

## К НАСТРОЙКЕ АЛГОРИТМА ВЫЧИСЛЕНИЯ БАРОМЕТРИЧЕСКОЙ ВЫСОТЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА СИСТЕМОЙ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ

**В.И. Панферов<sup>1, 2</sup>, Н.А. Тренин<sup>1</sup>, С.В. Панферов<sup>2</sup>,  
А.М. Хаятин<sup>1</sup>, Д.В. Пауков<sup>1</sup>, К.С. Халдин<sup>3</sup>**

<sup>1</sup> Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», филиал в г. Челябинске, г. Челябинск, Россия,

<sup>2</sup> Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск, Россия,

<sup>3</sup> Target Games, центр разработки компьютерных игр, г. Екатеринбург, Россия

**Введение.** В условиях повышения требований к точности определения высотно-скоростных параметров летательных аппаратов задача настройки алгоритмического обеспечения их систем воздушных сигналов (СВС) по реальным полетным данным является вполне актуальной. **Цель исследования.** Рассмотреть задачу оценки реального значения градиента температуры по высоте атмосферы для целей оперативной подстройки штатного алгоритмического обеспечения СВС. **Материалы и методы.** Традиционный подход заключается в использовании численного значения градиента температуры, принятого для международной стандартной атмосферы (МСА). Особенность предлагаемого подхода заключается в том, что градиент температуры по высоте определяется по текущим измерениям атмосферного давления и температуры, а не высоты и температуры. **Результаты.** Разработаны адаптивный и неадаптивный алгоритмы параметрической идентификации. Предложен усовершенствованный вариант адаптивного алгоритма, обеспечивающий должную настройку его фильтрующих свойств на конкретную статистическую обстановку. Проведена апробация алгоритмов как по характеристикам МСА с применением компьютерного генерирования случайных помех, так и по известным в литературе результатам реальных измерений, полученным с помощью метеорологической ракеты. Выполнено сравнение свойств адаптивного и неадаптивного алгоритмов. Показано, что многократная «прогонка» одних и тех же экспериментальных данных через адаптивный алгоритм приводит практически к одинаковой точности оценки градиента, что и при использовании неадаптивного алгоритма. **Заключение.** Реализация алгоритмов способствует повышению точности определения барометрической высоты воздушного судна (ВС), не требует какой-либо модернизации аппаратной части СВС, необходимо только некоторое дополнение алгоритмического обеспечения системы. Адаптивный алгоритм рекомендуется к применению в случае существенного дрейфа характеристик атмосферы для оперативной подстройки системы.

*Ключевые слова:* барометрическая высота, система воздушных сигналов, градиент температуры, алгоритмы идентификации, экспериментальные данные, фильтрующие свойства.

### Постановка задачи

Известно [1], что для достаточно точного определения высоты воздушного судна (ВС) барометрическим методом необходимо знать, как реально по высоте атмосферы изменяется ее температура. Известно также, что в реальных условиях эта температура обычно убывает с ростом высоты. Причем скорость этого убывания непредсказуемо меняется как в течение суток, так и в течение года, а также она различна в разных пунктах и на разных высотах. Кроме того, в некоторых случаях в определенном диапазоне высот температура может не убывать, а, наоборот, возрастать. Таким образом, зависимость температуры  $T$  от высоты  $h$ , то есть  $T = T(h)$ , почти всегда неизвестна, да и непрерывно меняется. Поэтому при построении теории барометрических высотомеров используют такое понятие, как международная стандартная атмосфера (МСА). Это условное понятие. В МСА считается, что температура по высоте атмосферы изменяется в соответствии с формулой

$$T = T_0 - \gamma(h - h_0), \quad (1)$$

где  $T_0$  – температура воздуха на некоторой высоте  $h_0$ ,  $\gamma = 0,0065$  К/м – градиент температуры для стандартной атмосферы. Также в МСА принято, что на уровне моря атмосферное давление составляет всегда 760 мм рт. ст. (1013,2 гПа), а температура равна +15 °С (288 К), т. е. считается, что

$$T = 288 - 0,0065(h - h_0), \quad (2)$$

а если при этом  $h_0 = 0$ , то высота ВС в этом случае называется абсолютной.

Заметим, что именно формула (2) «заложена» в конструкцию механических барометрических высотомеров [1]. Кремальера прибора позволяет конкретизировать только величину  $h_0$  с помощью указания того давления  $p_0$ , какое есть в МСА на уровне  $h_0$ . Таким образом, температурная погрешность механических высотомеров обуславливается как тем, что его конструкцией «считается», что на уровне моря температура всегда равна 288 К, так и тем, что эта температура уменьшается на 6,5 градуса на каждый километр высоты.

В современных системах воздушных сигналов (СВС) используется следующая зависимость [1–10]

$$T = T_0 - 0,0065(h - h_0), \quad (3)$$

т. е. имеется возможность указать по факту температуру  $T_0$ , которая имеет место на уровне  $h_0$  ( $h_0$ , как и в механических высотомерах, задается давлением  $p_0$ ). Таким образом, методическая погрешность определения высоты СВС будет заметно меньше той погрешности, какая есть у механических высотомеров. Тем не менее остается погрешность, обусловленная тем, что в СВС по-прежнему «считается», что  $\gamma = 0,0065$  К/м, что в реальных условиях может быть совсем не так. Поэтому возникает задача разработки алгоритма оценки реального значения параметра  $\gamma$  по тем данным, которые достаточно надежно измеряются в процессе полета с целью оперативной подстройки алгоритмического обеспечения СВС, задача совершенствования которого является вполне актуальной [2–10].

### Решение задачи

Известно [1], что барометрическая высота ВС определяется в соответствии с формулой

$$p = p_0 \left\{ 1 - \frac{\gamma(h - h_0)}{T_0} \right\}^{\uparrow} \left( \frac{g}{\gamma R} \right). \quad (4)$$

Здесь знак  $\uparrow$  означает возведение в степень, а  $g$  и  $R$  – соответственно ускорение свободного падения и газовая постоянная атмосферного воздуха. Учитывая, что имеет место зависимость (1), данную формулу перепишем в виде

$$\gamma \ln \left( \frac{p}{p_0} \right) = \frac{g}{R} \ln \left( \frac{T}{T_0} \right). \quad (5)$$

Далее предположим, что есть экспериментальные точки  $(p_i^{\exists}; T_i^{\exists})$  – это определенные в процессе полета реальные значения давления и температуры на разных высотах. Эта задача весьма просто решается с помощью СВС. После этого решим следующую задачу оптимизации:

$$I = \sum_{i=1}^n \left[ \gamma \ln \left( \frac{p_i^{\exists}}{p_0} \right) - \frac{g}{R} \ln \left( \frac{T_i^{\exists}}{T_0} \right) \right]^2 \xrightarrow{\gamma} \min. \quad (6)$$

Здесь  $n$  – количество экспериментальных точек. Таким образом, требуется найти такое значение параметра  $\gamma$ , при котором сумма квадратов невязок между правой и левой частями уравнения (5) с подставленными в него экспериментальными данными будет минимальной.

Решая задачу (6), определим, что оптимальное значение параметра  $\gamma$  следует вычислять по соотношению

$$\gamma = \frac{\sum_{i=1}^n \left\{ \ln \left( \frac{T_i^{\ominus}}{T_0} \right) \ln \left( \frac{p_i^{\ominus}}{p_0} \right) \right\}}{\sum_{i=1}^n \left\{ \ln \left( \frac{p_i^{\ominus}}{p_0} \right) \right\}^2}. \quad (7)$$

Рассмотренная задача – это задача параметрической идентификации (параметрической настройки) модели Земной атмосферы на экспериментальные данные по таким ее характеристикам, как температура, давление и высота (уравнения (1), (4) (5)). Решение (7) – это решение данной задачи неадаптивным методом наименьших квадратов (МНК) [11]. Однако представляет интерес решение задачи и адаптивным методом наименьших квадратов, который позволяет уточнять значение идентифицируемого параметра  $\gamma$  по мере получения новой экспериментальной информации [11–14]. Существо адаптивного метода заключается в следующем.

Пусть известно значение идентифицируемого параметра  $\gamma_i$  на  $i$ -м шаге идентификации. Пусть получена новая экспериментальная точка  $(p_{i+1}^{\ominus}; T_{i+1}^{\ominus})$ . Требуется определить «новое» откорректированное значение параметра  $\gamma_{i+1}$  через  $\gamma_i$  и  $(p_{i+1}^{\ominus}; T_{i+1}^{\ominus})$ . Формально задача записывается так:

$$(p_{i+1}^{\ominus}; T_{i+1}^{\ominus}; \gamma_i) \rightarrow \gamma_{i+1}. \quad (8)$$

Запишем выражение для квадрата локальной невязки между правой и левой частями уравнения (5) – локальное значение критерия  $I$ .

$$I_{i+1} = \left[ \gamma_i \ln \left( \frac{p_{i+1}^{\ominus}}{p_0} \right) - \frac{g}{R} \ln \left( \frac{T_{i+1}^{\ominus}}{T_0} \right) \right]^2. \quad (9)$$

Вычислим производную

$$\frac{\partial I_{i+1}}{\partial \gamma_i} = 2 \left[ \gamma_i \ln \left( \frac{p_{i+1}^{\ominus}}{p_0} \right) - \frac{g}{R} \ln \left( \frac{T_{i+1}^{\ominus}}{T_0} \right) \right] \ln \left( \frac{p_{i+1}^{\ominus}}{p_0} \right) \quad (10)$$

и будем определять «новое» откорректированное значение параметра по следующему соотношению:

$$\gamma_{i+1} = \gamma_i - S_{i+1} \frac{\partial I_{i+1}}{\partial \gamma_i}, \quad (11)$$

где  $S_{i+1}$  – некоторый коэффициент. Оптимальное значение этого коэффициента найдем из условия достижения минимума локальной невязкой после подстановки в ее выражение формулы (11), т. е.

$$S_{i+1\text{опт}} = \frac{1}{2 \left( \ln \left( \frac{p_{i+1}^{\ominus}}{p_0} \right) \right)^2}. \quad (12)$$

Если использовать полученное оптимальное значение коэффициента  $S_{i+1\text{опт}}$ , то окажется, что алгоритм коррекции будет иметь вид

$$\gamma_{i+1} = \gamma_i - \frac{\left[ \gamma_i \ln \left( \frac{p_{i+1}^{\ominus}}{p_0} \right) - \frac{g}{R} \ln \left( \frac{T_{i+1}^{\ominus}}{T_0} \right) \right]}{\ln \left( \frac{p_{i+1}^{\ominus}}{p_0} \right)}. \quad (13)$$

Если упростить это соотношение, то получим

$$\gamma_{i+1} = \frac{\frac{g}{R} \ln \left( \frac{T_{i+1}^{\ominus}}{T_0} \right)}{\ln \left( \frac{p_{i+1}^{\ominus}}{p_0} \right)}. \quad (14)$$

Как видно из формулы (14), алгоритм коррекции не имеет «памяти» и с точки зрения помехоустойчивости такое свойство алгоритма (14) считается плохим [11–14]. Данную формулу можно было бы получить, и напрямую отыскивая минимум локальной невязки (9), однако проделанные выкладки позволяют сформировать структуру алгоритма, имеющую большую помехоустойчивость. Для этого несколько откорректируем формулу для  $S_{i+1}$  и будем полагать, что

$$S_{i+1} = \frac{0,5}{\alpha + \left( \ln \left( \frac{p_{i+1}^{\ominus}}{p_0} \right) \right)^2}, \quad (15)$$

где  $\alpha$  – некоторый параметр,  $0 \leq \alpha < \infty$  – используется для повышения помехоустойчивости алгоритма. В этом случае алгоритм коррекции будет иметь вид

$$\gamma_{i+1} = \gamma_i - \frac{\left[ \gamma_i \ln \left( \frac{p_{i+1}^{\ominus}}{p_0} \right) - \frac{g}{R} \ln \left( \frac{T_{i+1}^{\ominus}}{T_0} \right) \right] \ln \left( \frac{p_{i+1}^{\ominus}}{p_0} \right)}{\alpha + \left( \ln \left( \frac{p_{i+1}^{\ominus}}{p_0} \right) \right)^2}. \quad (16)$$

Если сравнить соотношения (13) и (16), то вполне очевидно, что по алгоритму (16) параметр  $\gamma$  будет исправляться от шага к шагу заметно осторожнее. В новом вычисленном значении этого параметра  $\gamma_{i+1}$  будет содержаться информация как о прежнем его значении  $\gamma_i$ , так и «новая» информация об экспериментальных значениях давления и температуры  $(p_{i+1}^{\ominus}; T_{i+1}^{\ominus})$ .

### Особенности предлагаемого подхода

Если искать решение задачи определения градиента температуры по высоте  $\gamma$  по экспериментальным данным, как говорится «в лоб», то в первую очередь возникает идея напрямую использовать для этого уравнение  $T = T_0 - \gamma(h - h_0)$ . Однако это уравнение в данном случае непригодно для решения задачи, так как для этого необходимо иметь достаточно точные экспериментальные значения высоты  $h$ , что в принципе невозможно, поскольку вся теория измерения барометрической высоты основана на предположении о том, что  $\gamma$  уже известно. Радиовысотомер для этой цели также непригоден, так как даже при горизонтальном полете он будет выдавать переменный сигнал из-за изменения рельефа пролетаемой местности. Особенность предлагаемого подхода к решению задачи заключается в том, что для идентификации параметра  $\gamma$ , необходимого для подстройки алгоритмического обеспечения СВС, используются измеренные той же СВС значения давления и температуры на разных высотах. Кроме того, такой подход позволяет не нарушать свойство автономности СВС.

### Апробация алгоритмов идентификации

Для апробации адаптивного и неадаптивного алгоритмов идентификации были разработаны специальные компьютерные программы.

Если с помощью алгоритма (7) обработать данные, содержащиеся в характеристиках СТА, то вычисленное значение  $\gamma$  в точности равно его заявленному в литературе значению для СТА. Кроме того, если эти же данные использовать для апробации алгоритма (13), то сразу же на первой итерации ошибка в задании начального значения  $\gamma$  исправляется и последующие вычисляемые его значения в точности равны 0,0065 К/м.

Далее при исследовании свойств предлагаемых алгоритмов идентификации на эти же данные накладывались помехи, генерируемые датчиком случайных чисел, качество работы алгоритма (7) в этом случае получается также практически удовлетворительным. Так, при максимальной помехе в определении давления в  $\pm 50$  Па и помехе в определении температуры в  $\pm 5$  °С погрешность в определении  $\gamma$  не превысила по модулю 0,000022 К/м, что весьма удовлетворительно.

Алгоритм (13), или что то же самое (14), в данной ситуации настолько неприемлем, насколько

ко велики помехи в сигналах давления и температуры. Причем погрешность в определении температуры оказывает большее влияние на погрешность оценки  $\gamma$ , чем погрешность измерения давления. Так, при максимальной случайной погрешности в определении давления в  $\pm 20$  Па и случайной помехе в определении температуры в  $\pm 1$  °С максимальная погрешность оценки  $\gamma$  по модулю составила  $0,0023$  К/м. При увеличении случайной помехи в измерении температуры до  $\pm 2$  °С максимальная погрешность оценки  $\gamma$  по модулю выросла до  $0,0046$  К/м. Если же случайную погрешность в измерении температуры оставить на уровне  $\pm 1$  °С, а случайную погрешность в измерении давления уменьшить с  $\pm 20$  до  $\pm 10$  Па, то погрешность в определении  $\gamma$  практически не изменится – ее изменение составило всего лишь  $9 \cdot 10^{-7}$  К/м.

Работа алгоритма (16) иллюстрируется рис. 1.

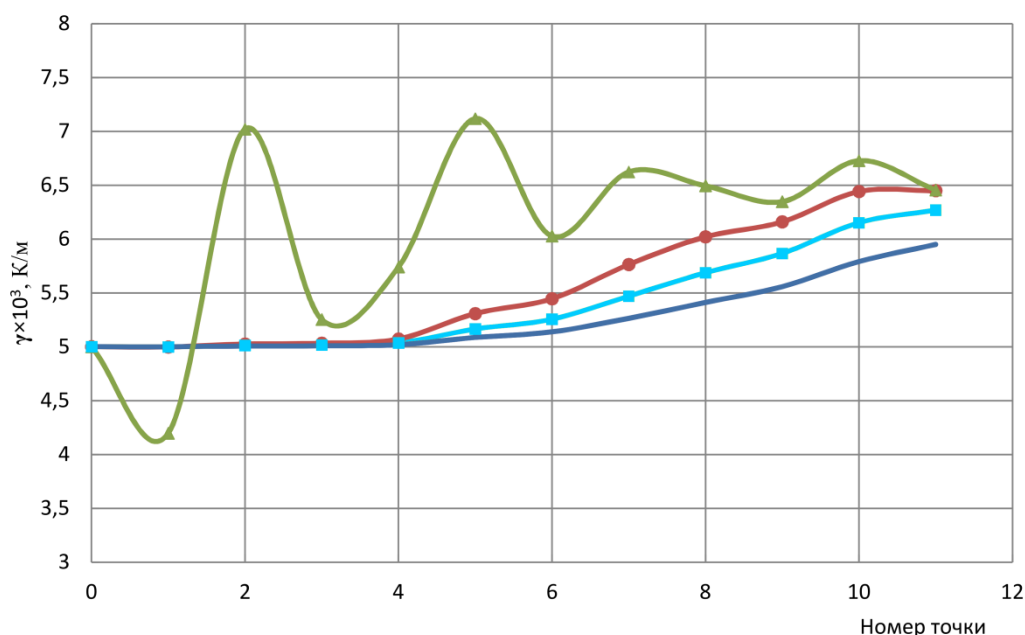


Рис. 1. Отслеживание численного значения градиента температуры  
Fig. 1. Tracking the numerical value of the temperature gradient

На рис. 1 кривая, отмеченная «треугольниками», – это оценка градиента температуры по алгоритму (13), или что то же самое по алгоритму (14), или что то же самое по алгоритму (16), при параметре  $\alpha=0$ ; три другие кривые – это оценки градиента температуры по алгоритму (16), при этом для кривой, отмеченной «кружками»,  $\alpha=0,25$ ; для кривой, отмеченной «квадратами»,  $\alpha=0,5$ ; для кривой без отметок (марок)  $\alpha=1,0$ . Здесь погрешность в измерениях давления и температуры генерировалась с помощью датчика случайных чисел в диапазонах  $[-50, +50]$  Па и  $[-1, +1]$  К соответственно.

Как видно из рис. 1, подбирая численное значение параметра  $\alpha$  для конкретной статистической обстановки, можно добиться удовлетворительного качества работы адаптивного алгоритма (16). Как видно из рис. 1, алгоритм (16) с  $\alpha=0,25$  вполне приемлем для отслеживания параметра  $\gamma$  в имеющейся статистической обстановке. Увеличение численного значения параметра  $\alpha$  приводит к замедлению скорости отслеживания параметра  $\gamma$ .

Для апробации алгоритмов идентификации были использованы также и экспериментальные данные работы [15]. По этим данным найденное неадаптивным МНК (алгоритм (7)) численное значение градиента температуры составило  $\gamma = 0,00693$  К/м, что подтверждает возможность отличия реальных значений этого параметра от значения МСА. Кроме того, экспериментальные данные этой же работы обрабатывались также и адаптивным алгоритмом (16), результаты представлены на рис. 2.

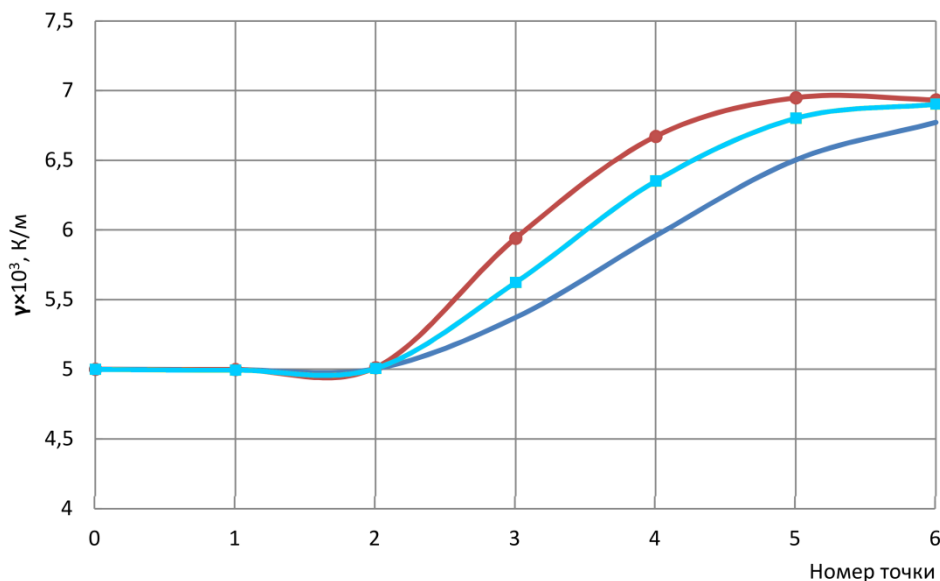


Рис. 2. Отслеживание численного значения градиента температуры по экспериментальным данным

Fig. 2. Track the numerical value of the temperature gradient from experimental data

Здесь также для кривой, отмеченной «кружками»,  $\alpha=0,25$ ; для кривой, отмеченной «квадратами»,  $\alpha=0,5$ ; для кривой без отметок (марок)  $\alpha=1,0$ .

Как видно из рис. 2, здесь статистическая обстановка такова, что ошибка в задании начального значения параметра  $\gamma$  практически удовлетворительно исправляется уже по 6 точкам, причем лучшая скорость отслеживания наблюдается при  $\alpha=0,25$ . Как известно [16], общих рекомендаций по выбору параметра  $\alpha$  дать нельзя, необходима «...подгонка его к конкретной статистической обстановке» [16, с. 64].

В работе также исследовался тот факт, что многократная прогонка одних и тех же экспериментальных данных через адаптивный алгоритм позволяет добиться того же качества идентификации, что и при использовании неадаптивного алгоритма [11]. В данном случае применялись двукратная и трехкратная прогонка 6 экспериментальных точек. На рис. 3 приведены результаты двукратной прогонки экспериментальных данных.

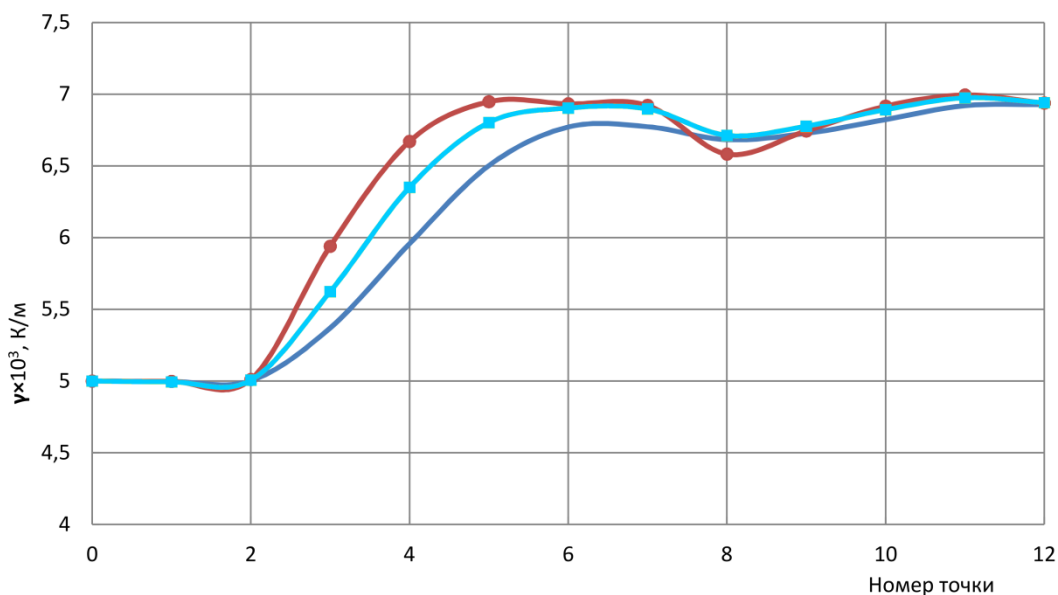


Рис. 3. Двукратная прогонка экспериментальных данных через адаптивный алгоритм

Fig. 3. Double run of experimental data via adaptive algorithm

Как видно из рис. 3, при тех значениях параметра  $\alpha$ , что и для случаев на рис. 1 и 2, все три кривые к концу уже второй прогонки практически «сливаются», а отслеживаемое значение параметра  $\gamma$  практически полностью совпадает со значением, найденным неадаптивным МНК.

На рис. 4 приведены результаты трехкратной прогонки экспериментальных данных.

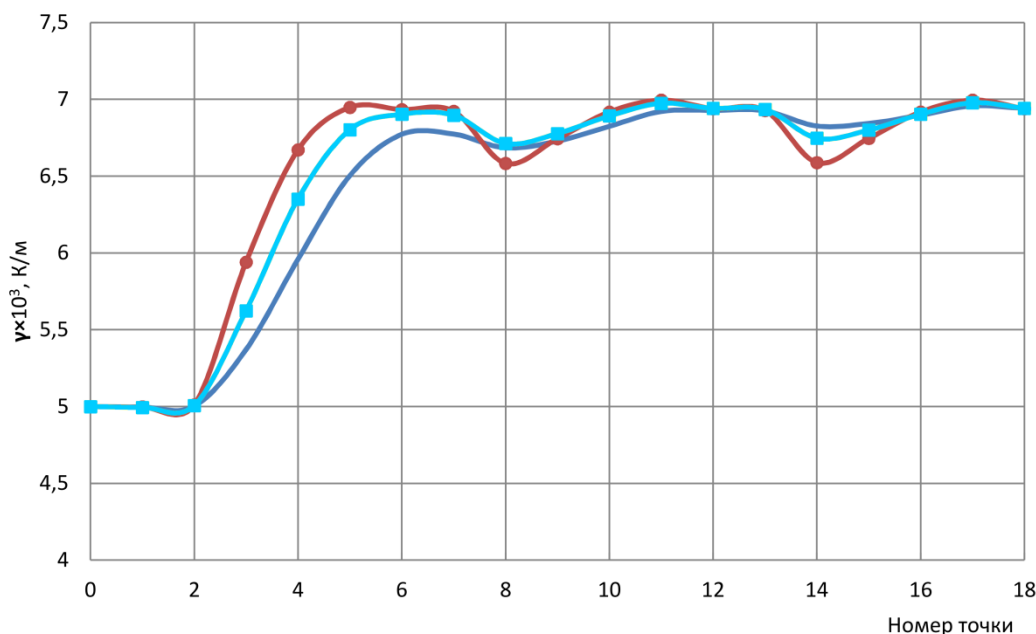


Рис. 4. Трехкратная прогонка экспериментальных данных через адаптивный алгоритм  
Fig. 4. Three-fold run of experimental data via adaptive algorithm

Как видно из рис. 4, трехкратная прогонка экспериментальных данных через адаптивный алгоритм уже мало что дает. Очевидно, что удовлетворительная точность оценки достигается и ранее, а по существу уже в конце первой прогонки.

Провал кривых в точках стыка разных прогонок объясняется, очевидно, повышенной погрешностью начальных данных в используемом экспериментальном наборе или какими-то атмосферными аномалиями, имевшими место во время эксперимента.

### Выводы

Разработаны адаптивный и неадаптивный алгоритмы оценки градиента температуры по высоте атмосферы, которые могут быть использованы для оперативной подстройки штатного алгоритмического обеспечения СВС. Особенность предлагаемого подхода заключается в том, что градиент температуры определяется по текущим измерениям атмосферного давления и температуры, а не высоты и температуры. Реализация алгоритмов не требует какой-либо модернизации аппаратной части СВС, необходимо только некоторое дополнение алгоритмического обеспечения системы.

### Литература

1. Панферов, В.И. *Авиационные приборы и пилотажно-навигационные комплексы: учеб. пособие: в 3 ч.* / В.И. Панферов, Н.А. Тренин, А.М. Хаяутин. – Челябинск: филиал ВУНЦ ВВС «ВВА», 2018. – Ч. I. – 145 с.
2. Козицин, В.К. *Система воздушных сигналов вертолета на основе свободно ориентированного приемника давлений: автореф. ... дис. канд. техн. наук* / В.К. Козицин. – Казань: Изд-во КГТУ им. А.Н. Туполева, 2006. – 23 с.
3. Василюк, Н.Н. *Повышение точности ракетного барометрического высотомера с учётом аэродинамики и итогов радиолокационных наблюдений в лётных экспериментах: автореф. ... дис. канд. физ-мат. наук* / Н.Н. Василюк. – М.: Физтех-полиграф, 2004. – 23 с.

4. Солдаткин, В.В. Алгоритмы формирования и обработки информации системы воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного многофункционального аэрометрического приемника / В.В. Солдаткин // *Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии*. – 2013. – № 3 (299). – С. 110–120.

5. Крылов, Д.Л. Функциональная схема, алгоритмы обработки информации и погрешности системы воздушных сигналов самолета с неподвижными невыступающими приемниками потока / Д.Л. Крылов, В.М. Солдаткин // *Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли: сб. докл. Всерос. науч.-практ. конф.* – Казань: Изд-во Академии наук Республики Татарстан. – 2016. – С. 570–574.

6. Алгоритмическое обеспечение системы воздушных сигналов одновинтового вертолета с неподвижным аэрометрическим приемником на характерных режимах эксплуатации / В.В. Солдаткин, И.Ф. Мингазов, А.Р. Мустафин, Д.Н. Нурутдинова // *Труды Международной научно-технической конференции «Перспективные информационные технологии»*. – Самара: Изд-во Самарского научного центра РАН. – 2018. – С. 881–885.

7. Ефремова, Е.С. Алгоритмическое обеспечение вихревой системы воздушных сигналов дозвукового самолета / Е.С. Ефремова // *Труды Международной научно-техн. конф. «Перспективные информационные технологии»*. – Самара: Изд-во Самарского научного центра РАН. – 2018. – С. 812–816.

8. Солдаткин, В.В. Автоматическая подстройка измерительных каналов системы воздушных сигналов вертолета / В.В. Солдаткин // *Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева*. – 2004. – № 2. – С. 26–29.

9. Kaletka, J. Evaluation of the Helicopter Low Airspeed System Lassie / J. Kaletka // *Journal of American Helicopter Society*. – 1983. – No. 4. – P. 35–43. DOI: 10.4050/JAHS.28.35

10. Leishman J.G. Aerodynamic Interactions Between a Rotor and a Fuselage in Forward Flight / J.G. Leishman, B.I. Naipei // *J.Amer. Helicopter. Soc.* – 1990. – Vol. 35, no. 3. – P. 22–31. DOI: 10.4050/JAHS.35.22

11. Растрюгин, Л.А. Современные принципы управления сложными объектами / Л.А. Растрюгин. – М.: Сов. радио, 1980. – 232 с.

12. Панферов, В.И. Об адаптации системы управления температурным режимом протяженных термоагрегатов / В.И. Панферов, Г.П. Кулаченков // *Изв. вузов. Черная металлургия*. – 1990. – № 10. – С. 72.

13. Identifying linear models from time domain simulations / J.J. Sanchez-Gasca, K. Clark, N.W. Miller et al. // *IEEE Computer Applications in Power*. – Apr. 1997. – Vol. 10, no. 2. – P. 26–30. DOI: 10.1109/67.582448

14. Hemerly, E.E. PC-based packages for identification, optimization, and adaptive control / E.E. Hemerly // *IEEE Control Systems Magazine*. – Feb. 1991. – Vol. 11, iss. 2. – P. 37–43. DOI: 10.1109/37.67674

15. Ракетные исследования атмосферы / П.П. Алексеев, Е.А. Бесядовский, Г.И. Гольшев и др. // *Метеорология и гидрология*. – 1957. – № 8. – С. 3–13.

16. Салыга, В.И. Идентификация и управление процессами в черной металлургии / В.И. Салыга, Н.Н. Карабутов. – М.: Металлургия, 1986. – 192 с.

**Панферов Владимир Иванович**, д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры авиационных комплексов и конструкций летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», филиал в г. Челябинске; профессор кафедры информационно-аналитического обеспечения управления в социальных и экономических системах, Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск; tgsiv@mail.ru.

**Тренин Николай Александрович**, канд. воен. наук, начальник 13 кафедры авиационных комплексов и конструкций летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», филиал в г. Челябинске, г. Челябинск.



**Панферов Сергей Владимирович**, канд. техн. наук, доцент кафедры градостроительства, инженерных сетей и систем, Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск; panferovsv@susu.ru.

**Хаютин Андрей Михайлович**, канд. техн. наук, заместитель начальника 13 кафедры авиационных комплексов и конструкций летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», филиал в г. Челябинске, г. Челябинск.

**Пауков Дмитрий Викторович**, преподаватель 13 кафедры авиационных комплексов и конструкций летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», филиал в г. Челябинске, г. Челябинск.

**Халдин Константин Сергеевич**, канд. техн. наук, программист, Targem Games, центр разработки компьютерных игр, г. Екатеринбург; lar3811@yandex.ru.

*Поступила в редакцию 4 ноября 2019 г.*

---

DOI: 10.14529/ctcr200106

## TO THE SOLUTION OF THE PROBLEM ON THE DETERMINATION OF BAROMETRIC HEIGHT OF THE AIRCRAFT SYSTEM OF AIR SIGNALS

*V.I. Panferov<sup>1, 2</sup>, tgsiv@mail.ru,*

*N.A. Trenin<sup>1</sup>,*

*S.V. Panferov<sup>2</sup>, panferovsv@susu.ru,*

*A.M. Hayutin<sup>1</sup>,*

*D.V. Paukov<sup>1</sup>,*

*K.S. Haldin<sup>3</sup>, lar3811@yandex.ru*

<sup>1</sup> *Russian Air Force Military Educational and Scientific Center "Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin", Chelyabinsk branch, Chelyabinsk, Russian Federation,*

<sup>2</sup> *South Ural State University, Chelyabinsk, Russian Federation,*

<sup>3</sup> *Targem Games, Computer Games Development Center, Ekaterinburg, Russian Federation*

**Introduction.** In conditions of increasing requirements for the accuracy of determining the altitude and speed parameters of aircraft, the task of tuning up the algorithmic support of their air signal systems (SHS) based on real flight data is quite relevant. **Aim.** Consider the task of assessing the real value of the temperature gradient along the height of the atmosphere for the purpose of operational adjustment of the standard algorithmic support of SHS. **Materials and methods.** The traditional approach is to use the numerical value of the temperature gradient, adopted for the international standard atmosphere (ISA). A feature of the proposed approach is that the temperature gradient in height is determined by current measurements of atmospheric pressure and temperature, and not height and temperature. **Results.** Adaptive and non-adaptive parametric identification algorithms are developed. An improved version of the adaptive algorithm is proposed, which ensures proper tuning of its filtering properties to a specific statistical situation. Algorithms were tested both according to the characteristics of the ISA using computer-generated random interference, and according to the results of real measurements known in the literature obtained using a meteorological rocket. The properties of adaptive and non-adaptive algorithms are compared. It is shown that repeated "running" of the same experimental data through an adaptive algorithm leads to almost the same accuracy of the gradient

estimate, as when using a non-adaptive algorithm. **Conclusion.** The implementation of the algorithms improves the accuracy of determining the barometric altitude of the aircraft (AC), does not require any modernization of the hardware of the SHS, only some addition of the algorithmic support of the system is necessary. The adaptive algorithm is recommended for use in the case of a significant drift of atmospheric characteristics for the operational adjustment of the system.

*Keywords:* barometric altitude, air signal system, temperature gradient, identification algorithms, experimental data, filtering properties.

## References

1. Panferov V.I., Trenin N.A., Hayutin A.M. *Aviatsionnyye pribory i pilotazhno-navigatsionnyye komplekсы: uchebnoye posobiye: v 3 ch. Ch. I.* [Aircraft Instruments and Flight-Navigation Complexes: A Manual: at 3 Parts. Part. I.]. Chelyabinsk, Branch of VUZS VVS Air Force Publ., 2018, 145 p.
2. Kozitsin V.K. *Sistema vozdushnykh signalov vertoleta na osnove svobodno oriyentirovannogo priyemnika davleniy: avtoref. dis. kand. tekhn. nauk* [Helicopter Air Signal System Based on Freely Oriented Pressure Receiver. Abstract of Cand. Sci. Diss.]. Kazan, KSTU Publ., 2006, 23 p.
3. Vasilyuk N.N. *Povysheniye tochnosti raketnogo barometricheskogo vysotomera s uchetom aerodinamiki i itogov radiolokatsionnykh nablyudeniy v letnykh eksperimentakh: avtoref. dis. kand. fiz.-mat. nauk* [Improving the Accuracy of the Rocket Aerometric Altimeter, Taking into Account Aerodynamics and the Results of Radar Observations in Flight Experiments. Abstract of Cand. Sci. Diss.]. Moscow, Fiztekhn-Polygraph Publ., 2004, 23 p.
4. Soldatkin V.V. [Algorithms for the Formation and Processing of Information System Helicopter Air Signals Based on a Fixed Multi-functional Aerometric Receiver]. *Fundamental and Applied Problems of Engineering and Technology*, 2013, no. 3 (299), pp. 110–120. (in Russ.)
5. Krylov D.L. [Functional Diagram, Information Processing Algorithms and Errors of the Aircraft's Air Signal System with Fixed, Non-Protruding Flow Receivers]. *Novyye tekhnologii, materialy i oborudovaniye rossiyskoy aviakosmicheskoy otrasli: sb. dokl. Vserossiyskoy nauch.-prakt. konf.* [New Technologies, Materials and Equipment of the Russian Aerospace Industry: Sat. Report All-Russian Scientific and Practical. Conf.]. Kazan, 2016, pp. 570–574. (in Russ.)
6. Soldatkin V.V. [Algorithmic Support of the Airborne Signal System of a Single-Rotor Helicopter with a Fixed Aerometric Receiver at Characteristic Operating Conditions]. *Trudy Mezhdunarodnoy nauchno-tekhn. konf. "Perspektivnyye informatsionnyye tekhnologii"* [Proceedings of the International Scientific and Technical. Conf. "Perspective Information Technologies"]. Samara, 2018, pp. 881– 885. (in Russ.)
7. Efremova E.S. [Algorithmic Support of the Vortex System of Air Signals Subsonic Aircraft]. *Trudy Mezhdunarodnoy nauch.-tekhn. konf. "Perspektivnyye informatsionnyye tekhnologii"* [Proceedings of the International Scientific and Technical. Conf. "Perspective Information Technologies"]. Samara, 2018, pp. 812– 816. (in Russ.)
8. Soldatkin V.V. [Automatic Adjustment of the Measuring Channels of the Helicopter Air Signal System]. *Bulletin of KSTU*, 2004, no. 2, pp. 26–29. (in Russ.)
9. Kaletka J. Evaluation of the Helicopter Low Airspeed System Lassie. *Journal of American Helicopter Society*, 1983, no. 4, pp. 35–43. DOI: 10.4050/JAHS.28.35
10. Leishman J.G., Naipai B.I. Aerodynamic Interactions Between a Rotor and a Fuselage in Forward Flight. *J. Amer. Helicopter. Soc.*, 1990, vol. 35, no. 3, pp. 22–31. DOI: 10.4050/JAHS.35.22
11. Rastrigin L.A. *Sovremennyye printsipy upravleniya slozhnymi ob'yektami* [Modern Principles of Control of Complex Objects]. Moscow, Sov. Radio Publ., 1980, 300 p.
12. Panferov V.I. [On the Adaptation of the Temperature Control System of the Continuous Thermoaggregates]. *News of Higher Education Institutions. Ferrous Metallurgy*, 1990, no. 10, p. 72.
13. Sanchez-Gasca J.J., Clark K., Miller N.W., Okamoto H., Kurita A., Chow J.H. Identifying Linear Models from Time Domain Simulations. *IEEE Computer Applications in Power*, Apr. 1997, vol. 10, no. 2, pp. 26–30. DOI: 10.1109/67.582448
14. Hemerly E.E. PC-Based Packages for Identification, Optimization and Adaptive Control. *IEEE Control Systems Magazine*, Feb. 1991, vol. 11, iss. 2, pp. 37–43. DOI: 10.1109/37.67674

15. Alekseev P.P., Besyadovsky E.A., Golyshev G.I., Izakov M.N., Kasatkin A.M., Kokin G.A., Livshits N.S., Masanova N.D., Shvidkovsky E.G. [Rocket Atmospheric Research]. *Meteorology and Hydrology*, 1957, no. 8, pp. 3–13. (in Russ.)

16. Salyga V.I., Karabutov N.N. *Identifikatsiya i upravleniye protsessami v chernoy metallurgii* [Identification and Control of Processes in the Steel Industry]. Moscow, Metallurgy Publ., 1986, 192 p.

*Received 4 November 2019*

---

### ОБРАЗЕЦ ЦИТИРОВАНИЯ

К настройке алгоритма вычисления барометрической высоты летательного аппарата системой воздушных сигналов / В.И. Панферов, Н.А. Тренин, С.В. Панферов и др. // Вестник ЮУрГУ. Серия «Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника». – 2020. – Т. 20, № 1. – С. 60–70. DOI: 10.14529/ctcr200106

### FOR CITATION

Panferov V.I., Trenin N.A., Panferov S.V., Hayutin A.M., Paukov D.V., Haldin K.S. To the Solution of the Problem on the Determination of Barometric Height of the Aircraft System of Air Signals. *Bulletin of the South Ural State University. Ser. Computer Technologies, Automatic Control, Radio Electronics*, 2020, vol. 20, no. 1, pp. 60–70. (in Russ.) DOI: 10.14529/ctcr200106