. No. 9. P. 1520–1533.
- [16] Ren W., Beard R.W., Atkins E.M. Information consensus in multivehicle cooperative control // IEEE Control Systems. 2007. Vol. 27. No. 2. P. 71–82.
- [17] Granichin O., Khantuleva T. Local voting protocol for the adaptation of airplane's "feathers" in a turbulence flow // Proc. of the 2017 American Control Conference. 2017. P. 5684–5689.

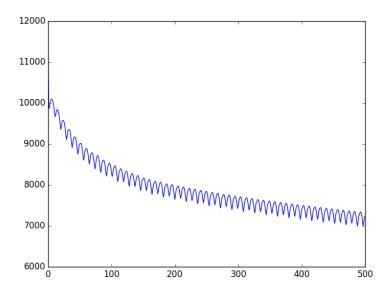


Рис. 13: Изменение значений функционала качества с течением времени при использовании всей поверхности крыла.

- [18] *Хантулева Т.А.* Нелокальная теория неравновесных процессов переноса. СПб.: Изд-во СПбГУ. 2013.
- [19] Olfati-Saber R., Fax J., Murray R. Consensus and cooperation in networked multi-agent systems // Proceedings of the IEEE. 2007. Vol. 95. No. 1. P. 215–233.
- [20] Khantuleva T.A., Shalymov D.S. Modelling non-equilibrium thermodynamic systems from the speed-gradient principle // Philos. Trans. R. Soc. A. 2017. Vol. **375**. Is. 2088. P. 2016220.
- [21] Φ радков A.Л. Исследование физических систем при помощи обратных связей // Автоматика и телемеханика. 1999. №. 3. С. 213—230.
- [22] Kalmuk A., Granichin O., Granichina O., et al. Detection of abrupt changes in autonomous system fault analysis using spatial adaptive

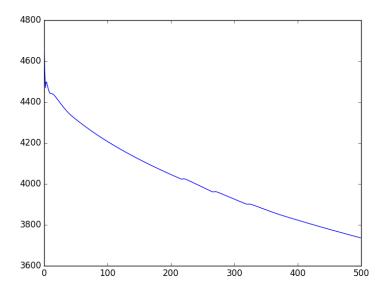


Рис. 14: Изменение значений функционала качества с течением времени при использовании половины элементов по краям крыла.

estimation of nonparametric regression // Proc. of the 2016 American Control Conference. 2016. P. 6839–6844.

- [23] Granichin O., Khantuleva T., Granichina O. Local voting protocol for the adaptation of airplane's "feathers" in a turbulence flow // Proc. of the 2017 American Control Conference. 2017. P. 5684–5689.
- [24] *Граничин О.Н.*, *Амелин К.С.*, *Амелина Н.О.* Заявка на изобретение "Аэродинамическое крыло летательного аппарата с адаптивно изменяющейся поверхностью". №2016147133/20(075649) от 30.11.2016.