

ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ИДЕНТИФИКАЦИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

асп. Икуас Ю.Ф.

Белорусский национальный технический университет, г. Минск

Рассматривается задача параметрической идентификации (оценки параметров) системы управления (СУ) на основе имеющейся априорной информации об уравнениях объекта в пространстве состояний и статистического анализа входных и выходных сигналов. Состояние СУ описывается уравнением в форме Ланжевена со случайными параметрами.

$$\dot{X}^{(s)}(t) = \varphi(X, D, s, t) + \sigma(X, D, s, t)U(t) + H(X, D, s, t)\xi(t).$$

при начальных условиях $X^{(s)}(t_0) = X_0$, $s = \overline{1, n_s}$ - номер состояния (структуры) системы. В данном случае $D = D(t)$ - блочный вектор в общем случае случайных параметров СФУ.

Задача идентификации состоит в том, чтобы на основе экспериментальных данных определить значение вектора параметров, $D^{(s)}(t)$ при котором разность $\Delta D^{(s)}(t) = D^{(s)}(t) - \hat{D}^{(s)}(t)$ принимает наименьшее значение. Вектор $D^{(s)}(t)$ представляется в виде $D^{(s)}(t) = D_n(t) + d^{(s)}(t)$, где $D_i(t)$ - вектор номинальных значений параметров СФУ, $d^{(s)}(t)$ - вектор малых отклонений параметров системы.

При такой постановке задачи производится совместное оценивание и идентификация процесса (объекта) на основе использования уравнений фильтрации, в которых вектор оценок фазовых координат $X^{(s)}(t)$ необходимо заменить на расширенный вектор $X_\delta^{(s)T}(t) = [X^{(s)}(t), d^{(s)}(t)]$.

В качестве примера рассмотрен процесс идентификации параметров СУ, описываемую уравнением (1). Математическое моделирование данного примера идентификации параметров СУ производилось в среде Mathcad. Для обеспечения некоррелированности шумов процесса и измерителя, представленных в модели, интегрирование дифференциальных уравнений производилось методом Эйлера.

Представленные результаты моделирования показали работоспособность алгоритма идентификации. Расхождения в оценке параметров элементов СУ незначительны.

Для случая неизменного состояния (структуры) а также линейных уравнений объекта и измерителя алгоритм идентификации принимает вид оптимального фильтра.

E-mail: upnkvk@bntu.by

Поступило в редакцию 17.10.2014

РАЗРАБОТКА СИСТЕМ БОРЬБЫ С ОБЛЕДЕНЕНИЕМ ВОЗДУШНОГО СУДНА

к.т.н. Лапцевич А.А., Сизиков С.В., к.т.н. Анисимов В.М., Сиянков А.Л.

УО «Минский государственный высший авиационный колледж», г.Минск

Настоящее изобретение относится к лобовым стеклам воздушных судов, в частности к борьбе с запотеванием/обледенением лобовых стекол воздушных судов.

Назначение. Заявленная система борьбы с обледенением лобового стекла воздушного судна обеспечивает нормируемую температуру лобового стекла от момента взлета до посадки воздушного судна без использования автотрансформатора, благодаря чему упрощается конструкция системы борьбы с обледенением лобового стекла и повышается надежность работы системы.

Конструкция. Система борьбы с обледенением лобового стекла воздушного судна содержит многослойное лобовое стекло, образованное склеиванием прозрачным

слоем 1 клея основного внутреннего стекла 2 с наружным стеклом 3, на внутренней поверхности которого расположены датчик 4 регулятора 5 температуры и в виде тонкой прозрачной пленки электронагреватель 6 стекла, который входом через силовой диод 7 замыкающийся контакт 8 первого контактора и автоматический выключатель 9 подключен к фазе «Л» трехфазной сети переменного тока воздушного судна, при этом к электросети 10 постоянного тока через второй автоматический выключатель 11 и три замыкающихся контакта 12, 13, 14 трехпозиционного переключателя 15 соответственно подключены: регулятор 5 температуры лобового стекла обмотка 17 первого контактора; и через конечный выключатель 18 контактирующий елевой стойкой шасси воздушного судна, обмотка 19 второго контактора, замыкающийся контакт 20 которого присоединен параллельно к выводам силового диода 7.

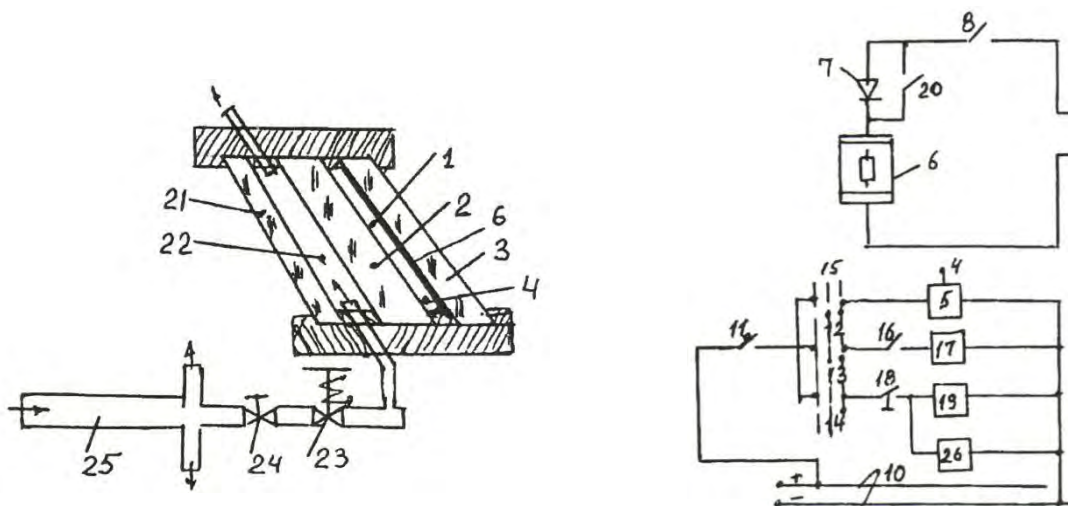
Для упрощения конструкции система борьбы с обледенением лобового стекла воздушного судна снабжена дополнительным внутренним стеклом 21, которое прикреплено к основному внутреннему стеклу 2 с образованием канала 22 для горячего воздуха, который входом подключен через электромагнитный клапан 23, регулирующий вентиль 24, к трубопроводу 25 подачи горячего воздуха к боковым стеклам кабины экипажа, а выходом сообщен с воздушной средой кабины, при этом обмотка 26 электромагнитного клапана 23 присоединена параллельно к выводам обмотки 19 второго контактора, а выход электронагревателя 6 лобового стекла подключен к фазе «В» трехфазной электросети переменного тока воздушного судна.

Основной принцип работы. Принцип работы заявленной модели.

Для предохранения растрескивания лобового стекла система обеспечивает обогрев стекла двумя режимами: «слабо» и «сильно». Перед полетом во время посадки пассажиров в салон пилот замыкает автоматические выключатели 9, 11 и ставит ручку трехпозиционного переключателя 15 в первое правое положение, при этом к электросети 10 постоянного тока подключается регулятор 5 температуры стекла, датчик 4 которого расположен в многослойном лобовом стекле. Система начинает обогрев лобового стекла в режиме «слабо». Если температура лобового стекла ниже 30 °С, то регулятор 5 замыкает свой контакт 16, при этом к электросети 10 постоянного тока подключается обмотка 17 первого контактора, он срабатывает и замыкает свой контакт 8. В этом случае к линейному напряжению трехфазной сети переменного тока воздушного судна через силовой диод 7 подключается электронагреватель 6 лобового стекла. Диод 7 пропускает ток в один полупериод, и лобовое стекло обогревается в режиме 2 «слабо». Контакт 8 первого контактора будет замнут до тех пор, пока температура лобового стекла не повысится до 30 °С. Далее процесс стабилизации температуры лобового стекла регулятором 5 повторяется.

После взлета в связи с уборкой шасси замыкается конечный выключатель 18, и при установке ручки трехпозиционного переключателя 15 во второе правое положение система начнет обогрев лобового стекла в режиме «сильно», так как резко возрастает охлаждение лобового стекла. В этом случае к электросети 10 постоянного тока подключается обмотка 19 второго контактора, он срабатывает и замыкается от своего контакта 20 шунтирует диод 7, а также к электросети 10 подключается обмотка 26 электромагнитного клапана 23, клапан открывается, и через регулирующий вентиль 24 горячий воздух из трубопровода 25 поступает в канал 22 между основным и дополнительным внутренними стеклами 2, 21.

Если температура лобового стекла меньше 30 °С, то регулятор 5 температуры стекла замыкает свой контакт 16, при этом первый контактор замыкает свой контакт 8 и начинается процесс нагрева лобового стекла в режиме «сильно». Так как диод 7 шунтирован контактом 20 второго контактора, то ток через нагреватель 6 протекает в оба полупериода и при линейном напряжении 208 вольт электронагреватель работает с электрической мощностью, близкой к номинальной.



Так, если номинальное напряжение электронагревателя 230 вольт, а линейное напряжение электросети 208 вольт переменного тока, то для дополнительного нагрева лобовых стекол открывают регулировочный вентиль 24 и при этом открытом электромагнитном клапане 23 изменяют расход горячего воздуха через канал 22 регулировочным вентилем 24, чтобы при температуре наружного воздуха – 50 °С с учетом максимальной скорости воздушного судна регулятор 5 начал отключать электронагреватель 6 от электросети переменного тока. Когда температура лобового стекла достигнет 30 0С, то первый контактор прекратит работу электронагревателя 6, при этом при открытых электромагнитном клапане 23 и регулировочном вентиле 24 через канал 22, когда воздушное судно находится в полете, будет непрерывно протекать горячий воздух, благодаря теплоте которого уменьшается частота срабатывания регулятора 5 температуры стекла, а следовательно, повышается надежность работы системы. При посадке пилот на высоте 1,0 – 1,4 километра ставит ручку трехпозиционного переключателя 15 в первое правое положение, при этом второй контактор размыкает свой контакт 20 и закрывается электромагнитный клапан 23, то есть система переходит в режим нагрева лобового стекла «слабо». При выпуске шасси размыкается конечный выключатель 18, который предназначен для продления режима «слабо» обогрева лобового стекла системой при взлете самолета.

Недостатки. Многие резистивные покрытия, используемые в настоящее время, питаются электроэнергией постоянного тока, которой на воздушном судне снабжаются другие системы, такие как радиоэлектронные системы. Тем не менее, некоторые резистивные пленки лучше снабжать электроэнергией переменного тока. До сих пор электроэнергия переменного тока вырабатывалась инвертором, который преобразовывал электроэнергию постоянного тока в электроэнергию переменного тока, при этом сигнал имеет синусоидальную форму.

Недостаток использования инвертора для преобразования электроэнергии постоянного тока в электроэнергию переменного тока с сигналом синусоидальной формы состоит том, что инвертор необходимо конфигурировать для выполнения указанной функции. Для того, чтобы на выходе инвертора был синусоидальный сигнал переменного тока, инвертор должен содержать некоторые компоненты, такие как фильтрующие конденсаторы и/или фильтрующие катушки индуктивности, что увеличивает вес и стоимость инвертора.

Таким образом, необходимо чтобы в системе борьбы с запотеванием/обледенением лобового стекла воздушного судна отсутствовали описанные выше и другие недостатки.

E-mail: krista.22@mail.ru

Поступило в редакцию 11.11.2014