

# ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ И УПРАВЛЯЮЩИЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ

## АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИНФОРМАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА САМОЛЕТА

А.И. Олейник, канд. техн. наук, доцент

E-mail: aoleynik@hse.ru

Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики»  
Москва, Российская Федерация

*Рассматриваются вопросы разработки алгоритмов информационного комплекса высотно-скоростных параметров полета высокоманевренного самолета для вычисления первичной информации: статического  $P_{СТ}$  и полного  $P_{П}$  давлений, углов атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$ .*

**Ключевые слова:** аэрометрические параметры полета; воздушное давление; высотно-скоростные параметры; информационный комплекс; оптимальное оценивание.

## ALGORITHMIC PROVIDING INFORMATION COMPLEX OF HIGH-RISE AND HIGH-SPEED PARAMETERS OF FLIGHT OF THE PLANE

A.I. Oleynik, Cand. of Techn. Sciences, Associate Professor

E-mail: aoleynik@hse.ru

National Research University «Higher School of Economics»  
Moscow, Russian Federation

*Questions of development of algorithms of information complex of high-rise and high-speed parameters of flight of the high-maneuverable plane for calculation of primary information are considered: static  $P_{СТ}$  and full  $P_{П}$  pressure, angles of attack  $\alpha$  and sliding  $\beta$ .*

**Key words:** air pressure, high-rise and high-speed parameters, associative memory, computing expenses, algorithm, processor, airborne computers, intellectual processing.

Применение летательного аппарата (ЛА) на больших углах атаки и скольжения, ставит задачу вычисления аэрометрических параметров: статического  $P_{СТ}$  и полного  $P_{П}$  давлений, углов атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$ , как первичной информации для вычисления воздушно-скоростных параметров (ВСП) полета, по косвенным измерениям, осуществляемым группой датчиков давлений, каждый из которых соединен только со своим пневмотрактом. Такой подход предполагает восстановление поля давлений по оценкам высотно-скоростных параметров [1].

В работе [1] обосновывается структура перспективного информационного комплекса высотно-скоростных параметров (ИК-ВСП), обеспечивающего измерение ВСП в значительном диапазоне изменения аэродинамических углов с требуемой точностью. Предложенная в работе [1] структура алгоритмического обеспечения ИК ВСП, выбрана исходя из перечисленных задач и требований, стоящих перед комплексом. Структура алгоритмического обеспечения ИК ВСП предполагает первичную и вторичную обработку информации.



На первом этапе первичной обработки информации определяются местные значения статического  $P_{стм}$  и полного  $P_{Пм}$  давлений, аэродинамических углов  $\alpha_m, \beta_m$  по измеренным значениям давлений в приемных отверстиях приемника воздушных давлений (ПВД). Давлениям на выходе датчика присущи ошибки различной природы. Поэтому при вычислении местных значений аэрометрических параметров необходимо учитывать ошибки измерения воздушного давления.

Второй этап связан с пересчетом местных значений параметров потока в истинные значения параметров. При этом используются уравнения связи местных значений с истинными значениями аэрометрических параметров. В результате первичной обработки информации определяются истинные значения аэродинамических углов и истинные значения давлений  $P_{П}$  и  $P_{ст}$ .

Необходимо отметить, что выходные сигналы блока первичной обработки информации обычно содержат динамические ошибки, обусловленные трактами передачи данных. Данные ошибки предлагается компенсировать в блоке вторичной обработки информации. По своему функциональному предназначению, исходной информации, кинематическим моделям алгоритмы вторичной обработки можно разделить на две группы. Первая группа алгоритмов связана с вычислением температуры наружного воздуха и скорости (вертикальной, приборной, числа  $M$ ), высоты полета. Вторая группа алгоритмов предназначена для уточнения аэродинамических углов.

В данной работе рассматриваются вопросы разработки алгоритмов для вычисления первичной информации: статического  $P_{ст}$  и полного  $P_{П}$  давлений, углов атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$ .

Давление в произвольной точке воздушного поля ЛА, измеряемое ПВД, является функцией значений аэрометрических параметров [2]:

$$P_{ij} = f_{ij}(P_{П}, P_{ст}, \alpha, \beta), \quad (1)$$

где  $P_{ij}$  – давление в  $i$ -м отверстии  $j$ -го ПВД;  $f_{ij}$  – заданная трансцендентная функция, значение которой зависит от формы ПВД и места его установки.

Таким образом, алгоритмическое обеспечение ИК ВСП должно обеспечивать вычисление

высотно-скоростных параметров по измеренным значениям давлений в отдельных точках поля давлений ЛА.

Тогда задача определения значений аэрометрических параметров по давлениям  $P_{ij}$  может быть сформулирована в следующем виде. Для системы нелинейных уравнений:

$$f(\mathbf{A}, \mathbf{x}) = \mathbf{P}, \quad (2)$$

где  $f(\cdot)$  –  $n$ -мерная векторзначная функция, дифференцируемая по своим аргументам, компонентами которой являются правые части уравнений (1);  $\mathbf{x} = (P_{П}, P_{ст}, \alpha, \beta)$  – вектор неизвестных координат;  $\mathbf{A}$  –  $q$ -мерный известный вектор параметров, априорное значение которого определяется исходя из теории обтекания тела жидкостью (газом);  $\mathbf{P} = P_{ij}$  –  $n$ -мерный известный вектор давлений.

Требуется по измеренным значениям вектора  $\mathbf{P}$  определить вектор неизвестных параметров  $\mathbf{x}$ . Предполагается, что  $m \leq n$ . В частном случае при решении задачи определения ВСП  $m$  может быть принятой равной  $n$ .

Один из способов решения системы (2) связан с вычислением обратной функции  $\psi = f^{-1}$ .

Тогда искомые параметры определяются по формулам:

$$\begin{aligned} P_{П} &= \psi_{P_{П}}(P_{ij}); \\ P_{ст} &= \psi_{P_{ст}}(P_{ij}); \\ \alpha &= \psi_{\alpha}(P_{ij}); \\ \beta &= \psi_{\beta}(P_{ij}), \end{aligned} \quad (3)$$

где  $i = 1, 2, 3, 4; j = \text{const}$ .

Непосредственное вычисление  $\psi$  из системы (3) не представляется возможным [3]. Поэтому обычно их определяют по экспериментальным данным. Такой подход предполагает аппроксимацию реальных зависимостей (1) функциям вида (3). В настоящее время наибольшее распространение получила аппроксимация в классе кубических сплайнов. При этом точность аппроксимации определяется как выбором структуры модели, так и точностью эксперимента, ошибки которого непосредственно ведут к ошибкам вычисления параметров полета. Кроме того, данный способ вычисления для достижения необходимой точности вычисления ВСП требует для своей реализации больших затрат вычислительных ресурсов.



В данной работе предложено для решения уравнения (2) применить рекуррентные алгоритмы оптимального оценивания [4]. Заметим, что в процессе решения (2) удастся получить только так называемые «местные» значения статического  $P_{СТМ}$  и полного  $P_{ПМ}$  давлений, местных аэроматрических углов  $\alpha_M, \beta_M$ , зависящих от расположения ПВД на борту ЛА. Это связано с тем, что ПВД находится в возмущенном потоке. С учетом вышесказанного уравнение (1) можно представить в следующем виде:

$$P_i = f_i(P_{ПМ}, P_{СТМ}, \alpha_M, \beta_M, C_i) + \eta_i \quad (4)$$

где  $P_i$  – давление в  $i$ -ой точке поля давлений самолета;  $f_i$  – заданная нелинейная трансцендентная функция, значение которой зависит от типа ЛА и координат  $i$ -ой точки поля давлений [2];  $C_i$  – априорные поправочные коэффициенты, учитывающие отличие аппроксимации ЛА при моделировании, значения которых известны с некоторой долей приближения;  $\eta_i$  – флуктуационная составляющая, обусловленная характером обтекания воздухом точки приема давления.

Предполагается, что  $\eta_i$  представляет собой центрированный случайный процесс типа «белого» шума, интенсивность которого зависит от режима полета ЛА.

Задача определения местных значений аэроматрических параметров полета по известным значениям  $P_i$ , заключается в одновременном решении, по крайней мере, четырех уравнений вида (4). Однако такой подход является недостаточно оправданным по следующим причинам. Во-первых, априорные коэффициенты  $C_i$  известны с ошибками, во-вторых, наличие шума  $\eta_i$  требует увеличения числа уравнений в целях достижения требуемой точности и, в-третьих, вид функций  $f_i$  не позволяет получить аналитические выражения для искомых параметров.

В работе для решения поставленной задачи предлагается применить методы нелинейного

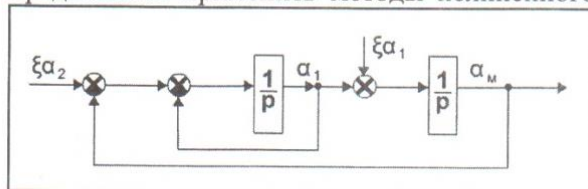


Рис. 1. Структурная схема вычисления  $\alpha_M$

оценивания с зональной регуляризацией [5].

Пусть полет ЛА определяется местными значениями аэроматрических параметров  $P_{ПМ}, P_{СТМ}, \alpha_M, \beta_M$ , мгновенные значения которых могут изменяться в соответствии с решением следующей системы стохастических дифференциальных уравнений

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_M(t) &= \alpha_1(t) + \xi_{\alpha_1}(t), \\ \dot{\alpha}_1(t) &= -\alpha_1(t) - \alpha_M(t) + \xi_{\alpha_2}(t), \\ \dot{\beta}_M(t) &= \beta_1(t) + \xi_{\beta_1}(t), \\ \dot{\beta}_1(t) &= -\beta_1(t) - \beta_M(t) + \xi_{\beta_2}(t), \\ \dot{P}_{СТМ}(t) &= P_1(t) + \xi_{СТ_1}(t), \\ \dot{P}_1(t) &= -P_1(t) - P_{СТМ}(t) + \xi_{СТ_2}(t), \\ \dot{P}_{ПМ}(t) &= P_2(t) + \xi_{П_1}(t), \\ \dot{P}_2(t) &= -P_2(t) - P_{ПМ}(t) + \xi_{П_2}(t), \end{aligned} \quad (5)$$

где  $P_1, P_2, \alpha_1, \beta_1$  – вспомогательные переменные;  $\xi_{\alpha_1}, \xi_{\alpha_2}, \xi_{\beta_1}, \xi_{\beta_2}, \xi_{СТ_1}, \xi_{СТ_2}, \xi_{П_1}, \xi_{П_2}$  – флуктуационные шумы типа белого шума с характеристиками:  $\mathbf{M}[\xi(t_i)] = 0$ ;  $\mathbf{M}[\xi(t_i), \xi^T(t_j)] = \mathbf{S}_\xi(t_j) \delta(t_i - t_j)$ ,

$\mathbf{M}[\xi_\alpha(t_k), \xi_\beta(t_e)] = \dots = \mathbf{M}[\xi_{СТ}(t_k), \xi_{П}(t_e)] = 0$ , где  $\mathbf{S}_\xi(t_j) = (\xi_{П}, \xi_{СТ}, \xi_\alpha, \xi_\beta)$  – матрица погрешностей.

Согласно (5), каждая координата определяется решением стохастического дифференциального уравнения второго порядка. Процесс вычисления координат представлен на примере структурной схемы для  $\alpha_M$  (рис. 1).

Выходная координата  $\alpha_M$  в изображении по Лапласу определяется формулой

$$\alpha_M(P) = \frac{1}{P^2 + P + 1} \xi_{\alpha_2}(P) + \frac{P + 1}{P^2 + P + 1} \xi_{\alpha_1}. \quad (6)$$

Процесс (5) может быть приближен к реальному процессу за счет выбора интенсивности процессов  $\xi_{\alpha_1}(t)$  и  $\xi_{\alpha_2}(t)$  в смысле совпадения максимума приращений.

Структурную схему процессов вычисления координат  $P_{ПМ}, P_{СТМ}, \alpha_M, \beta_M$  можно представить в совокупности четырех схем аналогичных представленной на рисунке 1.

Во временной области процессы (5) описываются матричным дифференциальным уравнением вида

$$\dot{y}(t) = \mathbf{A}y(t) + \xi, \quad (7)$$



где  $y = (\alpha_m, \alpha_1, \beta_m, \beta_1, P_{СТМ}P_1, P_{ПМ}P_2)^T$  – вектор состояния;

$\xi = (\xi_{\alpha_1}, \xi_{\alpha_2}, \xi_{\beta_1}, \xi_{\beta_2}, \xi_{СТ_1}, \xi_{СТ_2}, \xi_{П_1}, \xi_{П_2})^T$  – векторный белый шум, компоненты которого не коррелированы между собой;

$A$  – матрица правых частей вида

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & -1 \end{pmatrix}.$$

Значения давлений  $P_i$  (4) в дальнейшем будем трактовать как измерения фазовых координат  $P_{ПМ}, P_{СТМ}, \alpha_m, \beta_m$ , т.е.

$$Z_i = P_i = f_i(P_{ПМ}, P_{СТМ}, \alpha_m, \beta_m, C_i) + \eta_i. \quad (8)$$

В дальнейшем будем полагать, что поправочный коэффициент  $C$  представляет собой медленно меняющуюся функцию, аргументами которой служат местные значения параметров полета ЛА. Тогда характер изменения можно определить уравнением вида

$$\dot{C}(t) = 0. \quad (9)$$

Исходя из (7), (8) и (9) задачу вычисления местных значений  $P_{ПМ}, P_{СТМ}, \alpha_m, \beta_m$ , можно сформулировать следующим образом.

Для обобщенного объекта (7) и (9)

$$\begin{aligned} \dot{y}(t) &= Ay(t) + \xi(t) \\ \dot{C}(t) &= 0, \end{aligned} \quad (10)$$

где  $x(t) = (y^T(t), C)^T$  – вектор состояния, априорное значение которого распределено по нормальному закону, т.е.  $x(t) \in N(\bar{X}_0, P_0)$  требуется по измерениям

$$Z_i(t) = f_i(P_{ПМ}, P_{СТМ}, \alpha_m, \beta_m) + \eta_i(t), i = \overline{1,5} \quad (11)$$

оценить вектор  $x(t)$ .

В предположении, что вектора

$$\begin{aligned} \xi &= (\xi_{\alpha_1}, \xi_{\alpha_2}, \xi_{\beta_1}, \xi_{\beta_2}, \xi_{СТ_1}, \xi_{СТ_2}, \xi_{П_1}, \xi_{П_2})^T \\ \eta &= (\eta_1, \eta_2, \eta_3, \eta_4, \eta_5)^T \end{aligned}$$

представляют собой векторные белые шумы с известными матрицами интенсивности  $Q_\xi, R_\eta$

$$M[\xi(t_1), \xi^T(t_2)] = Q_\xi \delta(t_2 - t_1),$$

$$M[\eta(t_1), \eta^T(t_2)] = R_\eta \delta(t_2 - t_1)$$

и справедливо равенство  $M[\eta(t_1), \xi^T(t_2)] = 0$ , то исходная задача может быть решена методом оптимального нелинейного оценивания [4].

Следует отметить, что исходная задача может быть существенно упрощена, если объект аппроксимировать по каждой координате не уравнениями второго порядка вида (5), а уравнениями первого порядка

$$\dot{\alpha}_m(t) = \xi_{\alpha}(t)$$

$$\dot{\beta}_m(t) = \xi_{\beta}(t)$$

$$\dot{P}_{СТМ}(t) = \xi_{СТ}(t)$$

$$\dot{P}_{ПМ}(t) = \xi_{П}(t).$$

В этом случае движение объекта в пространстве состояний имеет явно выраженный стохастический характер, что в дальнейшем скажется на точности оценивания координат состояния. Начальное значение вектора состояния системы (12) также распределено нормально.

Выбор конкретной модели будет определяться по результатам имитационного моделирования с последующим их сравнением с результатами продувок и летных экспериментов.

Структурная схема фильтра для модели первого порядка (12) представлена на рисунке 2.

Реализация схемы вычисления местных значений параметров полета предполагает вычисление матрицы коэффициентов невязок в дискретной форме. В этом случае интеграторы заменяются на сумматоры со звеньями постоянного запаздывания.

Алгоритм вычисления с единичной зоной прогноза может быть реализован на базе дискретно-непрерывного метода оценивания либо непосредственно на базе дискретного метода [4].

Второй задачей в данной проблеме является выбор априорных значений матриц интенсивностей векторных шумов и начальных характеристик распределения вектора состояния. Это обусловлено тем, что при несогласованном задании их может нарушаться устойчивость решения уравнений фильтра, которые имеют следующий вид

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}}(t) &= \mathbf{A}\hat{x}(t) + P(t) \frac{\partial \mathbf{f}^T(\hat{x})}{\partial \hat{x}} S_z^{-1} [z(t) - f(z)], \\ \dot{P}(t) &= \mathbf{A}P(t) + P(t)\mathbf{A}^T - \\ &- P(t) \frac{\partial \mathbf{f}^T(\hat{x})}{\partial \hat{x}} S_z^{-1} \frac{\partial \mathbf{f}(\hat{x})}{\partial \hat{x}} P(t) + S_x, \end{aligned} \quad (13)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & 0 \end{bmatrix}$$

для модели первого порядка (12);

$f(\hat{x}) = (f_1(\hat{x}), f_2(\hat{x}), \dots, f_5(\hat{x}))^T$  – вектор прогноза значений давлений в приемных камерах.

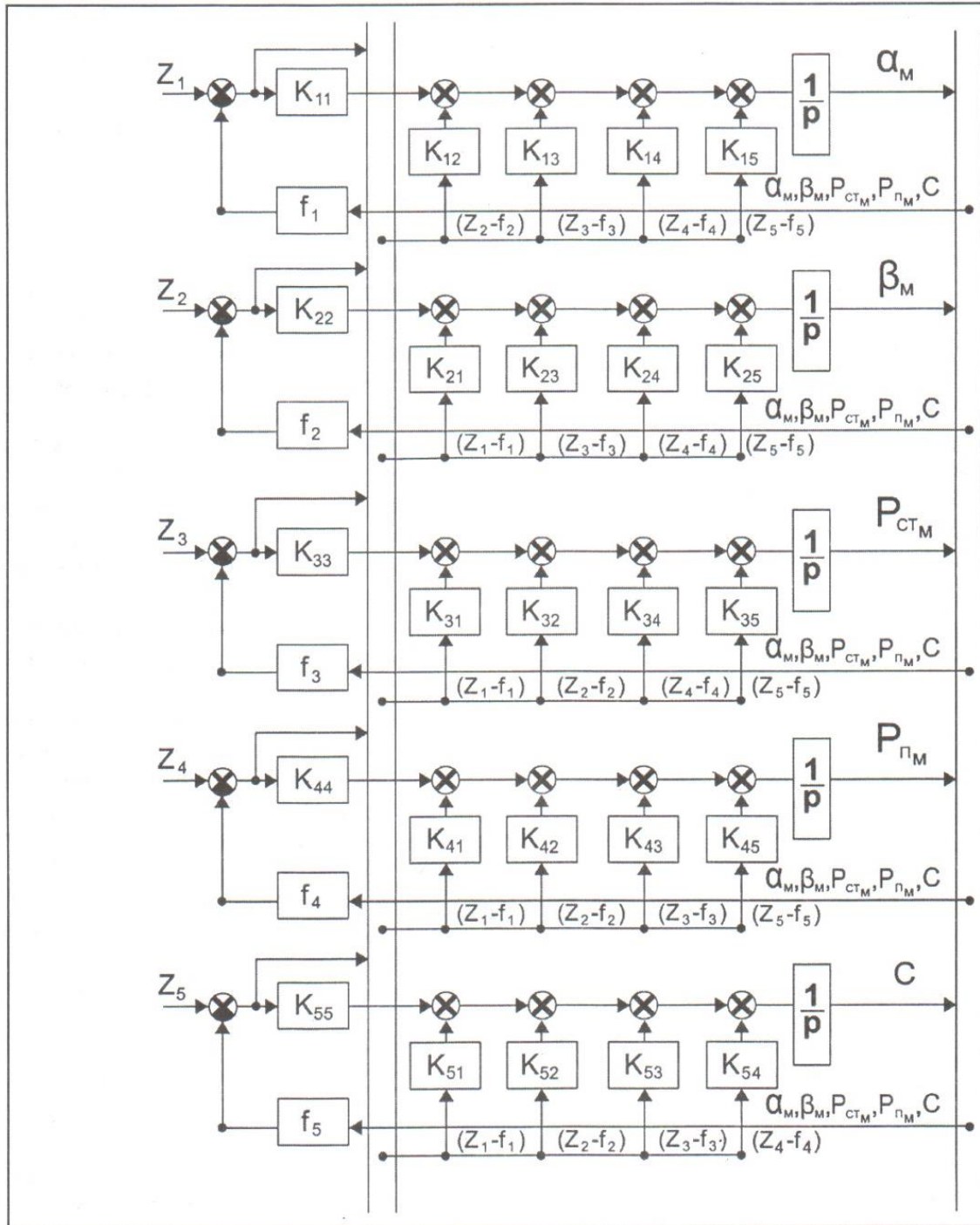


Рис. 2. Структурная схема фильтра первого порядка для вычисления  $P_{\Pi}$ ,  $P_{CT}$ ,  $\alpha_M$ ,  $\beta_M$ ,  $C$



Для модели первого порядка система (13) существенно упрощается и записывается как

$$\dot{\hat{x}}(t) = P(t) \frac{\partial f^T(\hat{x})}{\partial \hat{x}} S_z^{-1} [z(t) - f(\hat{x})],$$

$$\dot{P}(t) = -P(t) \frac{\partial f^T(\hat{x})}{\partial \hat{x}} S_z^{-1} \frac{\partial f(\hat{x})}{\partial \hat{x}} P(t) + S_x.$$

Приведенные результаты моделирования подтверждают, что разработанные алгоритмы оценивания значений параметров полета устойчивы, имеет хорошую сходимость и приемлемую точность вычислений.

Повышение точности измерения давлений  $P_i$  и, соответственно, вычислений аэродинамических параметров связано с развитием двух направлений. Первое направление предполагает увеличение достоверности модели (1) методами параметрической идентификации по результатам летных испытаний.

Второе направление связано с выбором места расположения датчиков давлений на борту самолета. Это обусловлено тем, что ПВД на борту самолета находятся в возмущенном потоке воздуха, что влияет на точность измерения первичной информации. Оптимизация координат установки датчиков давлений на борту самолета осуществляется методами компьютерного моделирования с использованием математической модели обтекания самолета, базирующейся на методе дискретных вихрей.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Олейник А.И. Обоснование структуры информационного комплекса высотно-скоростных параметров самолета // *Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика*. 2010. № 6.
2. Олейник А.И. Математическая модель давлений в приемных отверстиях пневмотрактов // *Приборы и*

*системы. Управление, контроль, диагностика*. 2010. № 8.

3. Ортега Дж., Рейнболдт В. *Итерационные методы решения нелинейных систем уравнений со многими неизвестными*. М.: Мир, 1975.
4. Сейдж Э., Мелс Дж. *Теория оценивания и ее применение в связи и управлении*. М.: Связь, 1976.
5. Олейник А.И. Повышение устойчивости нелинейного оценивания параметров динамических систем методом зональной регуляризации // *Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика*. 2012. № 8.

## REFERENCES

1. Oleynik A.I. Obosnovanie struktury informatsionnogo kompleksa vysotno-skorostnykh parametrov samoleta [Justification of structure of information complex of high-rise and high-speed parameters of the plane]. *Pribory i sistemy. Upravlenie, kontrol', diagnostika* [Devices and systems. Management, control, diagnostics]. 2010. № 6.
2. Oleynik A.I. Matematicheskaya model' davleniy v priemnykh otverstiyakh pnevmotraktov [Mathematical model of pressure in reception openings of pneumo-paths]. *Pribory i sistemy. Upravlenie, kontrol', diagnostika* [Devices and systems. Management, control, diagnostics]. 2010. № 8.
3. Ortega Dzh., Reynboldt V. *Iteratsionnye metody resheniya nelineynykh sistem uravneniy so mnogimi neizvestnymi* [Iterative methods for solving nonlinear systems of equations with many unknowns]. М.: Mir [Moscow: Publishing House «Peace»], 1975.
4. Seydzh E., Mels Dzh. *Teoriya otsenivaniya i ee primeneniye v svyazi i upravlenii* [Estimation theory and its application in communication and management]. М.: Svyaz' [Moscow: Publishing House «Relation»], 1976.
5. Oleynik A.I. Povysheniye ustoychivosti nelineynogo otsenivaniya parametrov dinamicheskikh sistem metodom zonal'noy regulyariizatsii // *Pribory i sistemy. Upravlenie, kontrol', diagnostika* [Devices and systems. Management, control, diagnostics]. 2012. № 8.

## Сведения об авторе

**Олейник Александр Иванович**, канд. техн. наук, доцент

E-mail: aoleynik@hse.ru

Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики»

109508, Москва, Российская Федерация, ул. Кирпичная, 33

## Information about author

**Oleynik Alexander I.**, Cand. of Techn. Sciences, Associate Professor

E-mail: aoleynik@hse.ru

National Research University «Higher School of Economics»

109508, Moscow, Russian Federation, Kirpichnaya st., 33