



Уважаемые читатели!

С октября 2020 года «Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей»» переводится на английский язык. Англоязычная версия доступна на сайте журнала <http://journal.almaz-antey.ru>. Перевод архивных номеров с 2015 года станет доступным до конца 2021 года. Уверен, что это повысит видимость исследований авторов в мировом научном сообществе.

В этом году редакция значительно увеличила скорость публикации статей: за 2 недели отрецензированы 8 из 11 статей этого выпуска, а за 3 месяца опубликованы 7 из 11 поступивших в номер статей.

Вопросы по поводу публикации жду на мой личный электронный адрес antey@inbox.ru или по телефону +7 (495) 276-26-13. Напоминаю, что статьи принимаются от организаций России и зарубежья (публикация бесплатная), а на сайте журнала <http://journal.almaz-antey.ru> предоставлена возможность оформить бесплатную подписку на e-mail-рассылку электронной версии издания.

Заместитель главного редактора

Денис Большаков





Д. Ю. Большаков

Решая задачи авторов

С 2011 по 2020 г. в Вестнике опубликовались 611 уникальных авторов. Анализ показал, что 73 % из них разделяются на три большие категории: аспиранты, научные сотрудники, преподаватели вузов.

При решении задач авторов редакция находит оптимальный вариант сотрудничества при публикации статьи. Например, для аспирантов важны по возможности сжатые сроки публикации. В 2020 году редакцией журнала:

- за 2 недели отрецензированы 9 из 10 поступивших статей;
- за 3 месяца опубликованы 7 из 10 поступивших статей.

Научным сотрудникам, для которых важна качественная площадка донесения результатов исследований до заинтересованных читателей:

- сделан новый сайт Вестника, а с октября 2020 года проводится его наполнение переводной англоязычной версией журнала;

– в среднем 2,2 рецензента назначается на статью, что обеспечивает отбор качественного материала.

Преподавателям предлагаются все инструменты для составления отчётов:

- за 2 недели выдается справка о принятии статьи к публикации для 9 из 10 поступивших рукописей;
- девять специальностей из перечня ВАК;
- DOI для каждой статьи;
- загрузка информации об авторе в Российский индекс научного цитирования.

Следует отметить, что проведение такой редакционной политики позволило привлечь в журнал аспирантов и превысить имеющееся в России соотношение между исследователями по данной категории в два раза (рис. 1).

Как видно из рисунка 1, основные авторы журнала – это научные сотрудники, а вот данные по аспирантам позволяют утверждать, что применяемые редакцией методы облегчают публикацию молодым ученым.



Рис. 1. Соотношение количества аспирантов, научных сотрудников и преподавателей:
а) авторы журнала; б) данные Росстата (все исследователи России)

Редакция постоянно ведет диалог с авторами для выявления стоящих перед ними задач. Так, в июле 2020 года по электронной почте проведен опрос о новом сайте, в ходе которого определялась наиболее удобная для решения задач авторов и читателей версия журнала (рис. 2).

Как видно из рисунка 2, почти половина – за PDF-версию журнала. Но в то же время четвертая часть подписчиков – за HTML и 28% – за обе версии журнала. Поэтому в рассылке редакцией учтены все варианты, и журнал по электронной почте будет распространяться одновременно и в PDF-, и в HTML-версиях.

Редакция открыта для диалога с читателями. Предложения по расширению рассылки журнала, продвижению в Интернете, социаль-

ных сетях и международных реферативных базах, улучшению качества рецензирования и наполнению направляйте на электронный почтовый ящик press@almaz-antey.ru.

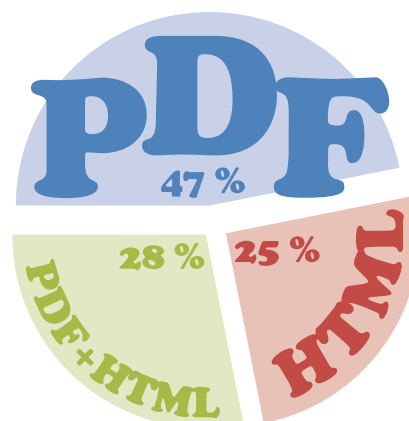


Рис. 2. Результаты опроса авторов и читателей журнала по электронной почте

Большаков Денис Юрьевич – канд. техн. наук, начальник отдела Акционерного общества «Концерн воздушно-космической обороны «Алмаз – Антей»».



<https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-6-17>

УДК 621.396.96

Использование фазированной антенной решетки с управляемыми связями для формирования нулей в диаграмме направленности

А. Д. Егоров, А. О. Яшенков

Акционерное общество «Всероссийский научно-исследовательский институт радиотехники»,
Москва, Российская Федерация

Рассмотрен простой способ формирования нулей в диаграмме направленности фазированной антенной решетки. Приведены основные расчетные соотношения, подтвержденные результатами моделирования. Показана возможность применения метода для формирования расширенных нулей в диаграмме направленности.

Ключевые слова: фазированная антенная решетка, адаптивная пространственная фильтрация, корреляционная матрица, метод формирования нулей

Для цитирования: Егоров А. Д., Яшенков А. О. Использование фазированной антенной решетки с управляемыми связями для формирования нулей в диаграмме направленности // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2020. № 3. С. 6–17. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-6-17>

For citation: Egorov A. D., Yashenkov A. O. Using a phased antenna array with control coupling for nulls forming in the radiation pattern // Vestnik Koncerna VKO "Almaz – Antey". 2020. No. 3. P. 6–17. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-6-17>

Поступила 17.07.2020 Отрецензирована 28.07.2020 Одобрена 29.07.2020 Опубликована 14.10.2020

Введение

В патенте [1] предложен метод формирования нулей в диаграмме направленности (ДН) приемной фазированной антенной решетки (ФАР) радиолокационной системы (РЛС), названной авторами «ФАР с управляемыми связями». Модель ФАР построена авторами исходя из физических соображений, с тех же позиций изложен алгоритм ее работы, однако не раскрыт механизм практической реализации предложенного метода. Целью данной работы является восполнение названного пробела.

Изложим кратко суть метода [1]. Пусть имеется ФАР РЛС, предназначенная для приема эхо-сигнала, отраженного от цели. При этом в зоне действия РЛС присутствуют несколько источников излучения, мешающих приему полезного эхо-сигнала. Будем в дальнейшем

называть эти источники источниками помех, или просто помехами. Относительно ФАР источники помех и источник полезного эхо-сигнала расположены в дальней зоне и могут рассматриваться как плоские волны, проходящие с определенных направлений. Задача пеленгации направлений на источники помех в [1] не рассматривается и считается заранее решенной и направления на источники помех известными. Такой подход с разделением задачи о подавлении источников помех на два этапа, когда вначале решается задача пеленгации помех, а затем формирования нулей ДН в заданных направлениях, известен из литературы.

В результате применения метода решается задача приема полезного эхо-сигнала в процессе сканирования максимумом ДН и подавления помех путем формирования нулей в области боковых лепестков. Задача о воздействии помехи в области главного лепестка ДН не рассматривается.

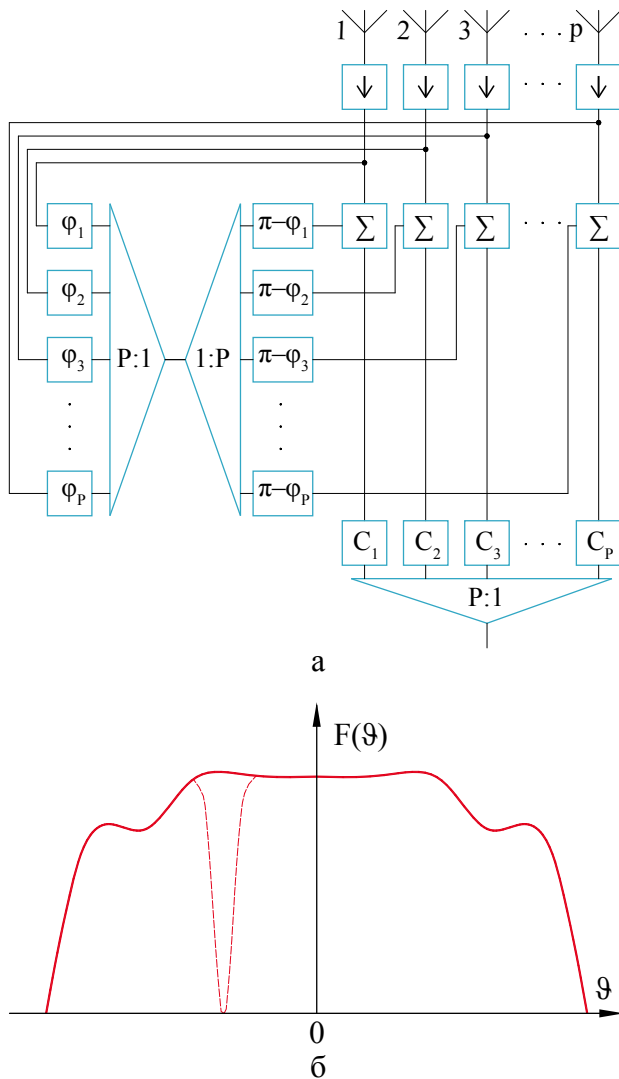


Рис. 1. Формирование нуля ДН ФАР для случая одного источника помехи: а – схема ФАР; б – формирование нуля в парциальной ДН излучателя

Идея предложенного метода для простейшего случая формирования нуля в направлении действия одной помехи может быть проиллюстрирована схемой, приведенной на рисунке 1а. Сигналы, принятые излучателями антенной решетки, после их усиления и оцифровки разделяются на две части. Из части ответвленного сигнала путем взвешенного суммирования с фазовым распределением $\varphi_1, \dots, \varphi_P$ формируется сигнал, эквивалентный компенсационной ДН ФАР с максимумом в направлении действия помехи. Далее этот сигнал разделяется для раздачи в каждый приемный канал ФАР, осуществляется компенсация внесенных ранее фазовых сдвигов $-\varphi_1, \dots, -\varphi_P$, и вычитается из сигнала, пришедшего от каждого излучателя. На схеме (рис. 1а) операция вычитания по-

казана в виде суммирования с дополнительной инверсией фазы сигнала на π . Данная операция может быть интерпретирована как формирование узкого провала в парциальной диаграмме излучателя ФАР (рис. 1б). Направление провала в парциальной ДН излучателя при этом соответствует направлению прихода сигнала помехи.

После подавления сигнала помехи в каждом приемном канале осуществляется взвешенное суммирование их сигналов с комплексными коэффициентами $C_1, \dots, C_P$ для формирования требуемой ДН ФАР.

Подход с использованием вычитания компенсационной ДН впервые был предложен в работе [2]. Отличие состоит в том, что в рассматриваемом методе вычитание компенсационной ДН осуществляется из парциальной ДН излучателя, а в работе [2] компенсационная ДН вычитается из ДН ФАР. Преимуществом предложенного подхода является возможность предварительного формирования парциальных ДН излучателей и их дальнейшее использование при сканировании ДН ФАР, что должно дать определенную экономию вычислений по сравнению с подходом, предложенным в [2].

При одновременном воздействии нескольких помех необходимо формировать минимальное количество компенсационных ДН, равное числу помех, что приводит к трансформации эквивалентной схемы (рис. 1а). Блоки формирования компенсационных ДН размножаются по «горизонтали», и их число равно числу компенсируемых источников помех. На рисунке 2 приведена схема, соответствующая случаю компенсации двух помех.

При вычитании нескольких компенсационных ДН из парциальной ДН излучателя, при использовании линейных фазовых распределений для формирования направлений максимумов компенсационных ДН, в силу взаимной неортогональности компенсационных ДН невозможно получение идеального нуля в направлениях на помеху, поскольку в направлении нуля, формируемом одной компенсационной ДН, будут присутствовать боковые лепестки остальных. С целью увеличения глубины нулей в заданных направлениях

описанная выше компенсационная процедура повторяется многократно, что приводит к размножению схемы по «вертикали» (рис. 2).

В [1] отсутствуют четкие указания о необходимом числе итераций формирования нулей, или, что то же самое, этажей схемы (рис. 2). Естественным было бы предположить, что оно зависит от числа источников помех и их взаимного расположения в пространстве. Как будет показано ниже, при релейском угловом разрешении источников помех формирование глубоких нулей происходит при небольшом числе итераций. При необходимости сверхразрешения источников помех сходимость процесса существенно замедляется.

Непосредственная реализация алгоритма формирования нулей, представленного в виде рисунка 2, приводит к довольно затратным вычислениям, связанным с многократным использованием дискретного преобразования Фурье. Ниже будет показано, что вычислительный алгоритм может быть существенно упрощен при переходе к матричному описанию эквивалентной схемы и введении оценочной корреляционной матрицы приемных каналов.

Для пояснения дальнейших рассуждений введем упрощенную эквивалентную схему ФАР, не раскрывающую ее внутреннюю структуру, представленную на рисунке 3.

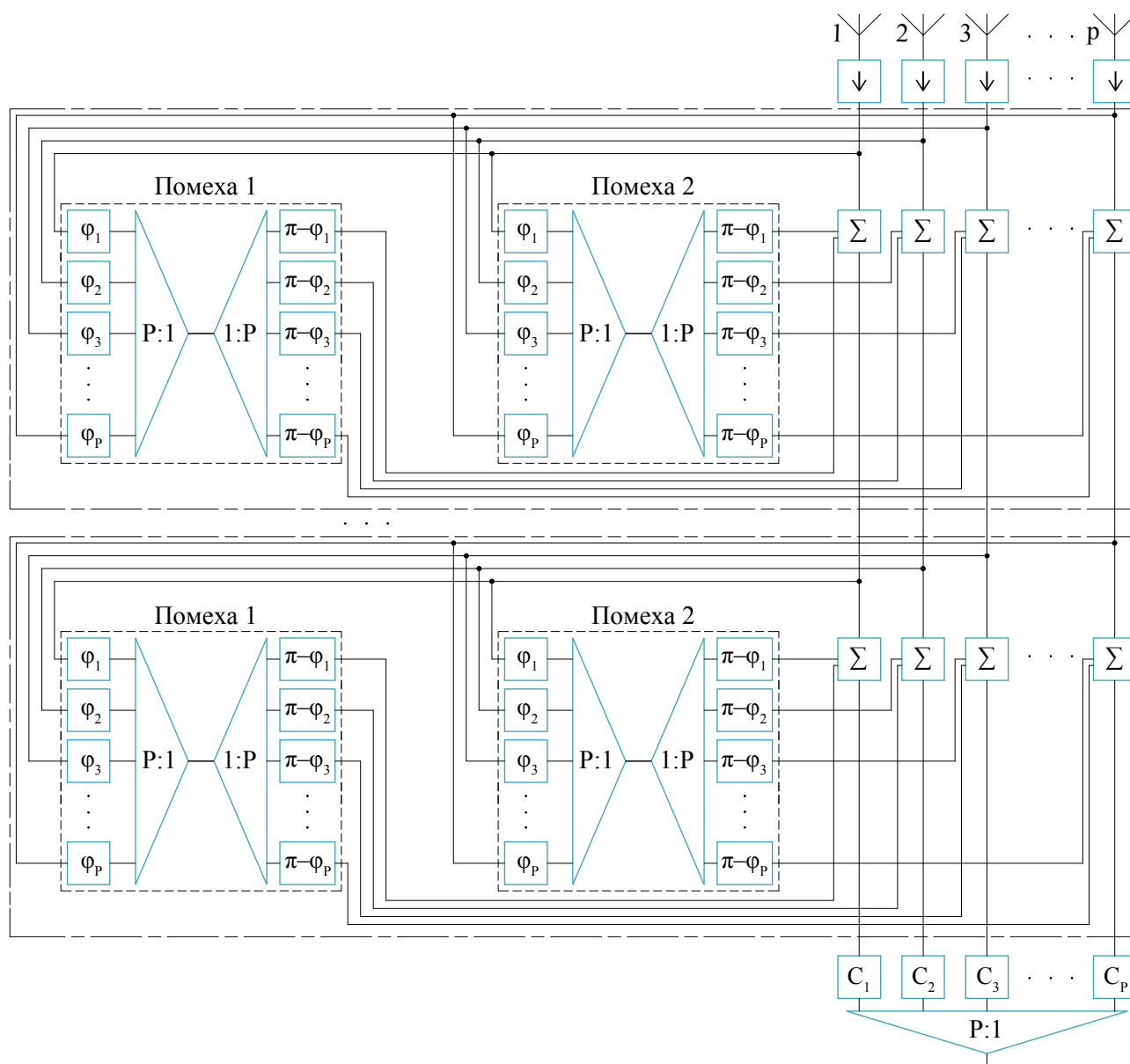


Рис. 2. Схема ФАР для формирования нулей в направлении на несколько источников помех

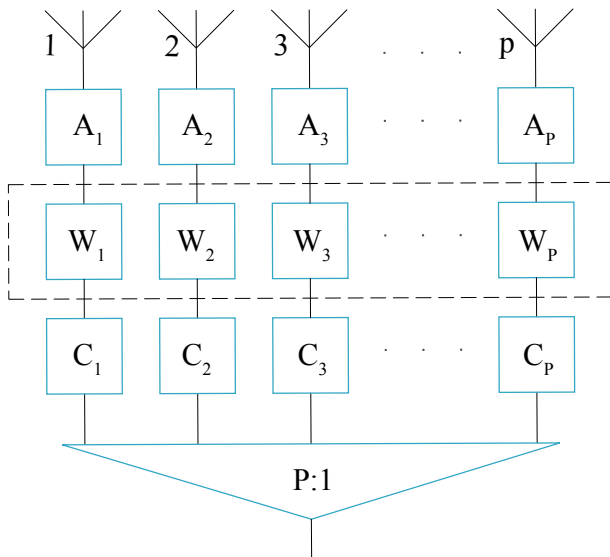


Рис. 3. Эквивалентная схема ФАР

Элементы схемы, обозначенные символами $A_1, \dots, A_P$ представляют собой цифровые приемные модули, в которых происходит усиление и оцифровка сигнала. Комплексные коэффициенты $A_1, \dots, A_P$ включают в себя случайные ошибки, связанные с неидентичностью приема сигнала отдельными излучателями – апертурные ошибки и ошибки разброса коэффициентов передачи цифровых приемных модулей.

Элементы $W_1, \dots, W_P$ представляют собой адаптивные весовые коэффициенты. В случае отсутствия источников помех они формируют управляющий вектор с единичными амплитудами, осуществляющий фазирование ФАР в заданном направлении.

Комплексные коэффициенты $C_1, \dots, C_P$, как и в схеме на рисунках 1 и 2, используются для формирования требуемой невозмущенной ДН ФАР.

В следующем разделе приведены расчетные соотношения для вычисления адаптивных весовых коэффициентов.

Расчетные соотношения

Рассмотрим приемную антенную решетку, состоящую из P изотропных излучателей, произвольно расположенных в декартовой системе координат (рис. 4). При использовании излучателей, обладающих индивидуальными парциальными диаграммами, последние могут быть учтены в приводимых ниже соотношениях.

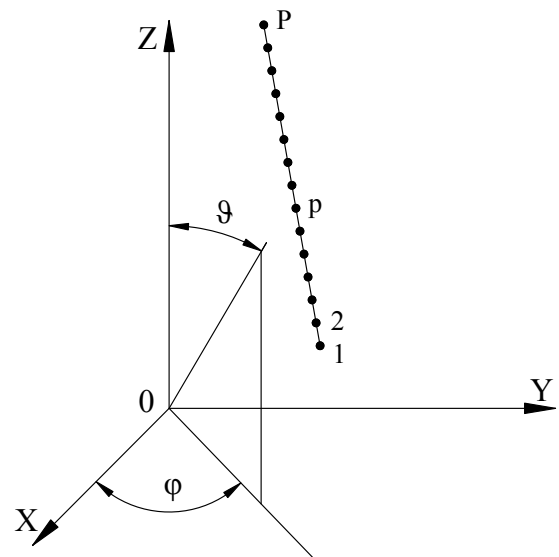


Рис. 4. Положение излучателей ФАР в пространстве

Координаты излучателя могут быть представлены вектором:

$$\vec{\xi}_p = \begin{pmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \end{pmatrix}, \text{ где } p = 1, \dots, P. \quad (1)$$

Источники излучения по отношению к антенной решетке расположены в дальней зоне и могут рассматриваться как плоские волны, приходящие с определенных направлений. Волновой вектор, направленный в точку наблюдения,

$$\vec{k} = \frac{2\pi}{\lambda} (\sin \vartheta \cdot \cos \varphi \cdot \vec{x}_0 + \sin \vartheta \cdot \sin \varphi \cdot \vec{y}_0 + \cos \vartheta \cdot \vec{z}_0), \quad (2)$$

где $\vec{x}_0, \vec{y}_0, \vec{z}_0$ – орты системы координат (рис. 4).

Пусть на антенную решетку воздействует Q источников помех с известных угловых направлений, также расположенных в дальней зоне. Волновые вектора, направленные на источники помех,

$$\vec{k}_q = \frac{2\pi}{\lambda} (\sin \vartheta_q \cdot \cos \varphi_q \cdot \vec{x}_0 + \sin \vartheta_q \cdot \sin \varphi_q \cdot \vec{y}_0 + \cos \vartheta_q \cdot \vec{z}_0), \text{ где } q=1, \dots, Q. \quad (3)$$

Вектор комплексных амплитуд сигналов, с точностью до постоянного множителя равных комплексным амплитудам, наведенным на излучателях антенной решетки источником помех с номером q

$$\mathbf{X}_q = \begin{pmatrix} e^{j \cdot \vec{k}_q \cdot \vec{\xi}_1} \\ \vdots \\ e^{j \cdot \vec{k}_q \cdot \vec{\xi}_P} \end{pmatrix}. \quad (4)$$



Используя векторы (4), можно составить матрицу, структура которой сходна с корреляционной матрицей помех [3], воздействующих на антенную решетку

$$\mathbf{H} = \sum_{q=1}^Q \frac{\mathbf{X}_q \cdot \mathbf{X}_q^H}{\mathbf{X}_q^H \cdot \mathbf{X}_q}, \quad (5)$$

где $()^H$ – символ, обозначающий эрмитово сопряжение матрицы.

Полученная матрица (5) может рассматриваться как оценка корреляционной матрицы помех, при формировании которой учитывалась лишь фазовая информация, то есть информация о направлениях на источники помех. Информация об амплитудах источников помех в данном случае является неизвестной, и делается допущение об их равенстве.

В качестве начального приближения весового вектора схемы (рис. 3) используем управляющий вектор, осуществляющий фазирование антенной решетки в точку наблюдения

$$\mathbf{W}^0 = \begin{pmatrix} e^{j\vec{k} \cdot \vec{\xi}_1} \\ \vdots \\ e^{j\vec{k} \cdot \vec{\xi}_P} \end{pmatrix}. \quad (6)$$

Проанализировав процесс вычисления адаптивных весовых коэффициентов, изображенный на рисунке 2, и используя введенные выше обозначения (4)–(6) можно показать, что вычисление названных весовых коэффициентов сводится к итерационному процессу

$$\mathbf{W}^{k+1} = (\mathbf{I} - \mathbf{H}) \cdot \mathbf{W}^k, \quad (7)$$

где k – номер итерации, $\mathbf{I}$ – единичная матрица размерности P .

Итерационный алгоритм (7) полностью эквивалентен схеме, заявленной в патенте [1] при использовании равноамплитудных сумматоров в схеме, приведенной на рисунке 2.

Из физических соображений процесс (7) является сходящимся, а необходимое число итераций, или, что одно и то же, число последовательных каскадов схемы рисунка 2, может быть определено из условия

$$||\mathbf{W}^{k+1} - \mathbf{W}^k|| \leq \varepsilon, \quad (8)$$

где ε – малое число, определяющее различие нормы вектора $\mathbf{W}$ между соответствующими итерациями.

При заданном числе итераций K , выражение для процесса (7) может быть записано в виде

$$\mathbf{W} = (\mathbf{I} - \mathbf{H})^K \cdot \mathbf{W}^0, \quad (9)$$

где $\mathbf{W}$ – искомый весовой вектор.

Найдем предел выражения (9) при K , стремящемся к бесконечности. Для этого выполним спектральное разложение матрицы. При выполнении разложения учтем, что матрица $\mathbf{H}$ является эрмитовой и неотрицательно определенной [3]

$$(\mathbf{I} - \mathbf{H}) = \mathbf{U} \cdot \mathbf{\Lambda} \cdot \mathbf{U}^H, \quad (10)$$

где $\mathbf{\Lambda}$ – диагональная матрица, состоящая из собственных чисел матрицы $\mathbf{I} - \mathbf{H}$,

$\mathbf{U}$ – матрица, столбцы которой являются собственными векторами матрицы $\mathbf{I} - \mathbf{H}$.

Нетрудно показать, что

$$(\mathbf{I} - \mathbf{H})^K = \mathbf{U} \cdot \mathbf{\Lambda}^K \cdot \mathbf{U}^H. \quad (11)$$

Известно [4], что собственные числа эрмитовой неотрицательно определенной матрицы $\mathbf{H}$ являются действительными и неотрицательными. Из физических соображений процесс (7) является сходящимся, следовательно, собственные числа матрицы $\mathbf{I} - \mathbf{H}$ не должны превышать единицы. Действительно, матрица $\mathbf{\Lambda}$ имеет Q некрatных элементов, меньших единицы, и $P - Q$ кратных элементов, равных единице. Таким образом, возведение матрицы $\mathbf{\Lambda}$ в бесконечную степень эквивалентно обнулению ее элементов, не равных 1.

Таким образом, искомый весовой вектор

$$\mathbf{W} = \lim_{K \rightarrow \infty} (\mathbf{I} - \mathbf{H})^K \cdot \mathbf{W}^0 = \mathbf{U} \cdot \mathbf{\Lambda}_0 \cdot \mathbf{U}^H \cdot \mathbf{W}^0, \quad (12)$$

где $\mathbf{\Lambda}_0$ – матрица, полученная из матрицы $\mathbf{\Lambda}$ путем обнуления элементов меньших 1.

Вводя обозначение

$$\mathbf{H}^0 = \mathbf{U} \cdot \mathbf{\Lambda}_0 \cdot \mathbf{U}^H, \quad (13)$$

получим

$$\mathbf{W} = \mathbf{H}^0 \cdot \mathbf{W}^0. \quad (14)$$

Используемая в приведенных выше выражениях оценка корреляционной матрицы $\mathbf{H}$ является матрицей простой структуры [4], для которой определены математические понятия ядра и оболочки как линейные подпространства собственных векторов, соответству-



ющих нулевым (ядро) и ненулевым (оболочка) собственным числам. В работе [3] даны определения шумового и сигнального подпространств корреляционной матрицы, эквивалентные математическим определениям ядра и оболочки соответственно.

Анализируя полученные выражения (12)–(14), используя определения, данные в [3], можно сделать заключение, что матрица (13) может рассматриваться как матрица-проектор, проецирующая управляющий вектор W^0 на шумовое подпространство корреляционной матрицы H .

Тогда решение для оптимального весового вектора W может быть найдено непосредственно через оценку корреляционной матрицы H . По аналогии с (10) выполним спектральное разложение матрицы H

$$H = U \cdot \Psi \cdot U^H, \quad (15)$$

где Ψ – диагональная матрица, состоящая из собственных чисел матрицы H ,

U – матрица, столбцы которой являются собственными векторами матрицы H .

При выполнении разложения (15) учтено, что ортонормированные базисы собственных векторов матриц H и $I-H$ совпадают.

Составим матрицы-проекторы на шумовое и сигнальное подпространства матрицы H , обозначив их P^N и P^S соответственно

$$P^N = \sum_i u_i \cdot u_i^H, \quad i: \Psi_{i,i} = 0, \quad (16)$$

$$P^S = \sum_j u_j \cdot u_j^H, \quad j: \Psi_{j,j} > 0, \quad (17)$$

где u_i, u_j – столбцы матрицы собственных векторов U , соответствующие нулевым и ненулевым собственным числам матрицы H соответственно.

Тогда искомым весовой вектор

$$W = P^N \cdot W^0 = (I - P^S) \cdot W^0. \quad (18)$$

Вычисления по формулам (14) и (18) приводят к одним и тем же результатам.

Анализируя соотношения (16), (17), можно прийти к известному заключению, что максимальное число подавляемых помех Q не может превышать значения $P-1$.

Из литературы [10], [3] известен еще один метод построения матрицы-проектора

на ортогональное помеховым сигналам подпространство. Искомый весовой вектор может быть вычислен как

$$W = (I - Y \cdot (Y^H \cdot Y)^{-1} \cdot Y^H) \cdot W^0, \quad (19)$$

где Y – матрица, столбцами которой являются вектора (4).

Вычисление по формуле (19) приводит к тем же результатам, что и (14) и (18). При этом, в отличие от рассмотренных выше алгоритмов, не требуется выполнять спектральное разложение матрицы. Подлежащая обращению матрица $Y^H \cdot Y$ является вещественной и имеет порядок Q , равный числу помех ($Q < P$).

Результаты моделирования

Рассмотрим результаты применения алгоритма адаптации на примере линейной ФАР, состоящей из 16 излучателей, с шагом между ними $0,542\lambda$. Для наглядности рассмотрим формирование при помощи данной ФАР двух ДН – узкой, в виде острого луча, и широкой, перекрывающей боковые лепестки узкой. При расчетах ДН полагается, что излучатели обладают парциальными ДН, изменяющимися по закону $\cos\theta$.

На рисунке 5 приведены невозмущенные ДН ФАР. Сплошной линией изображена ДН в виде острого луча, сформированная при помощи тейлоровского амплитудного распределения по раскрытию [5], с уровнем боковых лепестков минус 25 дБ. Пунктирной линией изображена ДН, предназначенная для системы подавления боковых лепестков (ПБЛ), перекрывающая боковые лепестки ДН в виде острого луча. ДН «острый луч» нормирована к собственному максимуму. ДН ПБЛ нормирована с учетом отношения коэффициентов использования поверхности (КИП), соответствующим амплитудным распределениям, формирующим ДН.

На рисунке 6а представлены те же ДН при формировании нулей в направлении на 4 источника помехи с угловыми координатами, заданными вектором

$$\theta_q = [-35 \quad -15 \quad 20 \quad 40]^T, \quad q = 1, \dots, 4. \quad (20)$$

Вычисление вектора адаптивных весовых коэффициентов производилось в соответствии с алгоритмом (14).

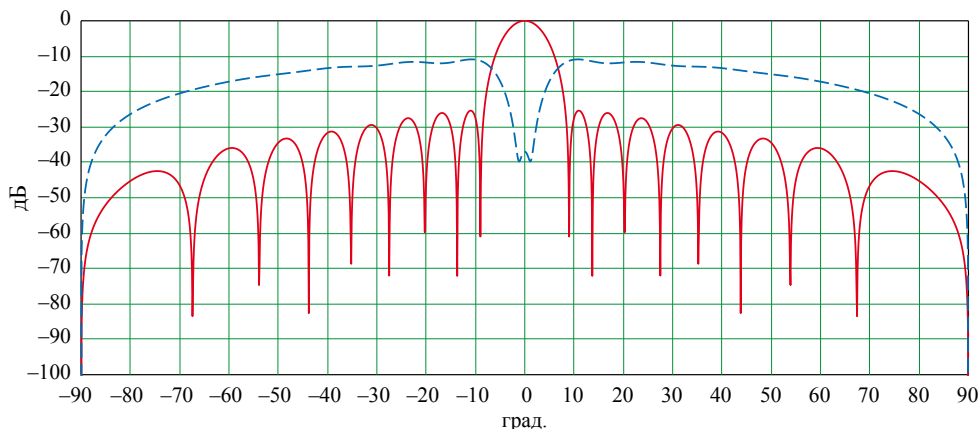
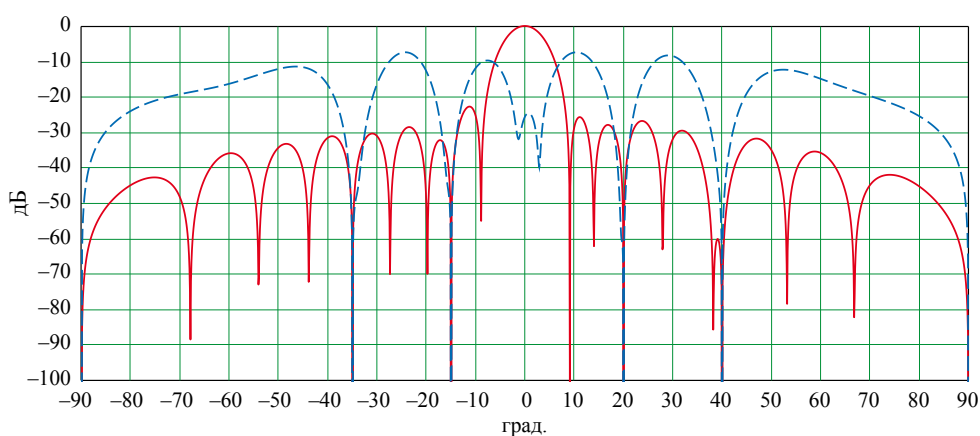
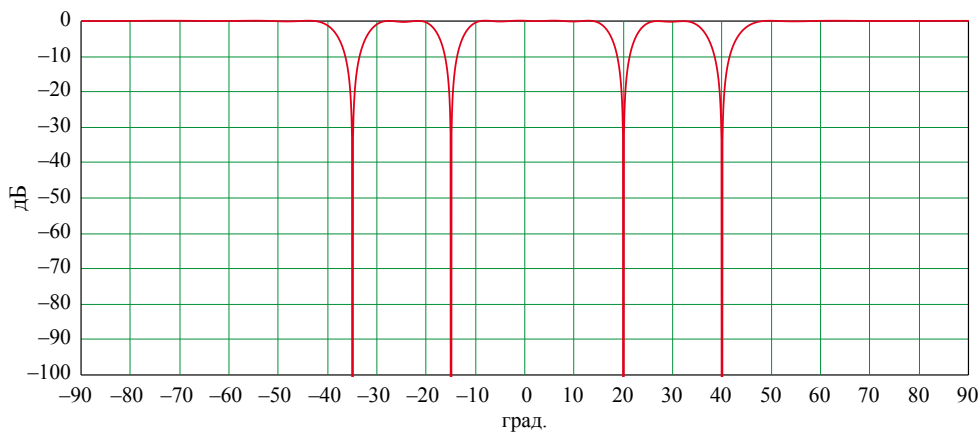


Рис. 5. Невозмущенные ДН ФАР



а



б

Рис. 6. Формирование нулей в направлениях, определенных в (20):
а – ДН ФАР; б – коэффициент подавления помехи

На рисунке 6б показана зависимость коэффициента подавления помехи по мощности, вычисленного как нормированный квадрат модуля вектора адаптивных весовых коэффициентов W , определяемый для углового направления, задаваемого управляющим вектором (6), соответствующим направлению сканирования

$$K_n = \frac{|W|^2}{P}. \quad (21)$$

На рисунках 7а, б, соответственно, приведены графики ДН и коэффициента подавления помехи для случая двух близко расположенных источников помех

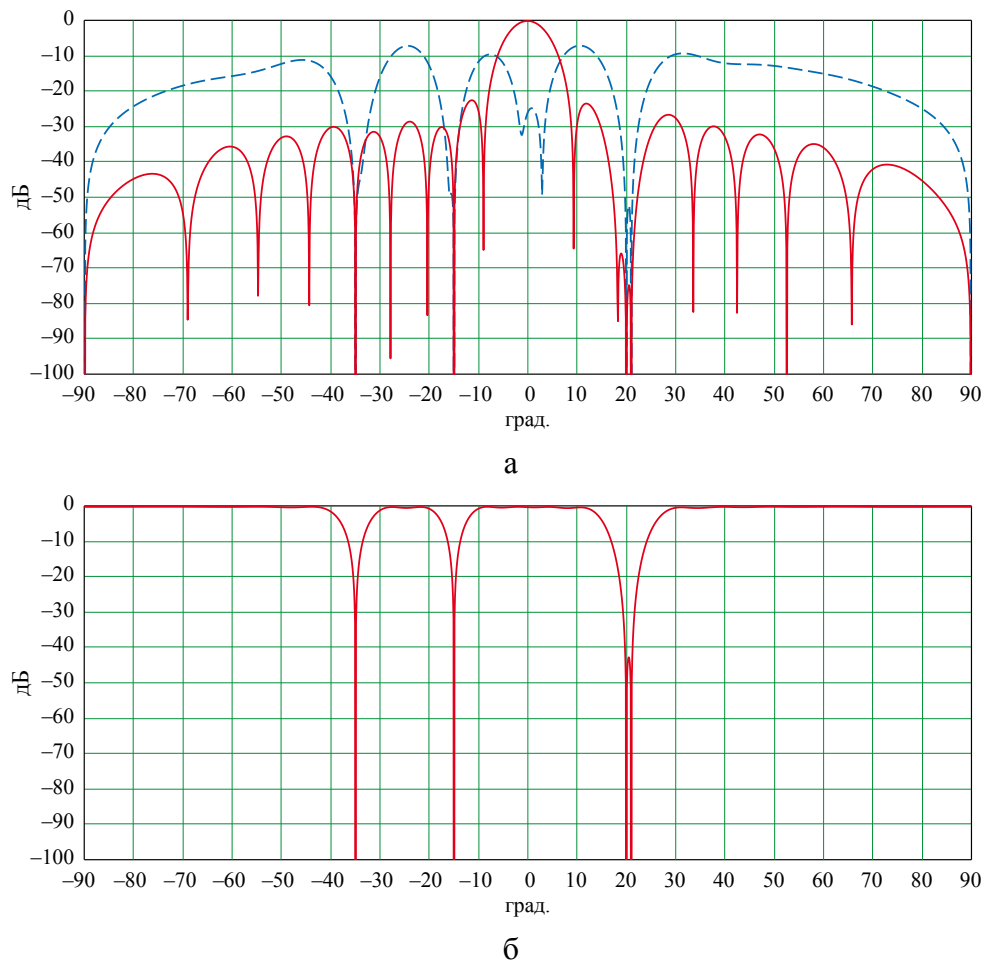


Рис. 7. Формирование нулей в направлениях, определенных в (22):
а – ДН ФАР; б – коэффициент подавления помехи

$$\vartheta_q = [-35 \ -15 \ 20 \ 21]^T, q = 1, \dots, 4. \quad (22)$$

Вычисление вектора адаптивных весовых коэффициентов также производилось в соответствии с алгоритмом (14).

Применение алгоритмов (14), (18) требует вычисления спектрального разложения матрицы (10), что в случае большого числа приемных каналов ФАР приводит к существенному объему вычислений. Поэтому в ряде случаев практический интерес может представлять применение итерационного алгоритма (7), в процессе которого осуществляется лишь выполнение простых матричных операций.

В случае наличия одного источника помех достаточно одной итерации в процедуре (7). Рассмотрим сходимость итерационного процесса (7) для случая воздействия нескольких источников помех, воспользовавшись критерием условной сходимости евклидовой нормы весового вектора (8).

На рисунке 8 представлена зависимость числа итераций от угла сканирования для случая формирования нулей в направлении на четыре источника помехи (20). Параметром семейства графиков является точность сходимости ϵ из условия (8).

На рисунке 9 приведены аналогичные данные для расположения источников помех под углами (22). Наличие близко расположенных по углу источников помех приводит к существенному замедлению сходимости алгоритма (7).

По результатам численного моделирования можно утверждать, что применение итерационного алгоритма (7) возможно лишь при выполнении условия разрешения по Рэлею угловых координат источников помех. В противном случае необходимо использовать алгоритм (14), всегда гарантирующий формирование глубоких нулей в требуемых направлениях.

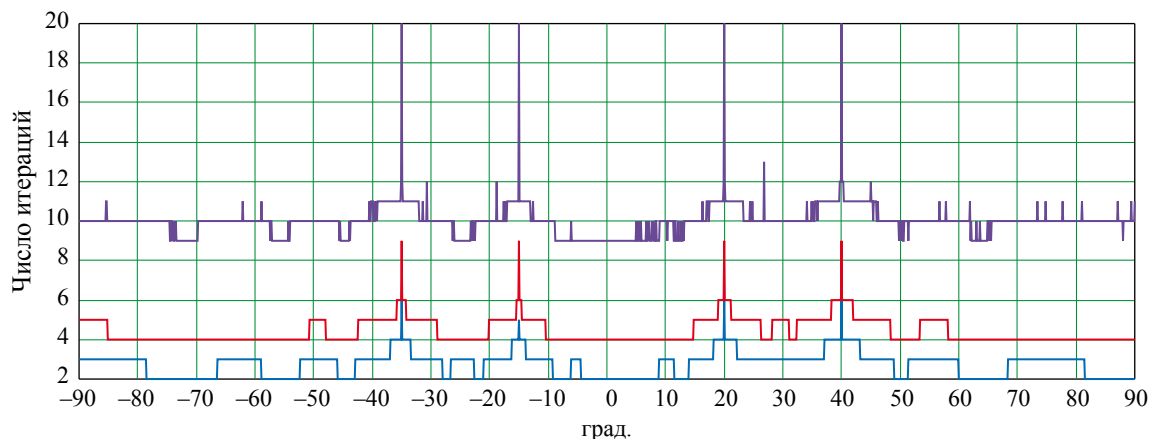


Рис. 8. Сходимость итерационного процесса при разрешении источников помех по Рэлею
— $\varepsilon = 1e-3$, — $\varepsilon = 1e-6$, — $\varepsilon = 1e-15$

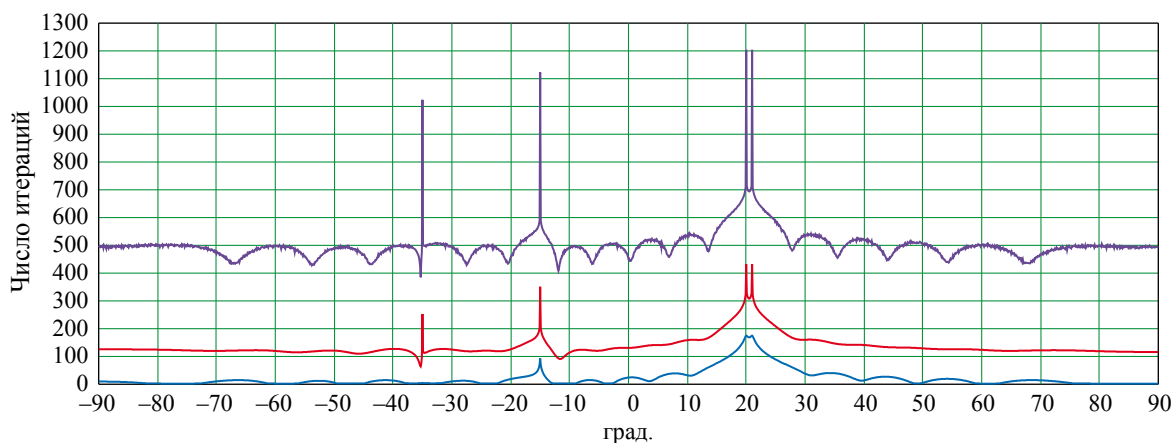


Рис. 9. Сходимость итерационного процесса при сверхразрешении источников помех
— $\varepsilon = 1e-3$, — $\varepsilon = 1e-6$, — $\varepsilon = 1e-15$

Поскольку для вычисления вектора адаптивных весовых коэффициентов используется детерминированная оценка корреляционной матрицы, то использование алгоритмов (14), (18) приводит к формированию глубоких нулей в заданных направлениях, обеспечивающих подавление сигналов помех до уровня собственных шумов приемных каналов.

Реальный коэффициент подавления в такой системе определяется точностью определения угловых координат источников помех. Глубокий ноль, формируемый в направлении источника помех, достаточно узок, и прием сигнала от источника помех происходит, как правило, на скате провала ДН. В связи с этим практический интерес представляет использование возможности расширения нуля ДН по углу. Из литературы известно большое число подходов к решению данной задачи, например [6–9]. К сожалению, все они приме-

нимы лишь к линейным ФАР с эквидистантным расположением излучателей.

Рассмотрим возможность использования ФАР с управляемыми связями для наиболее простого и часто используемого метода расширения нуля Мейлоу – Затмана [6, 7].

Суть метода состоит в замене одного источника излучения группой равномошных некогерентных источников сигнала, расположенных на прямой линии. Мейлоу использовал группу дискретных источников, а Затман – непрерывно распределенные фиктивные источники.

Тогда модифицированная оценочная корреляционная матрица источников помех может быть выражена

$$\tilde{\mathbf{H}} = \mathbf{H} \circ \mathbf{A}, \quad (23)$$

где $\circ$ – символ произведения матриц по Адамару, то есть их поэлементного перемножения,

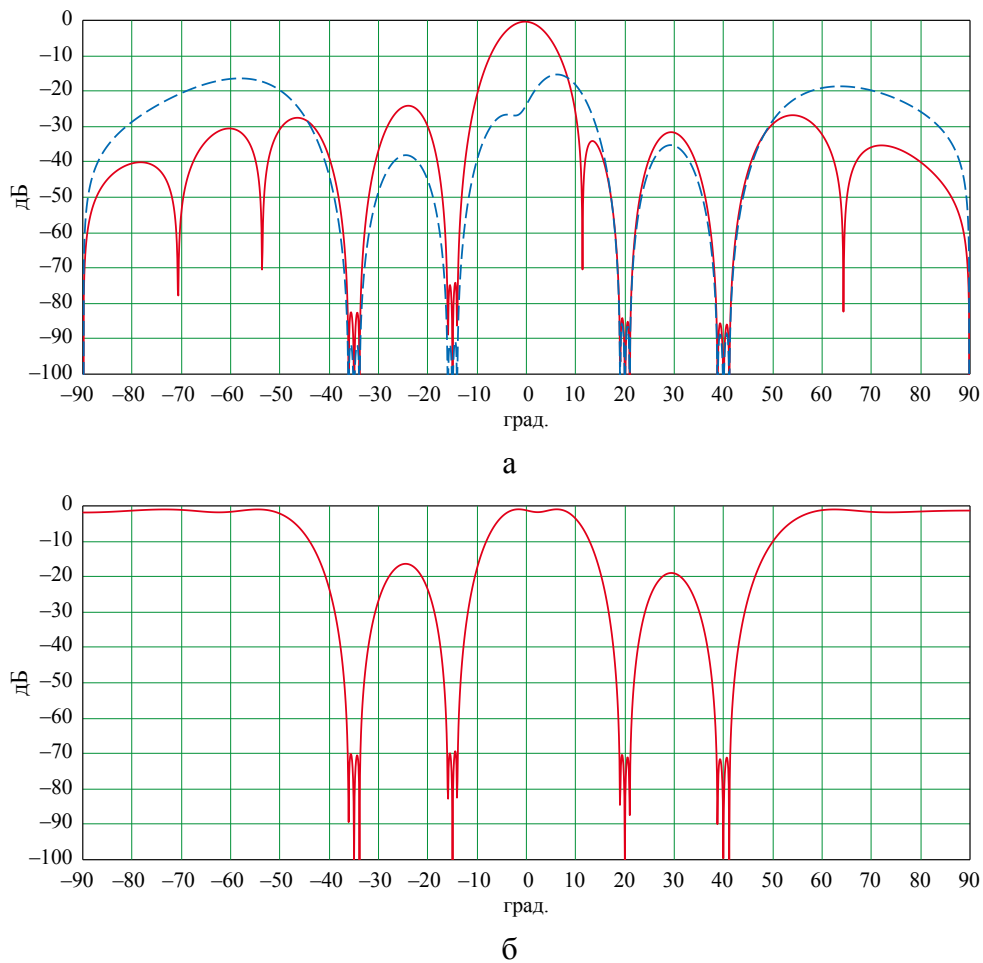


Рис. 10. Формирование расширенных нулей ДН: а – ДН ФАР; б – коэффициент подавления помехи

A – матрица размерности $P \times P$,
где

$$A_{m,n} = \text{sinc}((m - n) \cdot \Delta), \quad (24)$$

Δ – константа, определяющая ширину нуля ДН.

Используя $\tilde{N}$ вместо N в (12), (15) вычислим ДН (рис. 10а) и коэффициент подавления помех (рис. 10б) для распределения источников помех (20) и $\Delta = 0,07$.

Как видно из рисунка 10, использование метода Мейлоу – Затмана приводит к существенному расширению нулей ДН по сравнению с рисунком 6. Коэффициент подавления помехи в направлении расширенного нуля в данном примере составляет не менее 70 дБ.

Расширение нулей ДН может быть также получено путем замены одного направления на источник помехи на дискретную группу близко расположенных направлений. При этом снимается ограничение применимости мето-

дов, сходных с (23), только к линейным эквидистантным решеткам. При таком подходе для корректного разделения собственных векторов корреляционной матрицы по принадлежности к сигнальному и шумовому подпространствам на этапе составления матрицы-проектора, рекомендуется использовать алгоритм (18) либо (19).

Заключение

Таким образом, в данной работе рассмотрены особенности применения простого способа формирования нулей в ДН в заданных направлениях, пригодного для применения в ФАР с расположением излучателей на произвольной поверхности, в основе которого лежат простые физические представления.

Показано, что рассмотренный способ формирования нулей может рассматриваться как частный случай применения проекционного алгоритма адаптивной пространственной



фильтрации, осуществляющего проецирование управляющего вектора на шумовое подпространство корреляционной матрицы.

Показано, что при использовании данного метода возможно применение методов расширения нулей ДН, что позволяет снизить требования к точности определения угловых координат источников помех и частоте обновления оценки корреляционной матрицы.

Список литературы

1. Фазируемая антенная решетка с управляемыми связями: п. м. 168153 Российская Федерация: МПК H01Q 3/26 / В.Ф. Андреев, Р.Х. Воронов; заявитель и патентообладатель «Всероссийский науч.-исслед. ин-т радиотехники». № 2016128492; заяв. 13.07.16; опубл. 19.01.17. Бюл. № 2.
2. Applebaum S. P. Adaptive arrays. *IEEE Trans. Antennas Propagat.* 1976. Vol. AP-24. P. 585–598.
3. Ратынский М. В. *Адаптация и сверхразрешение в антенных решетках*. М.: Радио и связь, 2003. 200 с.
4. Воеводин В. В., Воеводин Вл. В. *Энциклопедия линейной алгебры*. СПб.: БХВ-Петербург, 2006. 544 с.
5. Бартон Д. К., Вард Г. Р. *Справочник по радиолокационным измерениям* / Пер. с англ. М.: Советское радио, 1976. 392 с.
6. Mailloux R. J. Covariance matrix augmentation to produce adaptive array pattern troughs. *Electron. Lett.* 1995. Vol. 31. № 10. P. 771–772.
7. Zatman M. Production of adaptive array troughs by dispersion synthesis. *Electron. Lett.* 1995. Vol. 31. № 25. P. 2141–2142.
8. Taferner M., Kuchar A., Lang M. C., Tange-mann M., Hock C. A Novel DOA-based Beamforming Algorithm with Broad Nulls // *10th International Symposium on Personal, Indoor and Mobile Radio Corn. PIMRC '99, Osaka, Sept., 1999*. 1999. P. 342–247.
9. Guerci J. R. Theory and application of covariance matrix tapers to robust adaptive beamforming. *IEEE Trans. Signal Processing.* 2000. Vol. 47. P. 977–985.
10. Ланкастер П. *Теория матриц*. М.: Наука, ГРФМЛ, 1978. 280 с.

Об авторах

Егоров Алексей Дмитриевич – начальник сектора Акционерного общества «Всероссийский научно-исследовательский институт радиотехники», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: радиолокация, антенны, СВЧ-техника, антенные измерения.

Яшенков Артем Олегович – ведущий инженер Акционерного общества «Всероссийский научно-исследовательский институт радиотехники», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: цифровые антенные решетки, цифровое диаграммообразование, радиолокация.



Using a phased antenna array with control coupling for nulls forming in the radiation pattern

Egorov A. D., Yashenkov A. O.

All-Russian Scientific Research Institute of Radio Engineering, JSC, Moscow, Russian Federation

A simple nulls forming method in the radiation pattern of a phased antenna array considered. Presented the basic calculation ratios confirmed by the simulation results are. The possibility of applying the method to form extended nulls in the radiation pattern is shown.

Keywords: phased array antenna, adaptive spatial filtering, covariance matrix, nulls forming method

Information about the authors

Egorov Aleksey Dmitrievich – Sectoral Head, All-Russian Scientific Research Institute of Radio Engineering, JSC, Moscow, Russian Federation.

Research interests: radar, antennas, microwave technology, antenna measurements.

Yashenkov Artyom Olegovich – Leading Engineer, All-Russian Scientific Research Institute of Radio Engineering, JSC, Moscow, Russian Federation.

Research interests: digital antenna arrays, digital diagramming, radiolocation.



<https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-18-28>

УДК 621.396

Математическое моделирование пространственной системы возбуждения цилиндрической активной фазированной антенной решетки с электронной коммутацией

Ф. П. Крылов¹, В. А. Ландман¹, А. С. Миронов¹, О. В. Колесниченко¹, С. Б. Писарев²

¹ Акционерное общество «Ордена Трудового Красного Знамени

Всероссийский научно-исследовательский институт радиоаппаратуры»

Общества с ограниченной ответственностью «Северо-Западный региональный центр

Концерна воздушно-космической обороны «Алмаз-Антей», Санкт-Петербург, Российская Федерация

² Акционерное общество «Российский институт радионавигации и времени»

Общества с ограниченной ответственностью «Северо-Западный региональный центр

Концерна воздушно-космической обороны «Алмаз-Антей», Санкт-Петербург, Российская Федерация

В статье рассматривается система возбуждения цилиндрической активной фазированной антенной решетки с пространственной системой питания излучателей. Проведено краткое историческое сравнение с системами, основанными на применении механического вращения антенны и конформной фазированной антенной решетки с матричной системой возбуждения. Представлены преимущества использования активной фазированной антенной решетки с пространственной системой. Описаны принципы ее работы и представлены результаты математического моделирования, раскрывающие содержание преимущества активной фазированной антенной решетки с использованием пространственной системы возбуждения.

Ключевые слова: система питания излучателей, активная фазированная антенная решетка, диаграмма направленности, круговой обзор, амплитудно-фазовое распределение

Для цитирования: Крылов Ф. П., Ландман В. А., Миронов А. С., Колесниченко О. В., Писарев С. Б. Математическое моделирование пространственной системы возбуждения цилиндрической активной фазированной антенной решетки с электронной коммутацией // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2020. № 3. С. 18–28. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-18-28>

For citation: Krylov F. P., Landman V. A., Mironov A. S., Kolesnichenko O. V., Pisarev S. B. Mathematical modelling of the spatial excitation system of a cylindrical active phased antenna array with electronic commutation // Vestnik Koncerna VKO "Almaz – Antey". 2020. No. 3. P. 18–28. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-18-28>

Поступила 21.07.2020 Отрецензирована 19.08.2020 Одобрена 24.09.2020 Опубликована 14.10.2020

Введение

Как известно, в радиолокации для кругового обзора пространства традиционно используют антенные системы с механическим вращением. Это решение достаточно просто реализуется технически, но сопровождается рядом проблем в обработке информации:

– ограниченное время облучения цели («контакта» диаграммы направленности (ДН) антенны с объектом локации), что по-

вышает требование к энергетическому потенциалу РЛС;

– невозможность эффективного сочетания режимов обнаружения и целеуказания с режимом сопровождения целей;

– необходимо решение задачи передачи сигналов от вращающейся антенны к неподвижной аппаратуре обработки сигналов и устройств индикации.

Перечисленные и другие факторы вынуждают разработчиков отдавать предпочтение конформным (сферическим, круговым или цилиндрическим) фазированным антенным решеткам (ФАР).

© Крылов Ф. П., Ландман В. А., Миронов А. С., Колесниченко О. В., Писарев С. Б., 2020



Конформные ФАР (круглые или цилиндрические) обладают круговой симметрией и, следовательно, формируют лучи, ширина которых не зависит от угла сканирования. Это позволяет осуществить поворот луча (ДН) в пределах 360° . Однако создание требуемого амплитудно-фазового распределения в раскрытии таких ФАР сопряжено с существенными затруднениями.

Исследования, проведенные в 1970–1990-х гг., были направлены на разработку специальных систем питания матричного типа [1, 2]. Матричная схема питания ФАР позволяет так преобразовать амплитудно-фазовое распределение (АФР) токов на излучателях, что управлять лучом можно будет за счет только изменения фаз фазовращателями, установленными на входах матричной схемы [3]. Наличие в этих схемах распределительной матрицы с M входами и M выходами, где $M < N$ (N – число излучателей ФАР), требует применения M переключателей на N/M направлений, а также большого количества соединительных кабелей равной электрической длины.

Альтернативой матричной схеме возбуждения конформных ФАР является про-

странственная схема возбуждения с электронной коммутацией излучателей. По сравнению с фидерной системой питания конформных ФАР пространственная схема питания в сочетании с активными приемо-передающими модулями (АФАР) имеет более широкую полосу пропускания и позволяет создать не только ДН с низким уровнем боковых лепестков, но и сформировать одновременно суммарную и разностные ДН для моноимпульсной обработки сигналов. При этом значительно упрощается конструкция ФАР. Эти свойства пространственной системы питания АФАР делают ее более привлекательной при конструировании новых перспективных РЛС и навигационных систем с широкоугольным сканированием узким лучом по азимуту и ДН специальной формы (типа cosec θ) по углу места.

Цилиндрическая АФАР с пространственной схемой питания излучателей

На рисунке 1 изображена конструкция цилиндрической АФАР, состоящей из M ДОС (диаграммо-образующих схем), каждая из которых содержит вертикальный делитель мощности,

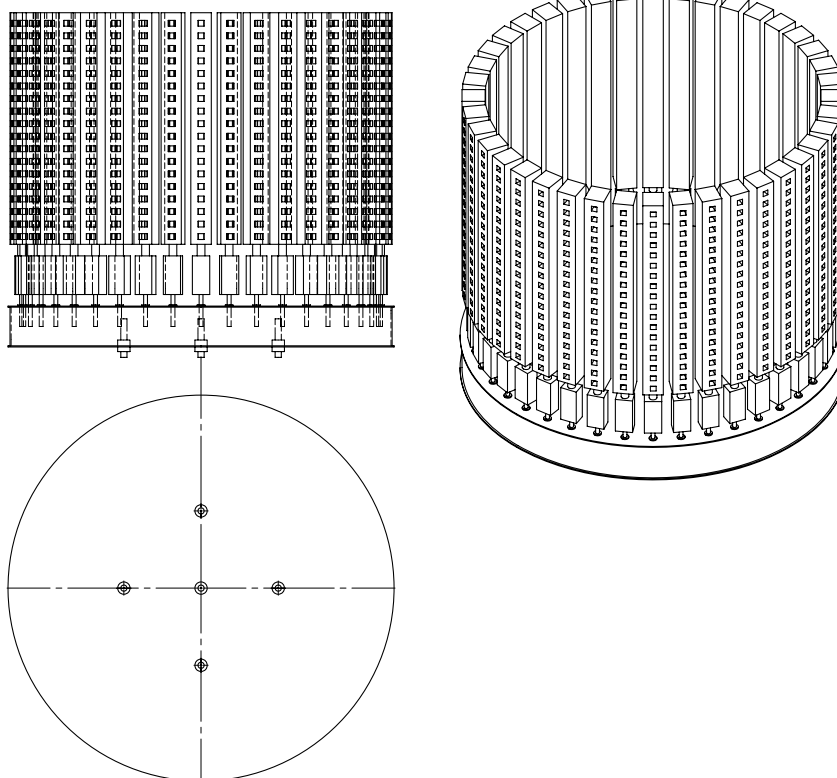


Рис. 1. Цилиндрическая АФАР с пространственной системой питания

подключенный к l излучателям, и формирует в вертикальной плоскости ДН косекансного вида или вида $\sin\theta/\theta$. Ко входам делителей подключены приемо-передающие модули. Фазовращатели приемо-передающих модулей обеспечивают фазирование ДОС в горизонтальной плоскости с целью формирования узкой ДН в этой плоскости. В АФАР количество модулей АФАР равно количеству ДОС и равно M .

Для питания ДОС используется линза (рис. 2), представляющая собой радиальную линию передачи, которая образуется двумя пластинами в виде круга. Расстояние l между пластинами меньше $0,5\lambda$, благодаря чему между ними создаются условия для распространения электрического поля с вектором $\vec{E}$, направленным перпендикулярно их плоскостям. Возбуждение линзы осуществляется с помощью штырей (см. рис. 2). На рисунке 2 число штырей равно 5. Штыри 1–5 расположены перпендикулярно плоскости пластины в центре линзы. По периметру линзы через равные интервалы расположены n' штырей приемной решетки линзы – выходы линзы.

Каждый из n' приемных штырей линзы с помощью n' фидерной линии (если $n' = N$) или непосредственно соединяется с модулем АФАР.

Схема коммутации (поворота) амплитудного распределения и фазирования (СКФ) приведена на рисунке 3.

Сканирование луча в пространстве обеспечивается путем электронного поворота амплитудного распределения поля в линзе с помощью схемы коммутации и фазирования. Формирование перемещения АФР в линзе происходит за счет изменения токов возбуждения приемных штырей линзы синхронно с переключением ДОС, участвующих в формировании ДН. Благодаря фазированию токов возбуждения центральных штырей двумя фазовращателями СКФ обеспечивается перемещение луча на угол $\Delta\alpha_p = 360^\circ/M$.

Принцип электронного поворота амплитудного распределения поля в линзе (рис. 2 и 3) с помощью двух фазовращателей состоит в следующем. Сигнал от передатчика (ПРД) с помощью 6-децибельного направленного ответвителя распределяется по двум направлениям.

1. Сигнал

$$U_1 = \cos \omega_0 t, \quad (1)$$

относительная амплитуда которого равна единице, подается на центральный штырь 1 и формирует всенаправленную составляющую амплитудного распределения поля в линзе с постоянной фазой во всех направлениях.

2. Сигнал $U_{отв}$ амплитуды K подается на разностный вход суммарно-разностного моста 6, на выходах которого образуются два сигнала:

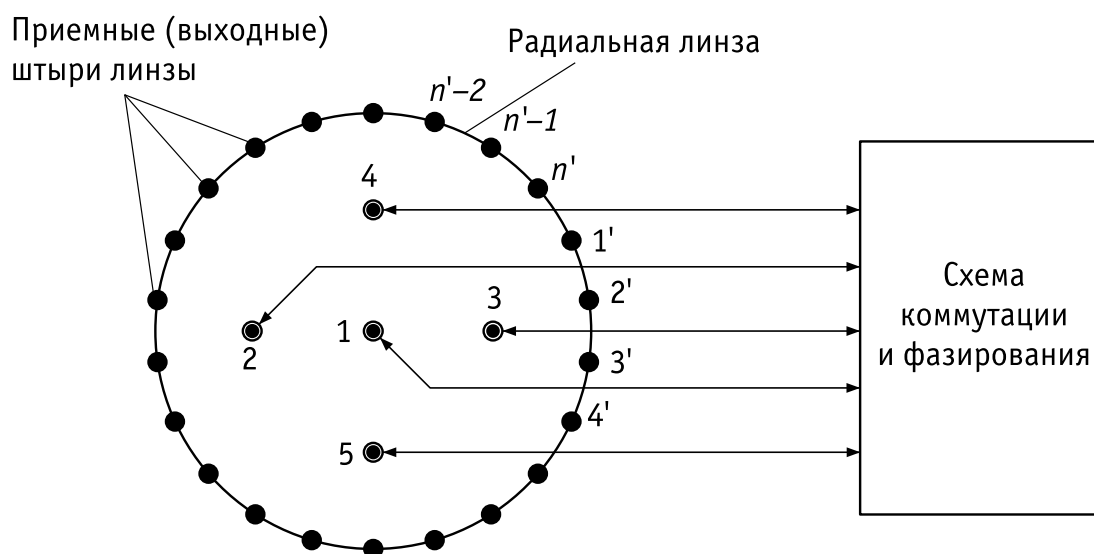


Рис. 2. Высокочастотный коммутатор пространственной схемы питания цилиндрической ФАР

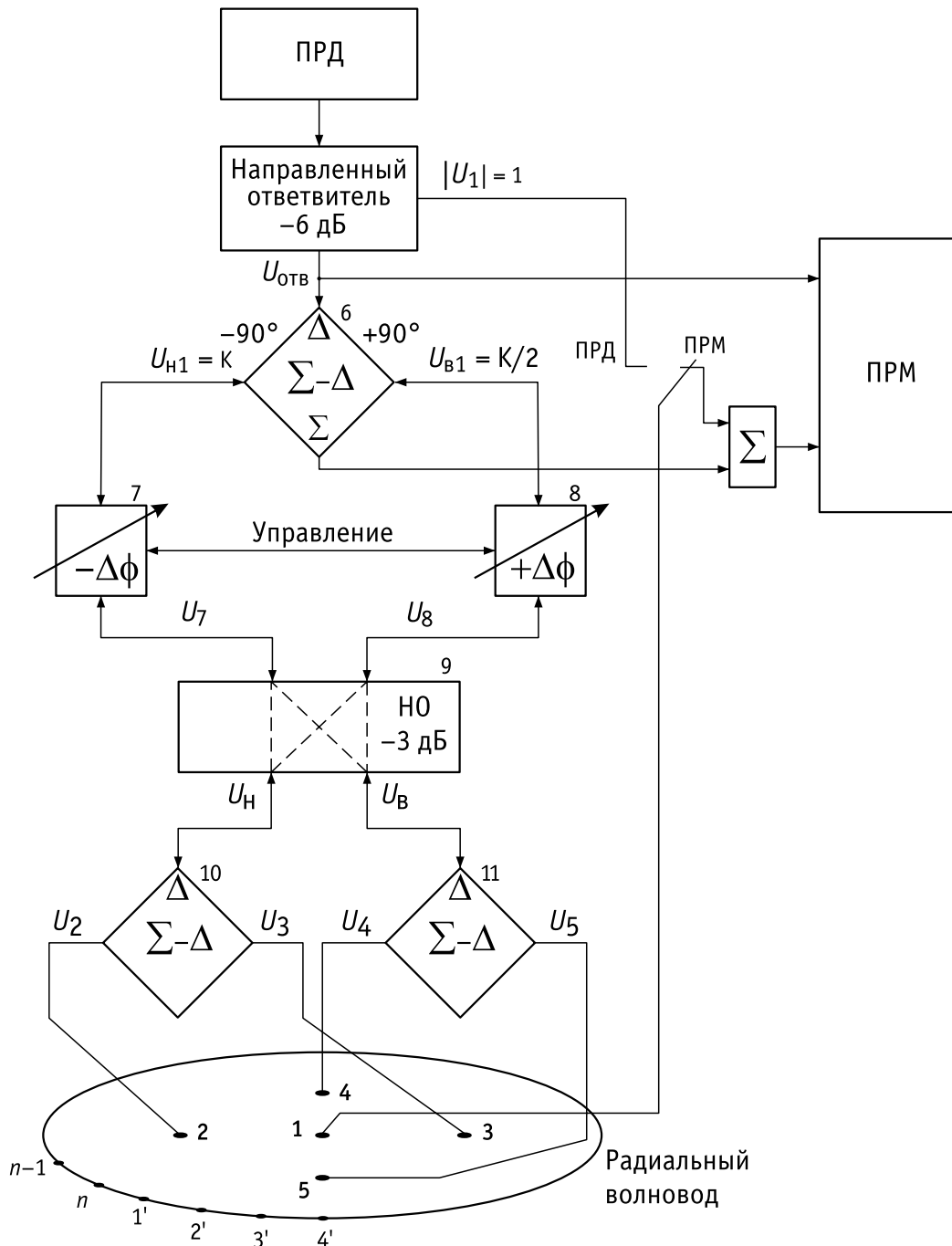


Рис. 3. Схема поворота амплитудно-фазового распределения и фазирования (СКФ):
1...5 – возбуждающие штыри линзы; 1'...4'...n'-1, n' – приемные штыри линзы; НО – направленный ответвитель;
Σ-Δ – суммарно-разностный мост; Δφ – управляемые противофазные фазовращатели

$$\begin{aligned} U_{B_i} &= 0,5K \cos(\omega_0 t + \pi/2) - \text{верхнее плечо моста,} \\ U_{H_i} &= 0,5K \cos(\omega_0 t - \pi/2) - \text{нижнее плечо моста.} \end{aligned} \quad (2)$$

В верхние и нижние плечи моста 6 включены управляющие фазовращатели 7 и 8. Режим работы этих фазовращателей выбирается таким, чтобы сигнал на выходе фазовращате-

ля 8 опережал, а на выходе 7 отставал по фазе от входного сигнала на величину Δφ.

$$\begin{aligned} U_7 &= 0,5K \cos(\omega_0 t + \pi/2 + \Delta\phi), \\ U_8 &= 0,5K \cos(\omega_0 t - \pi/2 - \Delta\phi). \end{aligned} \quad (3)$$

Сигналы с выходов фазовращателей через 3-децибелный ответвитель 9 подаются на разностный вход суммарно-разностных мостов 10, 11.



Эти сигналы имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} U_H &= k \cos(\Delta\varphi + \pi/4) \cos(\omega_0 t + \pi/4), \\ U_B &= k \sin(\Delta\varphi + \pi/4) \cos(\omega_0 t + \pi/4). \end{aligned} \quad (4)$$

Напряжения U_2 , U_3 и U_4 , U_5 возбуждают центральные штыри линзы: соответственно, 2, 3 и 4, 5. Причем штыри 2 и 3 (4 и 5) возбуждаются в противофазе. В результате формируется АФР, зависящее от направления (α), которое при $d > \lambda$ (где d – расстояние между центральными штырями линзы) связано с дополнительной фазой напряжений на штырях 2 и 3 соотношением

$$\varphi_{2-3} = \pm \frac{\pi d}{\lambda} \sin \alpha, \text{ если } d \geq \lambda, \quad (5)$$

а для штырей 4 и 5 соотношением

$$\varphi_{4-5} = \pm \frac{\pi d}{\lambda} \cos \alpha, \text{ если } d \geq \lambda. \quad (6)$$

АФР в линзе определяется по следующим формулам:

$$U_\Sigma = U_1 + [U_2(\Delta\varphi, \alpha) + U_3(\Delta\varphi, \alpha)] + [U_4(\Delta\varphi, \alpha) + U_5(\Delta\varphi, \alpha)], \quad (7)$$

где

$$\begin{aligned} U_2(\Delta\varphi, \alpha) + U_3(\Delta\varphi, \alpha) &= -\sin(\Delta\varphi + \varphi_{2-3}(\alpha) - \pi/4), \\ U_4(\Delta\varphi, \alpha) + U_5(\Delta\varphi, \alpha) &= -\sin(\Delta\varphi - \varphi_{2-3}(\alpha) - \pi/4) + \cos(\Delta\varphi - \varphi_{4-5}(\alpha)) \end{aligned} \quad (8)$$

и $\varphi_{2-3}(\alpha)$, $\varphi_{4-5}(\alpha)$ определяются формулами (5) и (6) соответственно.

$U_1 = A_0 \cos(\omega_0 t + \pi/4)$ – напряжение на центральном штыре 1.

Направление максимума кривой АФР определяется формулами (7) и (8).

Таким образом, путем изменения значения $\Delta\varphi$ от нуля до 360° обеспечивается синхронный поворот АФР линзы на 360° . При приеме сигналов от ЛА (летательного аппарата) с направления, образующего угол α с линией, соединяющей центральные штыри 2 и 3, на выходе суммарно-разностного моста 6 (см. рис. 3) формируются суммарный и разностный сигналы.

Моделирование дуговой АФАР с пространственной схемой питания

Разработана математическая модель конформной АФАР с устройством пространственного

(оптического) возбуждения излучателей. Модель исследует характеристики ДН цилиндрической АФАР, возбуждаемой линзой (плоско-параллельной радиальной линией), состоящей из двух параллельных пластин, по периферии которой размещены $n' = M$ приемных штырей (M – количество приемо-передающих модулей и ДОС АФАР).

Возбуждение линзы осуществлялось с помощью центральных штырей, количество которых равно 5 или 9, расположенных по окружности, диаметр которой $d = \lambda$, где λ – длина волны.

Применение 9 или 5 штырей позволяет формировать амплитудное распределение, обеспечивающее разные уровни боковых лепестков в ДН цилиндрической АФАР. Однако это потребовало включения в схему возбуждения дополнительных четырех делителей мощности для распределения энергии с выходов мостов 10 и 11 (рис. 3) между восемью центральными штырями.

Периферийные штыри линзы расположены равномерно по окружности, диаметр которой определяется шириной ДН цилиндрической АФАР в азимутальной плоскости. Расстояние между ДОС выбрано равным $0,63\lambda$.

Активный сектор АФАР, формирующий азимутальную ДН, содержит $N = M/l$ излучателей (ДОС), где $l = 3$ или 4 и, с одной стороны, определяется шириной ДН, а с другой – ограничен требованием формирования линзой такого амплитудного распределения, которое обеспечит минимальный уровень боковых лепестков в ДН и минимум энергии, поступающей на модули вне активного сектора АФАР. Для исследования этих свойств в модели использовалась АФАР с линзой, возбуждаемой 5 (рис. 3) и 9 штырями (рис. 4).

Моделировалась АФАР с числом излучателей $M = 109$, активный сектор содержал $N = 53$ модуля, расположенных по дуге $\beta = 120^\circ$. Коммутация раскрыва осуществлялась с угловым шагом $\Delta = \beta/N$, а угловое положение максимума амплитудного распределения и, следовательно, положения максимума ДН определялось выражением

$$\theta_i = (c-1)\Delta - \frac{N-1}{2}\Delta + \Delta p, \text{ где } i = 1, 2, \dots, N; p = 1, 2, \dots$$

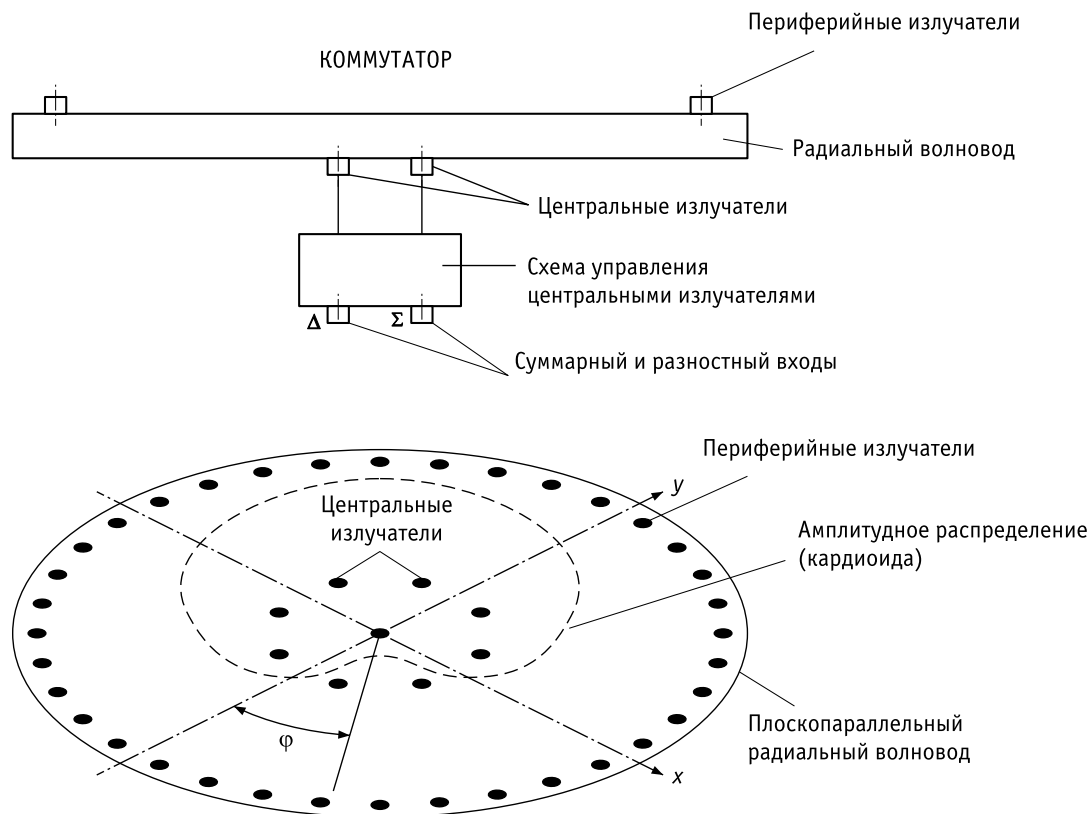


Рис. 4. Плоскопараллельный радиальный волновод

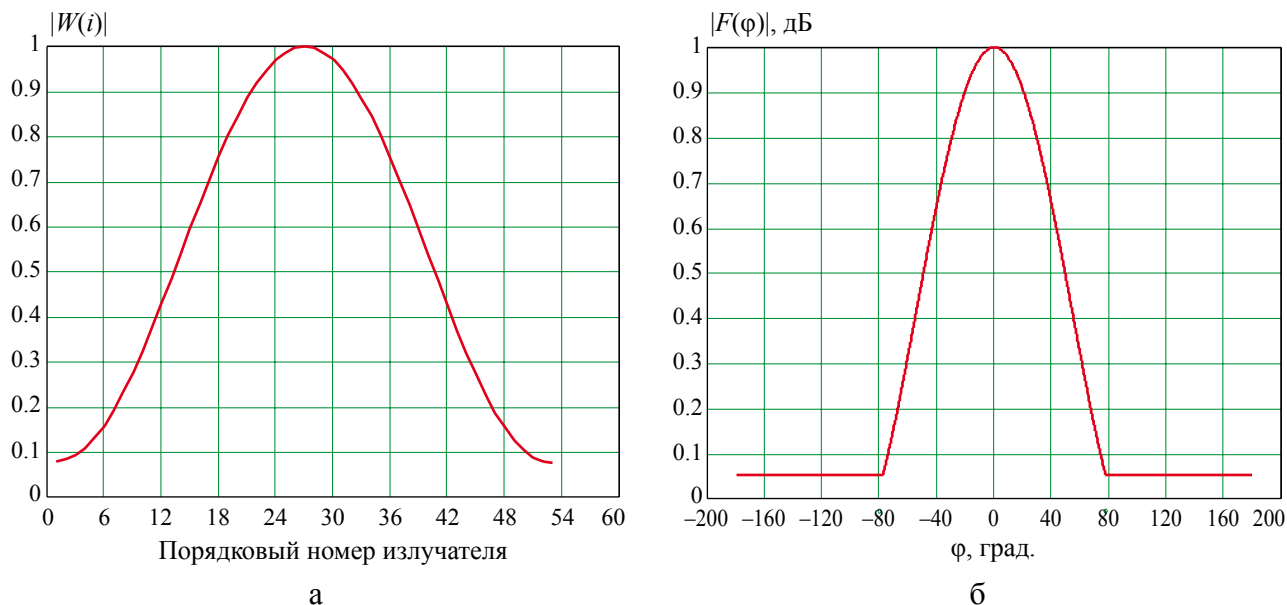


Рис. 5. АФР: а – линза с 9-ю штырями; б – ДН излучателя АФАР

Амплитудное распределение рассчитывалось для линзы из 5 штырей по формуле (7), для линзы с 9 штырями – по формуле (11).

$$W[i] = 1 + k \sum_{t=1}^8 \exp\left(\frac{2\pi}{\lambda} [x_t u(i, p) + y_t V(i, p)]\right), \quad (11)$$

где $i = \overline{1, N}$; $p = 0, 1, 2, \dots$

$$\begin{aligned} U(i, p) &= \cos(\theta_i) - \cos(\Delta \cdot p), \\ U(i, p) &= \sin(\theta_i) - \sin(\Delta \cdot p). \end{aligned} \quad (12)$$

где $\{x_t, y_t\}$ – координаты t -го штыря в системе координат (рис. 4). Диаграмма направленности АФАР в азимутальной плоскости рассчитывалась по формуле для фиксированного

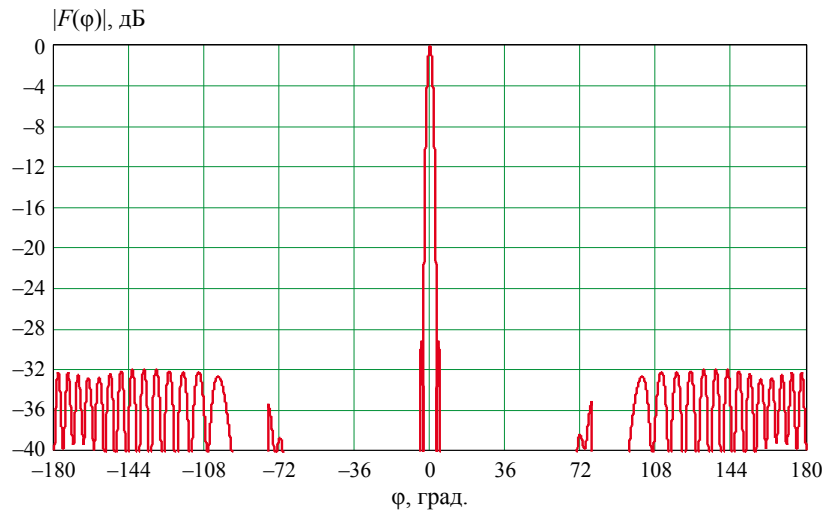


Рис. 6. ДН АФАР ($\beta = 120^\circ$), возбуждаемой линзой с 9-ю штырями

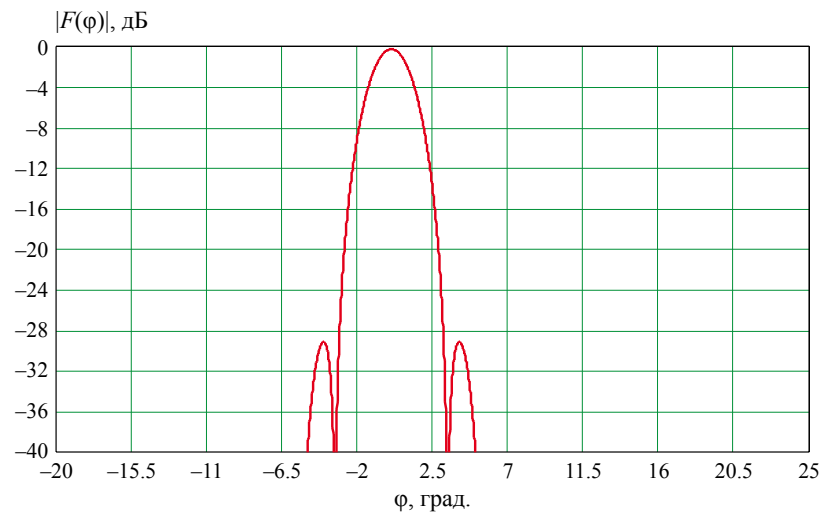


Рис. 7. ДН дуговой АФАР, возбуждаемой линзой с 9-ю штырями

активного сектора с максимумом в направлении $\Delta \cdot p = \varphi_p$:

$$F(\varphi, \varphi_p) = \sum_{i=1}^N W[i] F_{из}(\varphi - \theta_i) e^{-\frac{2\pi R}{\lambda} [\cos(\varphi - \theta_i) - \cos(\varphi_p - \theta_i)]}. \quad (13)$$

На рисунке 5а представлено амплитудное распределение $W[i]$, сформированное линзой, возбуждаемой 9-ю центральными штырями. На рисунке 5б представлена ДН излучателя АФАР. На рисунках 6, 7 представлены ДН АФАР, возбуждаемой линзой из 9 штырей.

Также моделировался вариант возбуждения цилиндрической АФАР радиальной линзой, содержащей 5 центральных штырей, и АФР типа «косинус на пьедестале», создаваемого активными модулями АФАР. Причем это

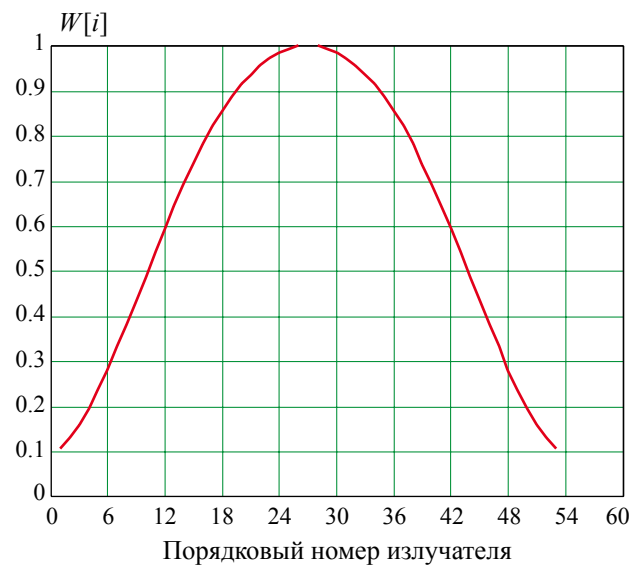
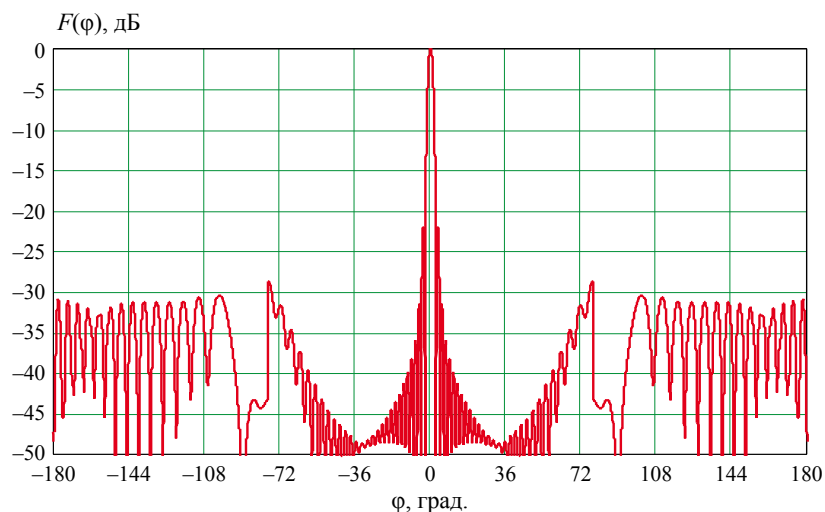
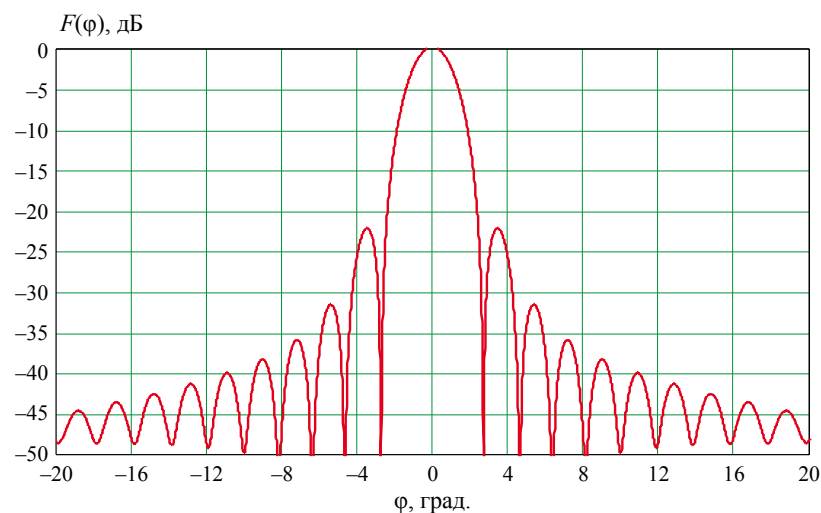


Рис. 8. АФР, создаваемое линзой из 5 центральных излучателей и $N = 53$ периферийных излучателей



а



б

Рис. 9. ДН дуговой АФАР ($\beta = 120^\circ$, $N = 53$) с АФР, создаваемой линзой с 5-ю штырями

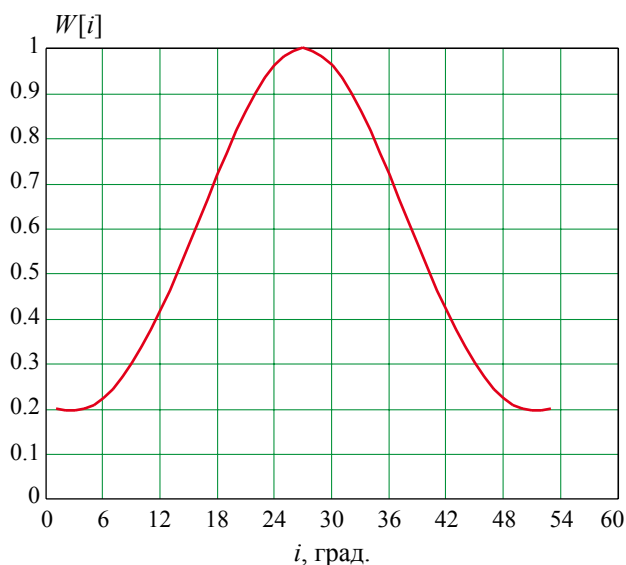


Рис. 10. Модернизированное АФР дуговой АФАР ($\beta = 120^\circ$, $N = 53$)

АФР было модифицировано для дуговых ФАР методом, изложенным в работе [4]. На рисунках 8 и 9 представлена АФР линзы с 5-ю штырями и ДН дуговой АФАР ($\beta = 120^\circ$, $N = 53$). Уровень боковых лепестков ДН составлял минус 23 дБ. В результате создания на активных модулях амплитудно-фазового распределения Хэмминга, модифицированного для дуговых ФАР, и возбуждения АФАР линзой из 5 штырей (рис. 10) максимальный уровень боковых лепестков ДН АФАР стал ниже минус 25 дБ (рис. 11 и 12).

Заключение

Применение пространственного (оптического) метода возбуждения с электронной коммутацией излучателей цилиндрической АФАР

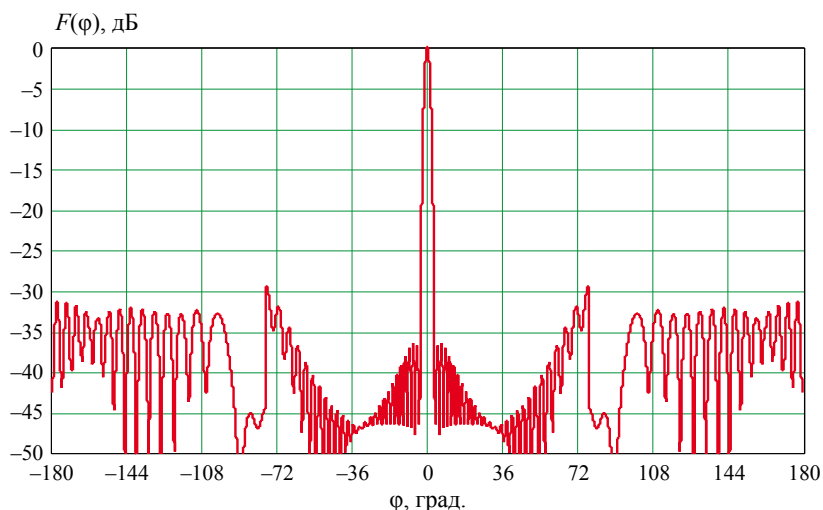


Рис. 11. ДН дуговой АФАР ($\beta = 120^\circ$, $N = 53$) с модифицированным АФР Хэмминга, возбуждаемой линзой с 5-ю штырями

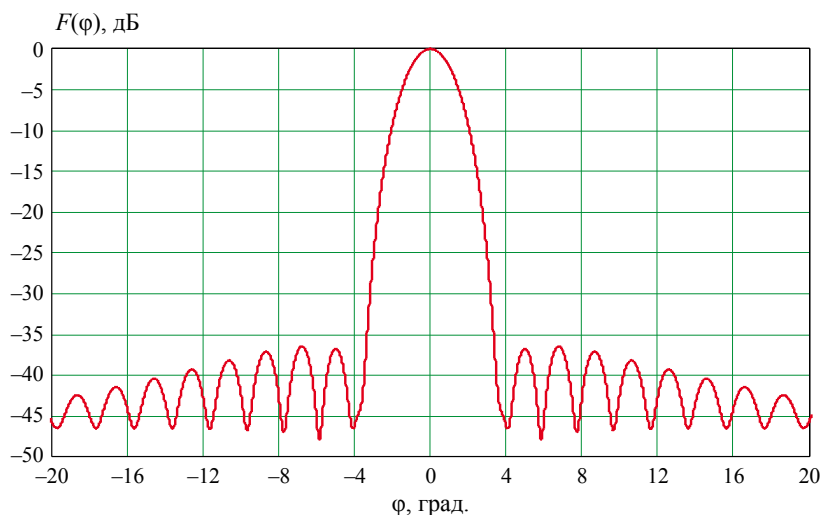


Рис. 12. ДН дуговой АФАР ($\beta = 120^\circ$, $N = 53$) с модифицированным АФР Хэмминга, возбуждаемой линзой с 5-ю штырями

позволяет сформировать узкий луч в азимутальной плоскости и обеспечивает возможность электронного сканирования в пределах 360° . При этом не требуется разветвленного фидерного тракта и многопозиционных коммутаторов. Кроме того, рассмотренная схема питания АФАР позволяет одновременно сформировать суммарную и разностную ДН для моноимпульсной обработки сигналов. При этом схема ФАР становится значительно проще (не требуются перекрестные коммутаторы и сумматоры сигналов левой и правой половин раскрыва ФАР и т. д.) по сравнению с фидерными системами питания, использу-

емыми переключаемые матричные схемы возбуждения. Применение радиальной линзы передачи (приема), состоящей из 2 круглых пластин с воздушным или диэлектрическим заполнением, позволяет создать малогабаритную широкополосную линзу возбуждения. Применение рассмотренных схем и приемо-передающих модулей АФАР обеспечивает минимальную потерю сигнала возбуждения вне активного сектора АФАР и позволяет сформировать луч с низким уровнем боковых лепестков, узкий в азимутальной плоскости и широкий (специальной формы) в плоскости угла места.



Список литературы

1. Manfred Uhimann Von. Möglichkeit der Spaisung für Phasengesteuerte Zylinder Strahlergruppen. NT3 25(1975) H. 9. S. 299–305.
2. Misra V. C., Merugu L. N., et al. Beam Switching Cylindrical Array Antenna System for Communication // Defence Science Journal. 1998. Vol. 48. № 4. P. 403–412.
3. Rubich R., Skahill G., White W. A New Matrix-FED Cylindrical Array Technique // IEEE Antenas and Propagation Society International Symposium. 1973. Vol. 10. || 1109 | APS.
4. Сикаров Б. С., Царицына В. В. Оценка направленных свойств антенн с квазиоптимальным амплитудным распределением // Антенны / Сб. под ред. Д. И. Воскресенского. Вып. 32. М.: Радио и связь, 1985. С. 147–154.

Об авторах

Крылов Федор Павлович – начальник отдела разработки технической документации Акционерного общества «Ордена Трудового Красного Знамени Всероссийский научно-исследовательский институт радиоаппаратуры» Общества с ограниченной ответственностью «Северо-Западный региональный центр Концерна воздушно-космической обороны «Алмаз-Антей», Санкт-Петербург, Российская Федерация.
Область научных интересов: радиолокация, радионавигация, цифровая обработка сигналов, вооружение.

Ландман Владимир Аврумович – главный специалист отдела комплексов и систем акционерного общества «Ордена Трудового Красного Знамени Всероссийский научно-исследовательский институт радиоаппаратуры» Общества с ограниченной ответственностью «Северо-Западный региональный центр Концерна воздушно-космической обороны «Алмаз-Антей», Санкт-Петербург, Российская Федерация.
Область научных интересов: радиолокация, радионавигация, антенно-фидерные системы.

Миронов Александр Сергеевич – главный специалист отдела комплексов и систем акционерного общества «Ордена Трудового Красного Знамени Всероссийский научно-исследовательский институт радиоаппаратуры» Общества с ограниченной ответственностью «Северо-Западный региональный центр Концерна воздушно-космической обороны «Алмаз-Антей», Санкт-Петербург, Российская Федерация.
Область научных интересов: радиолокация, радионавигация, антенно-фидерные системы.

Колесниченко Олег Владимирович – главный специалист отдела комплексов и систем акционерного общества «Ордена Трудового Красного Знамени Всероссийский научно-исследовательский институт радиоаппаратуры» Общества с ограниченной ответственностью «Северо-Западный региональный центр Концерна воздушно-космической обороны «Алмаз-Антей», Санкт-Петербург, Российская Федерация.
Область научных интересов: радиолокация, метеорадиолокация.

Писарев Сергей Борисович – д-р техн. наук, генеральный конструктор Акционерного общества «Российский институт радионавигации и времени» Общества с ограниченной ответственностью «Северо-Западный региональный центр Концерна воздушно-космической обороны «Алмаз-Антей»; член Экспертного совета по научному сопровождению Федеральной целевой программы «Глобальная навигационная система», Санкт-Петербург, Российская Федерация.
Область научных интересов: автоматизированные информационные системы управления, радиолокация, радионавигация, системы координатно-временного обеспечения.



Mathematical modelling of the spatial excitation system of a cylindrical active phased antenna array with electronic commutation

Krylov F. P.¹, Landman V. A.¹, Mironov A. S.¹, Kolesnichenko O. V.¹, Pisarev S. B.²

¹ All-Russian Scientific Research Institute of Radio Equipment, Almaz-Antey Northwest Regional Center, JSC, Saint Petersburg, Russian Federation

² Russian Institute of Radionavigation and Time, Almaz-Antey Northwest Regional Center, JSC, Saint Petersburg, Russian Federation

This article discusses the excitation system of a cylindrical active phased antenna array with a spatial power supply system for the emitters. A brief historical comparison of the presented system with those based on the use of mechanical antenna rotation and a conformal phased antenna array with a matrix excitation system was performed. The advantages of an active phased antenna array with a spatial excitation system, its operational principles and the results of mathematical modelling are presented.

Keywords: emitter power supply system, active phased antenna array, directional pattern, all-round coverage, amplitude-phase distribution

Information about the authors

Krylov Fyodor Pavlovich – Head of the Department of Technical Documentation Development, All-Russian Scientific Research Institute of Radio Equipment, Almaz-Antey Northwest Regional Center, JSC, Saint Petersburg, Russian Federation. Research interests: radar systems, radio navigation, digital signal processing, weapons.

Landman Vladimir Avrumovich – Chief Specialist, Department of Complexes and Systems, All-Russian Scientific Research Institute of Radio Equipment, Almaz-Antey Northwest Regional Center, JSC, Saint Petersburg, Russian Federation. Research interests: radar systems, radio navigation, antenna-feeder systems.

Mironov Alexander Sergeevich – Chief Specialist, Department of Complexes and Systems, All-Russian Scientific Research Institute of Radio Equipment, Almaz-Antey Northwest Regional Center, JSC, Saint Petersburg, Russian Federation. Research interests: radar, radio navigation, antenna-feeder systems.

Kolesnichenko Oleg Vladimirovich – Chief Specialist, Department of Complexes and Systems, All-Russian Scientific Research Institute of Radio Equipment, Almaz-Antey Northwest Regional Center, JSC, Saint Petersburg, Russian Federation. Research interests: radar, weather radar.

Pisarev Sergey Borisovich – Dr. Sci. (Engineering), General Designer, Russian Institute of Radionavigation and Time, Almaz-Antey Northwest Regional Center, JSC, Saint Petersburg, Russian Federation; Member of the Expert Council for Scientific Support of the Federal Target Program “Global Navigation System”. Research interests: automated information control systems, radar, radio navigation, coordinate-time support systems.



<https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-29-37>

УДК 621.362.1

Устройства контроля температуры охлаждающей жидкости для систем термостабилизации радиоэлектронной аппаратуры передающих устройств

К. В. Ахлестин, А. Н. Албутов, А. Ю. Васин, А. Ю. Цыцарев, К. И. Федорко

Публичное акционерное общество «Научно-производственное объединение «Алмаз»
им. академика А. А. Расплетина», Москва, Российская Федерация

В статье представлены устройства контроля температуры охлаждающей жидкости для систем термостабилизации радиоэлектронной аппаратуры: термопреобразователь и термореле, реализованные на отечественной элементной базе категории качества «Военная приемка». Представлены экспериментальные результаты для макетных образцов и их сравнение с серийно выпускаемыми аналогами.

Ключевые слова: система обеспечения тепловых режимов, термопреобразователь, термореле, охлаждающая жидкость

Для цитирования: Ахлестин К. В., Албутов А. Н., Васин А. Ю., Цыцарев А. Ю., Федорко К. И. Устройства контроля температуры охлаждающей жидкости для систем термостабилизации радиоэлектронной аппаратуры передающих устройств // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2020. № 3. С. 29–37. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-29-37>

For citation: Akhlestin K. V., Albutov A. N., Vasin A. Yu., Tsytsarev A. Yu., Fedorko K. I. Devices for coolant temperature control in thermal stabilization systems of electronic equipment of transmitting devices // Vestnik Koncerna VKO "Almaz – Antey". 2020. No. 3. P. 29–37. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-29-37>

Поступила 11.06.2020 Отрецензирована 22.06.2020 Одобрена 29.09.2020 Опубликовано 14.10.2020

Введение

В настоящее время для разработки и построения современных систем обеспечения теплового режима, а особенно для жидкостных систем термостабилизации, почти полностью отсутствует номенклатура элементной базы категории качества «Военная приемка» («ВП»). При этом традиционно применяемые элементы не всегда отвечают современным требованиям по точности измерения и возможности передачи сигналов для цифровой обработки. Например, основными недостатками применения терморезисторов с отрицательным (положительным) температурным коэффициентом сопротивления (ТКС) являются ограниченный температурный диапазон, нелинейность выходной характеристики и изменение характе-

ристик с течением времени [1, 2]. Характерные зависимости для двух типов терморезисторов представлены на рисунке 1.

Применение цифровых микросхем, устанавливаемых на печатные платы, сопряжено с конструктивной сложностью их интегрирования в систему термостабилизации для измерения температуры охлаждающей жидкости в гидротракте.

Основным требованием к системе термостабилизации является поддержание температуры охлаждающей жидкости в заданном диапазоне. При этом измеренные значения температуры используются в алгоритме ячейки управления для включения и выключения функциональных устройств (нагреватель и вентиляторы блока теплообменников), а также для формирования сигнала готовности системы термостабилизации для включения передающего устройства [3, 4].

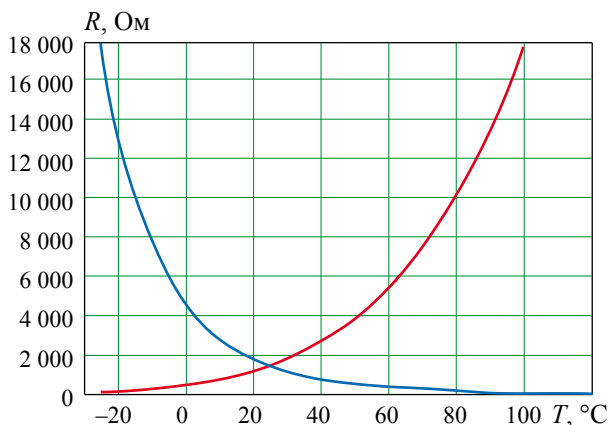


Рис. 1. Типовые графики температурной зависимости для терморезисторов
— с отрицательной ТКС, — с положительной ТКС

Таким образом, существует необходимость не только в доработке существующих образцов систем термостабилизации по улучшению их характеристик, но и в разработке новых технических решений, позволяющих обеспечить заданную точность измерений параметров с учетом современных требований в части цифрового управления и контроля в системе термостабилизации передающего устройства, а также расширить номенклатуру элементной базы категории качества «ВП».

В данной статье представлены результаты разработки и практической реализации таких устройств, как термопреобразователь и термореле, которые в совокупности позволяют повысить надежность и эффективность систем термостабилизации в целом.

Принципиальные схемы

Принципиальная схема термопреобразователя представлена на рисунке 2. Основным элементом является термочувствительная микросхема 1019ЧТ3С (D1), которая преобразует значение температуры в выходной ток от 203 до 433 мкА с температурным коэффициентом 1 мкА/°С при температуре измеряемой среды от минус 60 до 150 °С и напряжении питания от 4 до 30 В. Входное напряжение электропитания термопреобразователя значением 28 В подается на источник опорного напряжения (D2) и на коллектор транзистора (VT1). Формируемое опорное напряжение значением 12 В подается на операционный усилитель (D3), который в зависимости от разницы значений напряжений, поступающих с выхода термочувствительной микросхемы и делителя напряжения из резисторов R_2 и R_3 , устанавливает

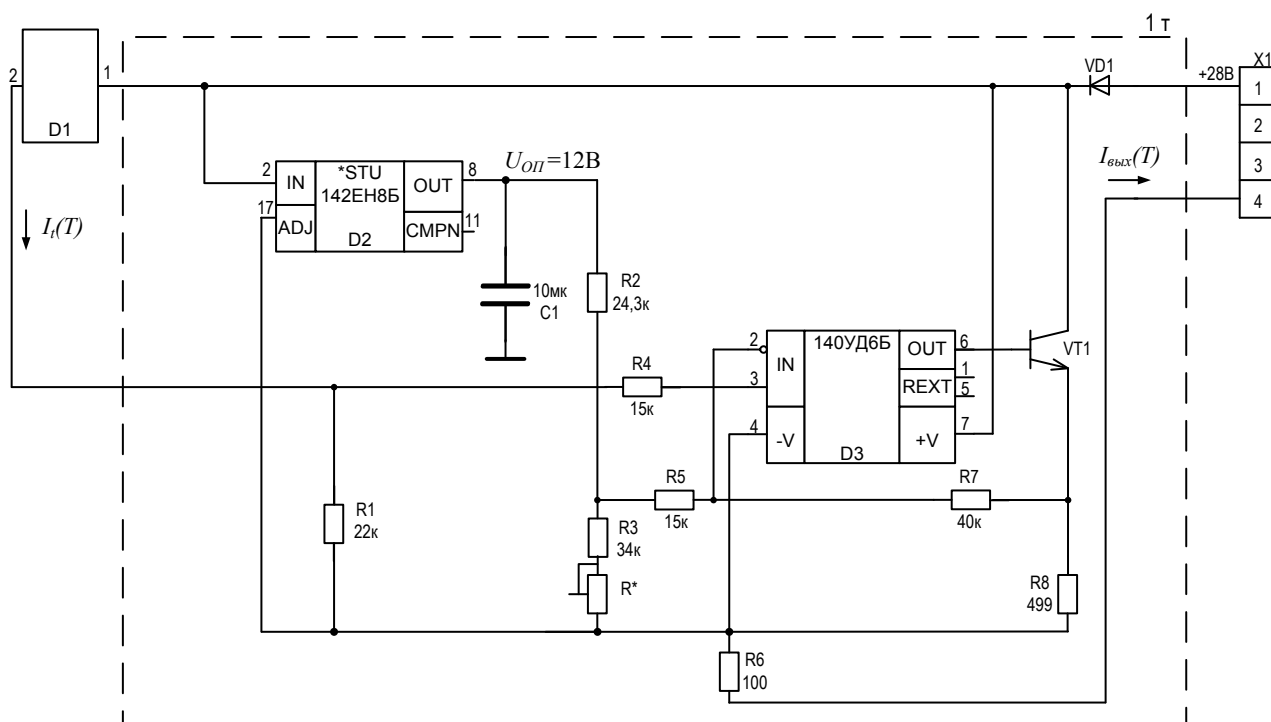


Рис. 2. Принципиальная электрическая схема термопреобразователя



напряжение на эмиттере транзистора. Прецизионный резистор R_1 формирует напряжение пропорционально температуре измеряемой среды. В результате происходит изменение значения тока потребления схемы термопреобразователя пропорционально значению температуры измеряемой среды. Диод VD1 защищает элементы схемы от неправильной полярности электропитания.

Резисторы R_4 , R_5 и R_7 регулируют коэффициент усиления операционного усилителя для формирования токовой петли схемы термопреобразователя в диапазоне от 10 до 24 мА. Подстроечный резистор R^* обеспечивает подстройку токовой петли для получения абсолютной погрешности измерения температуры $\pm 1^\circ\text{C}$. Математическая модель термопреобразователя описывается выражением:

$$I_{\text{вых}}(T) = \frac{I_t(T) \cdot R_1 \left(1 + \frac{R_7}{R_4}\right) - \left(\frac{U_{\text{оп}} \cdot R_5 + I_t \cdot R_1 \cdot R_2}{R_2 \cdot R_5 + (R_3 + R^*) \cdot R_5 + R_2 \cdot (R_3 + R^*)} \right) \cdot \frac{(R_3 + R^*) \cdot R_7}{R_5}}{R_8} + I_{\Pi}, \quad (1)$$

где $I_{\text{вых}}(T)$ – значение тока потребления схемы, А; $I_t(T)$ – значение тока термочувствительной микросхемы, А; $R_1, R_2, R_3, R_4, R_5, R_7$ – значения сопротивлений резисторов в цепях схемы, Ом; R^* – значение сопротивления подстроечного резистора, Ом; $U_{\text{оп}}$ – значение напряжения источника опорного напряжения, В; I_{Π} – значение тока потребления элементов схемы термопреобразователя, А.

Схема подключения термопреобразователя к ячейке управления представлена на рисунке 3. Формируемый ток термопреобразователя на резисторе $R_H = 150$ Ом создает напряжение от 1,5 до 3,6 В, которое измеряется аналого-цифровым преобразователем (АЦП). Так как значение температуры преобразуется в значение тока, то на измерения на входе АЦП не влияют наводки от внешних помех и потери на длину проводов при передаче сигнала на большие расстояния.

Принципиальная схема термореле представлена на рисунке 4. Схема построена с применением термочувствительной микросхемы

1019ЧТ3С (D1). Входное напряжение электропитания термореле значением 28 В подается на источник опорного напряжения (D2), термочувствительную микросхему, а также на второй контакт соединителя XI через замкнутый ключ коммутатора (D3). Опорное напряжение значением 12 В подается на компаратор напряжения (D4) и на делитель напряжения из резисторов R_2 и R_3 . Значения сопротивлений данных резисторов подобраны так, чтобы компаратор напряжения срабатывал, когда значение тока термочувствительной микросхемы будет соответствовать температуре измеряемой среды более 90°C . Напряжение с выхода

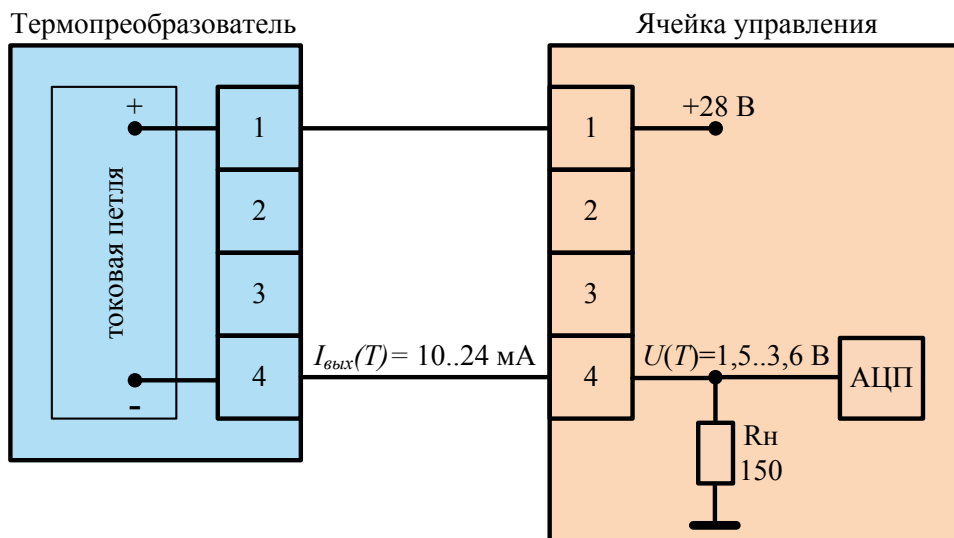


Рис. 3. Схема подключения термопреобразователя

компаратора поступает на коммутатор, который размыкает цепь электропитания 28 В. Коммутатор на базе микросхемы 2М419А1 допускает ток коммутации до 7 А. Подстроечный резистор R^* обеспечивает подстройку токовой петли для получения абсолютной погрешности измерения температуры $\pm 1^\circ\text{C}$, а диод VD1 защищает элементы схемы от неправильной полярности электропитания.

Значения сопротивлений резисторов R_1 , R_2 и R_3 в зависимости от требуемой температуры срабатывания термореле ($T_{реле}$) определяются следующим выражением:

$$I_{Т.М.}(T_{реле}) \cdot R_1 = \frac{(R_3 + R^*)}{R_2 + (R_3 + R^*)} \cdot U_{оп}, \quad (2)$$

где $I_{Т.М.}(T_{реле})$ – значение тока термочувствительной микросхемы, при котором происходит срабатывание термореле, А; R_1 , R_2 , R_3 – значения сопротивлений резисторов в цепях схемы, Ом; R^* – значение сопротивления подстроечного резистора, Ом; $U_{оп}$ – значение напряжения источника опорного напряжения, В.

Таким образом, приведенные схемотехнические решения, основанные на применении термочувствительной микросхемы, обеспечивают линейную зависимость источника тока термопреобразователя от температуры измеряемой среды и заданную температуру срабатывания термореле. Предложенные схемы просты с точки зрения построения, что позволяет реализовать их на современной отечественной элементной базе категории качества «ВП».

Конструкция

Термопреобразователь и термореле разработаны в унифицированном герметичном конструктивном исполнении. Общий вид конструкции с основными элементами и габаритными размерами представлен на рисунке 5. Корпус, крышка и штуцер выполнены из алюминиевого сплава для повышения технологичности механической обработки заготовок. Герметичность корпуса с печатной платой внутри обеспечивается за счет резиновых прокладок под крышки и разъем, а также уплотнительного кольца под штуцер. Печатная плата фиксируется в посадочных местах корпуса на винтах с шайбами. Термочувствительная микросхема устанавливается во внутреннюю полость штуцера в точке контакта с измеряемой средой на теплопроводящий кремнийорганический клей-герметик (Эласил 137-182) и заливается двухкомпонентным термостойким диэлектрическим эластичным герметиком (Пентэласт-711) для надежной фиксации. Суммарная толщина стенки с теплопроводящим покрытием в области контактной поверхности термочувствительной микросхемы составляет не более 1,2 мм. При этом расчетное значение удельного теплового сопротивления составит не более $1 \times 10^{-3} (^\circ\text{C} \cdot \text{м}^2)/\text{Вт}$ [5]. Провода типа МГТФ от разъема и термочувствительной микросхемы запаиваются на печатную плату в переходные отверстия. Так как печатная плата с радиоэлектронными компонентами находится в корпусе и не имеет прямого контакта

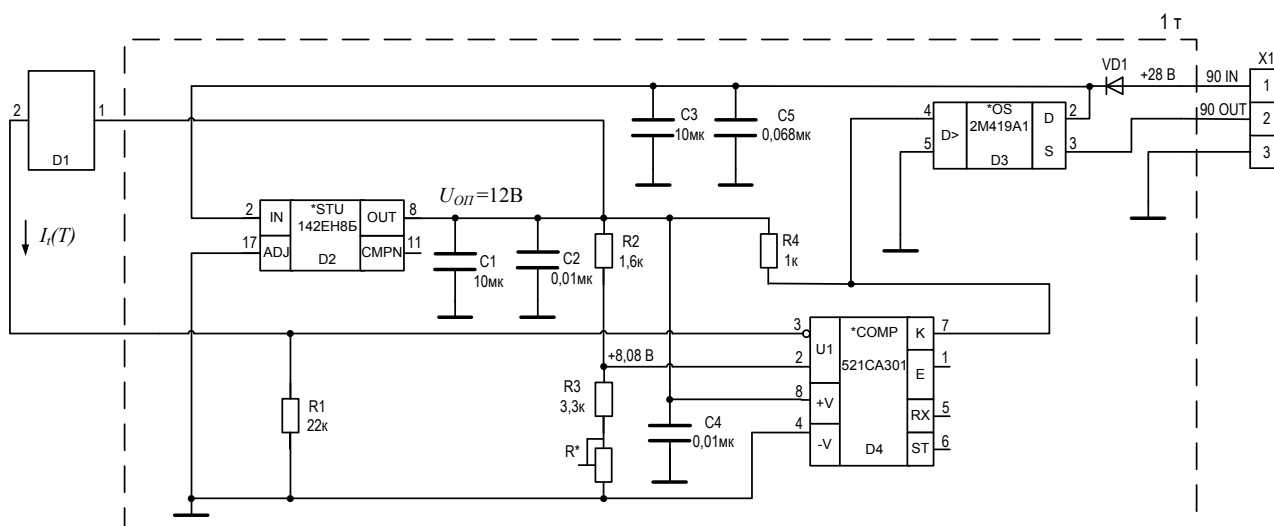


Рис. 4. Принципиальная электрическая схема термореле

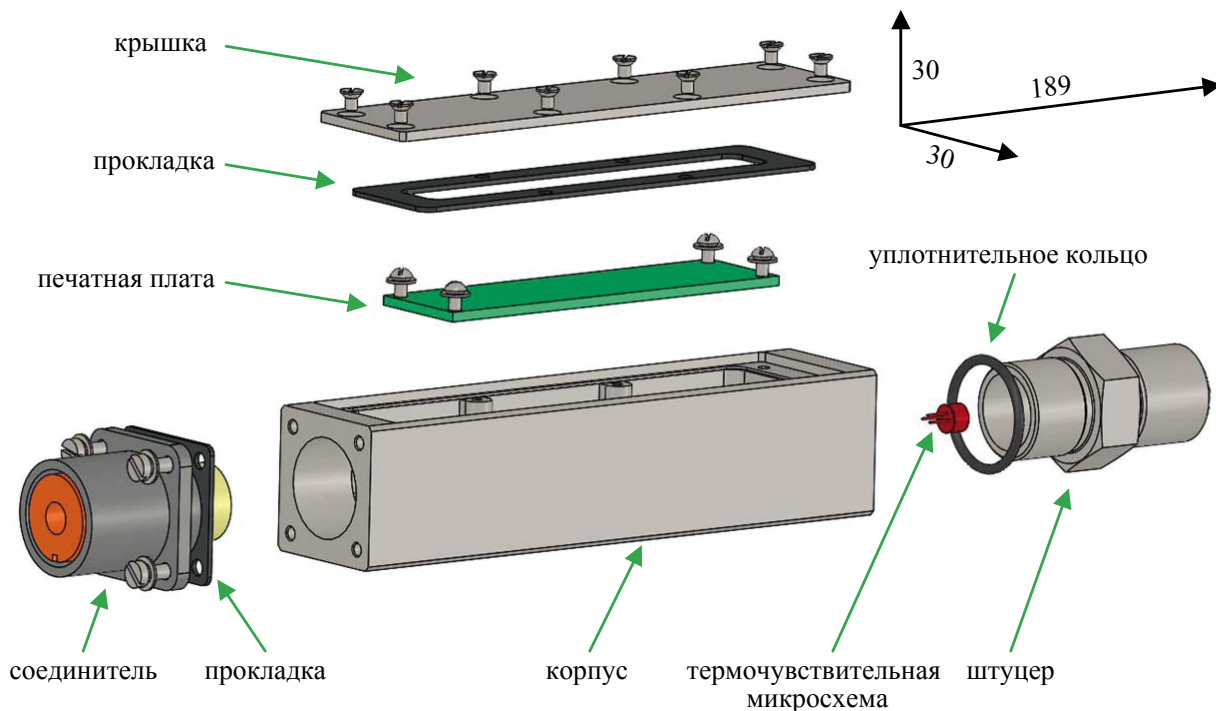


Рис. 5. Унифицированная конструкция

с измеряемой средой, то это исключает перегрев данных компонентов выше допустимой рабочей температуры 125 °С.

Конструкция штуцера под монтаж термопреобразователя и термореле в гидротракт выполнена под стандартизованное штуцерное соединение M20×1,5 [6].

Применение соединителей (корпусная розетка с числом контактов на 3 или 4) типа 2РТТ с одинаковыми габаритно-присоединительными размерами обеспечивает защиту от неправильного подключения электропитания данных устройств в системе термостабилизации без использования ключа. Также на корпусах выполнена лазерная гравировка десятичного номера и обозначения.

Экспериментальные результаты

Экспериментальные результаты работы макетного образца термопреобразователя в сравнении с аналогом без категории качества «ВП» ТПУ 0304/M1 серийного производства НПП «Элемер» (г. Зеленоград) представлены на рисунке 6 в виде характеристик зависимости значений тока от температуры воздуха. Исследование проводилось в климатической камере тепла-холода с выдержкой на каждой измеряемой точке до установле-

ния постоянного показания значения тока потребления.

Анализ результатов исследования показал, что значения тока макетного образца термопреобразователя при изменении температуры воздуха пропорциональны значениям тока аналога с температурным коэффициентом 0,12 мА/°С. Разность значений тока между макетным образцом и аналогом составляет 6 мА во всем диапазоне температур измеряемой среды. Данная разность обусловлена токами потребления элементов схемы термопреобразователя.

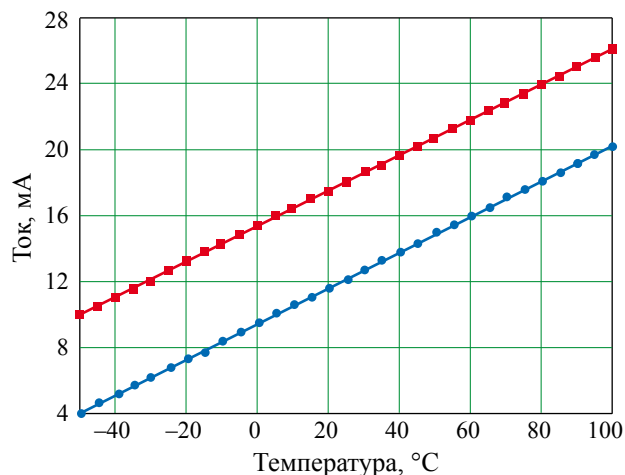
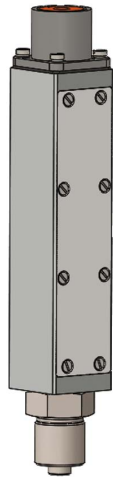
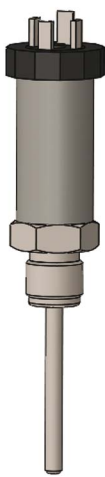


Рис. 6. Характеристики термопреобразователей
— ТПУ 0304/M1, — макетный образец

Таблица 1

Сравнительная характеристика термопреобразователя и аналога

Характеристика	Макетный образец термопреобразователя	ТПУ 0304/M1
Габаритный размер (В×Ш×Д), мм	189×30×30	162×33×33
Масса, кг	0,35	0,30
Внешний вид		
Диапазон измерений, °С	-50...100	-50...100
Допуск измерения, °С	±1	±0,6

Компенсировать эту разность можно с помощью коррекции измерений в АЦП микроконтроллера или подбором номиналов значений сопротивлений резисторов схемы термопреобразователя.

Таким образом, полученные результаты подтверждают правильность предложенных схемотехнических решений при построении схемы термопреобразователя. Сравнительная характеристика макетного образца и аналога представлена в таблице 1.

Ключевым требованием к термореле является точность срабатывания, так они применяются для защиты электровакуумных СВЧ-приборов в передающем устройстве от недопустимого перегрева. В системах термостабилизации рабочая температура охлаждающей

жидкости находится в диапазоне от 55 до 85 °С. Срабатывание защиты передающего устройства от недопустимого перегрева определено при температуре охлаждающей жидкости более 90 °С [7].

Экспериментальные результаты работы макетного образца термореле в сравнении с аналогом Т35П-07 (ТУ 25.02.06.1995-76) представлены на рисунке 7 в виде характеристики логического действия от температуры измеряемой среды.

Основной характеристикой термореле является ширина диапазона зоны нечувствительности – разность между температурой срабатывания термореле и отпускания [8]. Датчик-реле температуры Т35П-07 имеет ширину

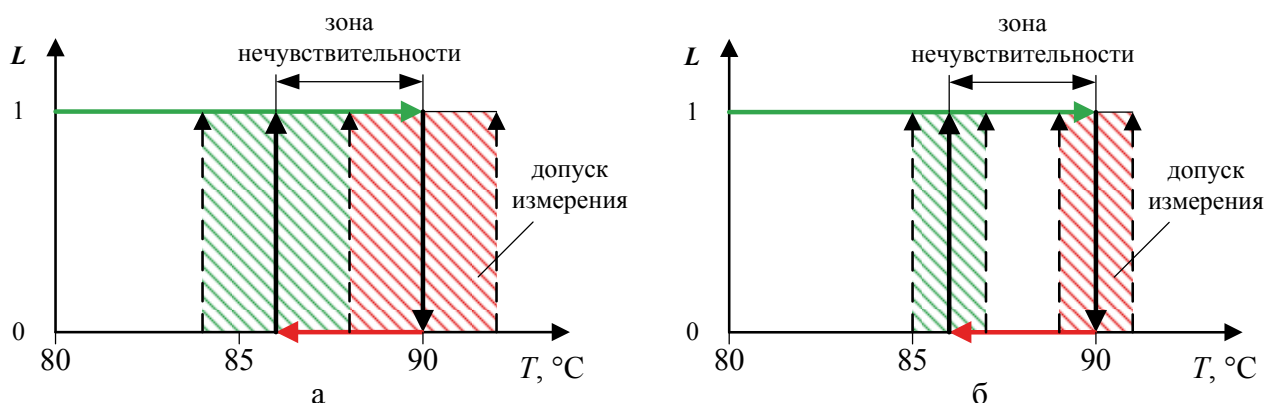
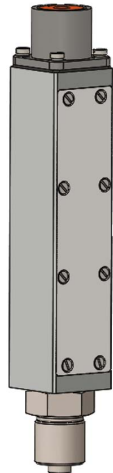
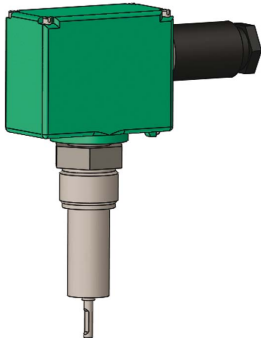


Рис. 7. Характеристики термореле: а) Т35П-07, б) макетный образец



Таблица 2

Сравнительная характеристика термореле и аналога

Характеристика	Макетный образец термореле	Т35П-07
Габаритный размер (В×Ш×Д), мм	189×30×30	152×36×120
Масса, кг	0,35	0,50
Внешний вид		
Ширина диапазона зоны нечувствительности, °С	4	4
Допуск измерения, °С	±1	±2
Коммутируемый ток, А	До 7	До 2

диапазона зоны нечувствительности не более 4 °С при допуске измерения ± 2 °С.

Результаты эксперимента показали, что макетный образец термореле имеет ширину диапазона зоны нечувствительности не более 4 °С, которая возникает из-за имеющегося теплового сопротивления конструкции. Сравнительная характеристика макетного образца и аналога представлена в таблице 2.

Заключение

В статье приведены результаты разработки схмотехнических и конструкторских решений, а также экспериментальные данные для двух устройств: термопреобразователь и термореле. Термопреобразователь имеет точность измерения сопоставимую с точностью измерения серийного аналога во всем диапазоне значений температуры охлаждающей жидкости. Термореле в части точности срабатывания имеет характеристики не хуже аналога. При этом предлагаемые устройства реализованы на современной отечественной элементной базе категории качества «ВП» и испытаны на стендовой аппаратуре системы термостабилизации передающего устройства.

Список литературы

1. Бабкин А., Коробов Д., Струков И. Оценка возможности применения микросхемы 1019ЧТЗС в изделиях спецтехники // *Современная электроника*. 2014. № 7. С. 30–33.
2. ГОСТ 28626-81. Терморезисторы косвенного подогрева с отрицательным температурным коэффициентом сопротивления.
3. Албутов А. Н., Цыцарев А. Ю., Васин А. Ю. Электропитание, управление и контроль системы термостабилизации передающего устройства многофункционального радиолокатора // *Старт в будущее – 2017: Всероссийская научн.-технич. конф. Труды четвертой научн.-технич. конф. молодых ученых и специалистов* / Под общ. ред. Д. К. Щеглова. АО «КБСМ». СПб., 2017. С. 62–67.
4. Шнуров Н. В., Ракитин А. В., Аверин И. Б. и др. Автоматизированный контроль функционирования систем обеспечения теплового режима РЛС // *Вестник воздушно-космической обороны*. 2016. № 4. С. 94–100.
5. Электротепловые модели и тепловой режим радиоэлектронных аппаратов и устройств СВЧ / Под ред. В. Ф. Взятыхшева, Е. М. Старовойтовой. М.: МЭИ, 1982. 92 с.



6. ГОСТ 25164-96. Соединения приборов с внешними гидравлическими и газовыми линиями. Типы, основные параметры и размеры. Технические требования.

7. Цыцарев А. Ю., Емельянов Е. В., Заболотная С. В. и др. Система автоматизированного управления, защиты и контроля выходного усилителя передающего устройства много-

функционального радиолокатора // *Вестник ВКО*. 2017. № 2. С. 70–76.

8. Барканов Н.А., Бердичевский Б.Е., Верхопятницкий П.Д. и др. *Справочник конструктора РЭА: Компоненты, механизмы, надежность* / Под ред. Р. Г. Варламова. М.: Радио и связь, 1985. 384 с., ил.

Об авторах

Ахлестин Кирилл Владимирович – инженер 2-й категории Публичного акционерного общества «Научно-производственное объединение “Алмаз” им. академика А. А. Расплетина», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: разработка радиопередающей и приемной аппаратуры для наземных и бортовых СВЧ-устройств.

Албутов Александр Николаевич – начальник отдела Публичного акционерного общества «Научно-производственное объединение “Алмаз” им. академика А. А. Расплетина», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: разработка радиопередающей и приемной аппаратуры для наземных и бортовых СВЧ-устройств.

Васин Андрей Юрьевич – ведущий инженер Публичного акционерного общества «Научно-производственное объединение “Алмаз” им. академика А. А. Расплетина», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: разработка радиопередающей и приемной аппаратуры для наземных и бортовых СВЧ-устройств.

Цыцарев Алексей Юрьевич – канд. техн. наук, заместитель начальника специального конструкторского бюро Публичного акционерного общества «Научно-производственное объединение “Алмаз” им. академика А. А. Расплетина», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: разработка радиопередающей и приемной аппаратуры для наземных и бортовых СВЧ-устройств.

Федорко Константин Игоревич – инженер 2-й категории Публичного акционерного общества «Научно-производственное объединение “Алмаз” им. академика А. А. Расплетина», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: разработка радиопередающей и приемной аппаратуры для наземных и бортовых СВЧ-устройств.



Devices for coolant temperature control in thermal stabilization systems of electronic equipment of transmitting devices

Akhlestin K. V., Albutov A. N., Vasin A. Yu., Tsytsarev A. Yu., Fedorko K. I.

NPO Almaz named after A. A. Raspletin, JSC, Moscow, Russian Federation

This article presents devices for controlling coolant temperature in thermal stabilization systems of electronic equipment. These are a thermal converter and a thermal relay realized on a Russian element base of the quality category “Voennaya Pryomka (Military Host)”. Experimental results for mock-up test samples are described along with their comparison with mass-produced analogues.

Keywords: heat regimen system, thermal converter, thermal relay, coolant

Information about the authors

Akhlestin Kirill Vladimirovich – Engineer of the 2nd category, NPO Almaz named after A. A. Raspletin, JSC, Moscow, Russian Federation.

Research interests: radio transmitter and receiving equipment for ground and on-board microwave devices.

Albutov Aleksandr Nikolaevich – Departmental Head, NPO Almaz named after A. A. Raspletin, JSC, Moscow, Russian Federation.

Research interests: radio transmitter and receiving equipment for ground and on-board microwave devices.

Vasin Andrey Yurievich – Engineer of the 2nd category, NPO Almaz named after A. A. Raspletin, JSC, Moscow, Russian Federation.

Research interests: radio transmitter and receiving equipment for ground and on-board microwave devices.

Tsytsarev Alexey Yurievich – Cand. Sci. (Engineering), Deputy Head of the Special Design Bureau, NPO Almaz named after A. A. Raspletin, JSC, Moscow, Russian Federation.

Research interests: radio transmitter and receiving equipment for ground and on-board microwave devices.

Fedorko Konstantin Igorevich – Engineer of the 2nd category, NPO Almaz named after A. A. Raspletin, JSC, Moscow, Russian Federation.

Research interests: radio transmitter and receiving equipment for ground and on-board microwave devices.



<https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-38-44>

УДК 620.18:620.17:669.721.5

Закономерности влияния различных редкоземельных металлов в магниевых сплавах на их прочностные свойства

Л. Л. Рохлин

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки «Институт металлургии и материаловедения им. А. А. Байкова Российской академии наук», Москва, Российская Федерация

По результатам опубликованных исследований указываются основные закономерности по влиянию на свойства магниевых сплавов как легких конструкционных материалов различных редкоземельных металлов. Отмечается, что свойства магниевых сплавов с редкоземельными металлами в значительной степени определяются растворимостью их в твердом магнии, которая последовательно изменяется с увеличением атомного номера этих элементов и склонности к упрочнению при распаде магниевых твердых растворов. Сообщается о возможности улучшения свойств магниевых сплавов при легировании различными редкоземельными металлами в определенном их соотношении и приводятся примеры новых сплавов подобного типа.

Ключевые слова: магниевые сплавы, редкоземельные металлы, распад твердого раствора, диаграммы состояния

Финансирование: Работа выполнялась по государственному заданию 075-00746-19-00.

Для цитирования: Рохлин Л. Л. Закономерности влияния различных редкоземельных металлов в магниевых сплавах на их прочностные свойства // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2020. № 3. С. 38–44. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-38-44>

For citation: Rokhlin L. L. Effect of various rare-earth metals in magnesium alloys on their strength properties // Vestnik Koncerna VKO "Almaz – Antey". 2020. No. 3. P. 38–44. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-38-44>

Поступила 18.03.2020 Отрецензирована 02.06.2020 Одобрена 08.06.2020 Опубликована 14.10.2020

Проведенные в последние годы исследования показали, что легирование магниевых сплавов с использованием редкоземельных металлов (РЗМ) позволяет существенно повысить их прочностные свойства. При этом влияние на магний РЗМ различно [1–3]. Редкоземельные металлы располагаются в ПЗВ группе периодической системы элементов Д.И. Менделеева. Отметим, что 15 металлов из них с атомными номерами от 57 до 71 находятся в одной ячейке системы, составляя так называемый ряд лантана. РЗМ по ряду свойств делятся на две группы: цериевую с атомными номерами от 57 (лантан) до 63 (европий) и иттриевую с атомными номерами от 64 (гадолиний) до 71

(лютеций). Иттриевая группа включает в себя также скандий (№ 21) и иттрий (№ 39).

Эффективное упрочнение магния при легировании его РЗМ в основном определяется их растворимостью в твердом магнии, которая уменьшается с понижением температуры. В результате этого путем применения термической обработки, включающей в себя нагрев до высокой температуры с последующей закалкой, получают пересыщенный твердый раствор на основе магния, который затем распадается при старении (низкотемпературном отжиге), значительно повышая прочностные характеристики сплава. Чем выше концентрация пересыщенного твердого раствора, тем выше, хотя и до определенных пределов, происходит упрочнение сплава за счет его

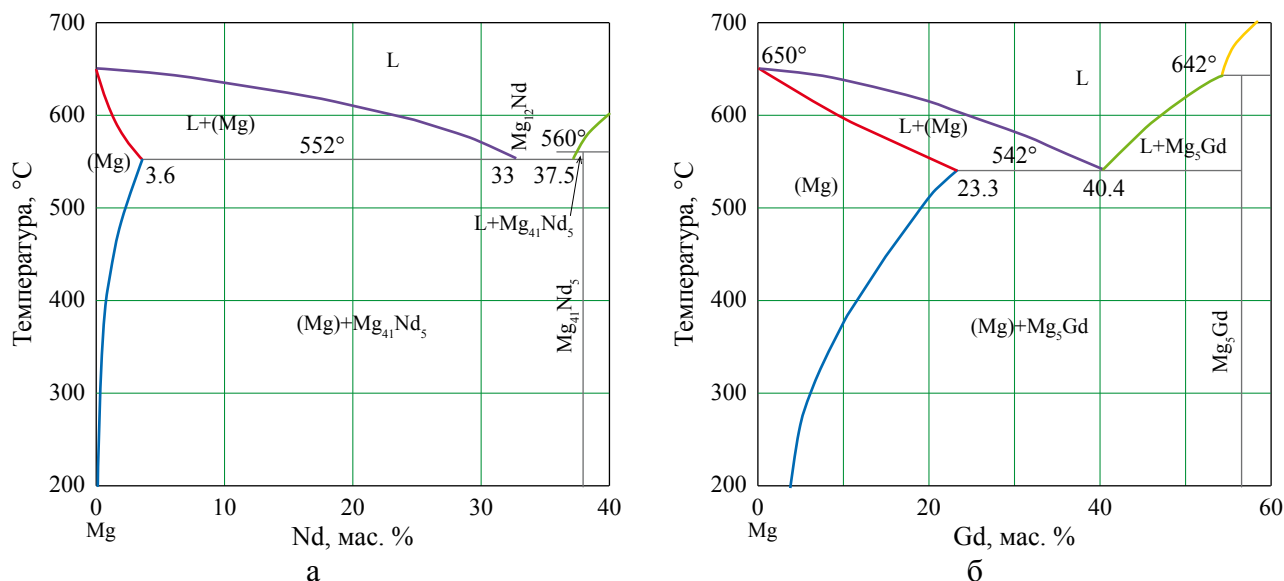


Рис. 1. Диаграммы состояния бинарных сплавов систем Mg-Nd и Mg-Gd со стороны магния [4]:
а – Mg-Nd, б – Mg-Gd

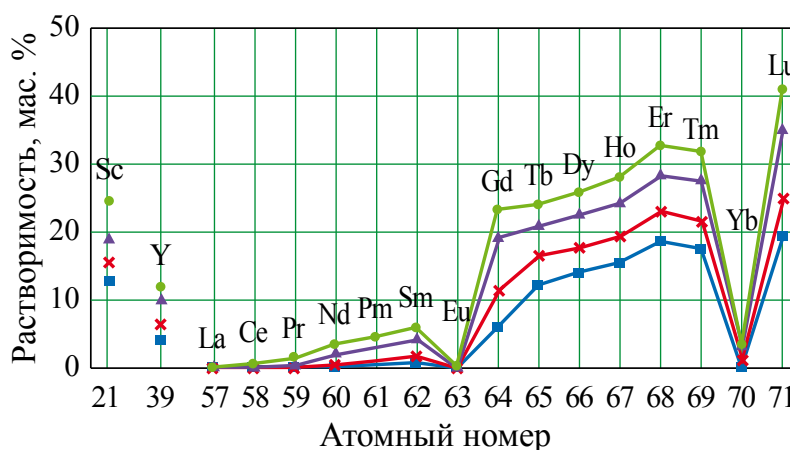


Рис. 2. Растворимость редкоземельных металлов в твердом магнии [4]
— 300°, — 400°, — 500°, — максимум

распада. Различное влияние отдельных РЗМ на прочность магниевых сплавов обусловлено различной растворимостью их в твердом магнии, причем в широких пределах.

На рисунке 1 приведены типичные части диаграмм состояния бинарных сплавов магния с РЗМ в областях, примыкающих к магнию, на которых видно изменение растворимости РЗМ в твердом магнии с температурой и различие в растворимости РЗМ в двух системах бинарных магниевых сплавов, с неодимом и гадолинием.

На рисунке 2 показано изменение растворимости РЗМ в твердом магнии в зависимости от их атомного номера. Показаны максимальные значения растворимости и растворимости

при различных температурах. В пределах ряда лантана с атомными номерами от 57 до 71 значения растворимости последовательно увеличиваются с двумя исключениями для европия и иттербия с аномально низкими значениями растворимости по сравнению с их соседями. При переходе от РЗМ цериевой группы к металлам иттриевой группы растворимость их в твердом магнии возрастает особенно резко. Значения растворимости иттрия в твердом магнии являются промежуточными между растворимостями в нем РЗМ каждой из групп для всех температур.

Различное влияние отдельных РЗМ на магний проявляется также в кинетике распада пересыщенного магниевых твердого

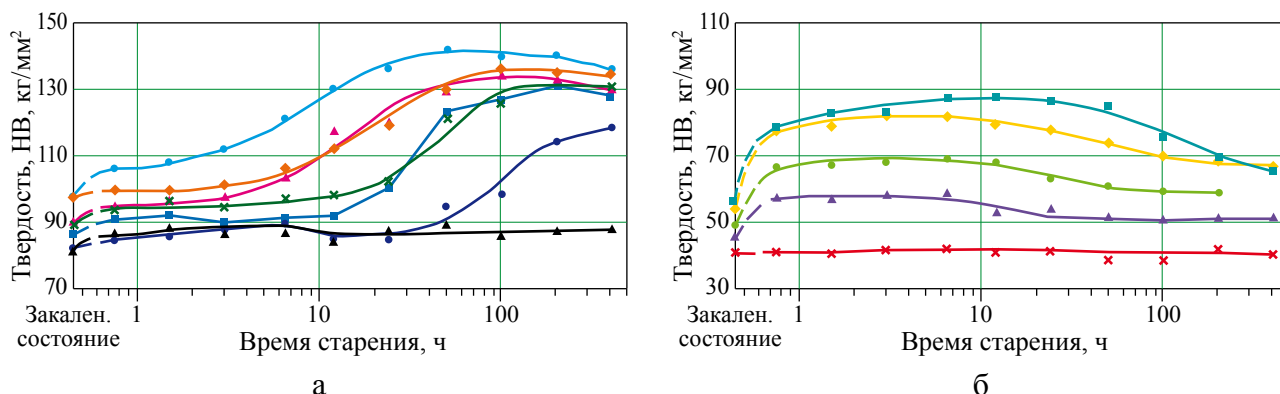


Рис. 3. Твердость закаленных сплавов магния с РЗМ с увеличением времени старения при 200 °С [4]

— Y, — La, — Ce, — Pr, — Nd, — Sm, — Gd, — Tb, — Dy, — Ho, — Er, — Tm

раствора при старении и сопровождающего распад упрочнения сплавов. Об этом свидетельствуют представленные на рисунке 3 результаты измерения твердости бинарных сплавов с различными РЗМ с увеличением времени изотермического старения. Содержание РЗМ было близким к максимальной растворимости их в твердом магнии. Кривые изменения твердости в связи с большой разницей в значениях представлены отдельно для иттриевой группы (а) и цериевой группы (б).

Из представленных данных видно, что эффект упрочнения при старении сплавов магния с металлами иттриевой группы значительно больше, чем эффект упрочнения при старении сплавов магния с металлами цериевой группы. Это можно объяснить большей растворимостью в твердом магнии металлов иттриевой группы, по сравнению с металлами цериевой группы. Среди сплавов с РЗМ цериевой группы максимум упрочнения при старении последовательно возрастает с увеличением атомного номера металла и несколько смещается в сторону увеличения продолжительности старения. При этом заметное упрочнение наблюдается уже при небольших выдержках.

Изменение твердости сплавов магния с РЗМ иттриевой группы с увеличением времени старения имеет другой характер, но одинаковый для всех металлов. Вначале наблюдается инкубационный период упрочнения с незначительным повышением твердости, и только затем следует резкое возрастание твердости и достижение ее максимума. С уве-

личением атомного номера РЗМ ряда лантана распад магниевого твердого раствора замедляется и максимум твердости смещается в сторону больших выдержек при старении. При этом при наибольшей выдержке 400 ч в случае сплава магния с эрбием он полностью не достигается, а в сплаве с тулнием он не наблюдается вообще.

Максимальное упрочнение при старении с увеличением атомного номера РЗМ иттриевой группы ряда лантана имеет тенденцию к снижению. Поведение при старении сплава магния с иттрием близко к поведению сплава с гольмием. Сравнение по упрочнению при старении сплавов магния с различными РЗМ показывает, что в случае иттриевой группы достигается наибольшее упрочнение, но при этом требуется большее время старения. Это отчетливо видно при сравнении крайних в группах сплавов систем Mg-Sm и Mg-Gd. Наибольшее упрочнение при старении достигается в сплавах магния с Gd, Tb, Dy и Y.

Эффект упрочнения, достигаемый при старении сплавов магния с РЗМ иттриевой группы, зависит от температур старения, уменьшаясь с повышением температуры. Это можно видеть на рисунке 4 в случае сплава магния с диспрозием. В сплавах магния с РЗМ цериевой группы зависимость упрочнения при старении от температуры незначительна.

Таким образом, сплавы с РЗМ цериевой и иттриевой группы имеют преимущества и недостатки, если сравнивать их друг с другом по свойствам. В сплавах с металлами цериевой группы достигаются меньшие прочностные



свойства, но для достижения максимального упрочнения у них требуется меньшее время старения. В сплавах же с металлами иттриевой группы может достигаться большее упрочнение, но после более длительных выдержках при старении и при большем содержании дорогих редкоземельных металлов. В ряде случаев оказывается целесообразным использовать для легирования магния совместно РЗМ обеих групп. Взаимодействие совместно двух РЗМ с магнием характеризует примыкающая к магнию часть изотермического сечения одной из диаграмм состояния сплавов подобного типа, представленная на рисунке 5.

Представленная на рисунке 5 часть диаграммы состояния Mg-Sm-Dy показывает, что в равновесии с магниевым твердым раствором находятся только две фазы, являющиеся соединениями магния с каждым из редкоземельных металлов, в которых в значительном количестве растворен другой редкоземельный металл. При этом растворение в соединении одного из редкоземельных металлов в другом происходит путем замены атомов первого. Следует также отметить выпуклость границы области магниевых твердых растворов на диаграмме состояния, указывающую на то, что совместная растворимость обоих РЗМ в магниевом твердом растворе больше, чем сумма растворимостей каждого из них при тех же соотношениях.

Опыт проведения исследований сплавов магния с РЗМ показывает, что во многих случаях целесообразно использовать некоторые из них совместно с тем, чтобы получить наилучшие свойства, и также с экономической точки зрения. При этом могут в составе сплава присутствовать как РЗМ различных групп, так и одной и той же группы.

В Институте металлургии и материаловедения им. А.А. Байкова (ИМЕТ РАН) совмест-

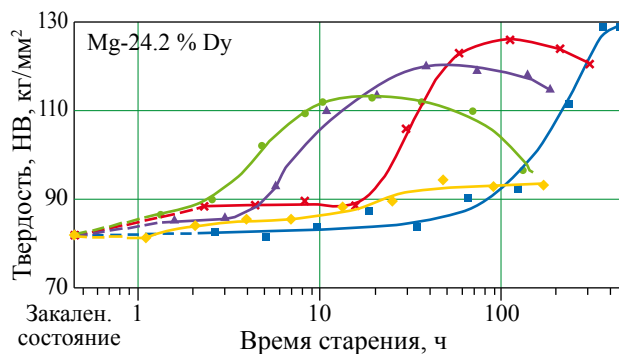


Рис. 4. Изменение твердости сплава Mg-24,2 %Dy с увеличением времени старения [5]
— 175°, — 200°, — 225°, — 250°, — 275°

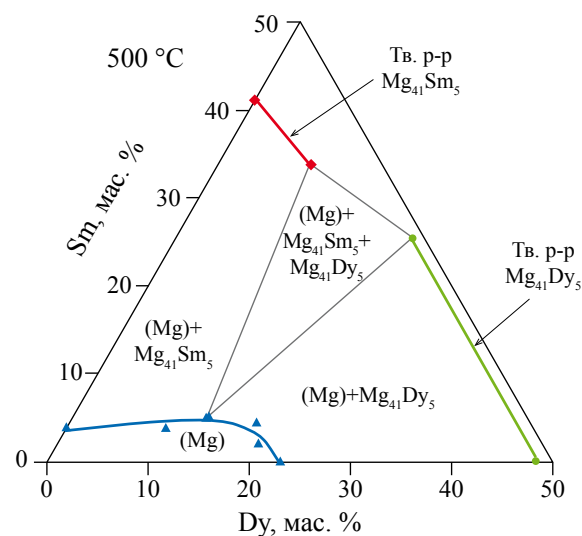


Рис. 5. Изотермическое сечение диаграммы состояния Mg-Sm-Dy при 500 °C [6]

но с ВИАМ и ВИЛС был разработан деформируемый магниевый сплав марки ИМВ7-1 с двумя редкоземельными металлами: иттрием и гадолинием, отличающийся высокими прочностными свойствами при близких к комнатной и повышенных температурах. Характерные свойства этого сплава с составом Mg-4,7%Y-4,6%Gd-0,3%Zr представлены в таблице 1. Как можно видеть, наиболее высокие прочностные свойства этого сплава при комнатной температуре достигаются после старения

Таблица 1

Механические свойства горячепрессованной плиты сплава ИМВ7-1 при комнатной температуре.

Продольное направление [7]

Состояние	Предел прочности, МПа	Предел текучести, МПа	Удлинение, %
Горячее прессование	332	231	21,4
Старение, 225 °C, 24 ч	377	287	4,9
Старение, 200 °C, 24 ч	399	316	6,4
Старение, 200 °C, 64 ч	435	388	4,9



Таблица 2

Механические свойства литых сплавов системы Mg-Y-Gd-Zr

Состав сплава, %	Состояние	Температура испытаний, °C	σ_B , МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	δ , %
Mg-3,0Y-4,6Gd-0,35Zr	Гомогениз. 515 °C, 6 ч	20	217	135	21,1
Mg-3,2Y-4,6Gd-0,27Zr	Гомогениз. 515 °C, 6 ч, старение 200 °C, 32 ч.	20	247	164	10,2
Mg-3,0Y-5,2Gd-0,35Zr	Гомогениз. 515 °C, 6 ч, старение 200 °C, 24 ч	250	193	136	27,2

200 °C, 64 ч. непосредственно после горячего прессования с пределом прочности 435 МПа и относительным удлинением 4,9 %. При температуре испытаний 250 °C на этом сплаве получили значения предела прочности 336 МПа при относительном удлинении 16 % [7].

В таблице 2 приведены типичные свойства литых сплавов системы Mg-Y-Gd-Zr при содержании легирующих элементов, близком к их содержанию в деформируемом сплаве ИМВ7-1. Как и в случае деформируемого сплава ИМВ-7-1, наиболее высокие прочностные свойства литых сплавов системы Mg-Y-Gd-Zr были достигнуты после упрочняющего старения. Именно эти значения прочностных свойств литых сплавов приведены в таблице 2. Можно видеть, что прочностные свойства литых сплавов существенно ниже, чем у деформированного магниевого сплава ИМВ7-1. Однако по сравнению с литейными магниевыми сплавами без редкоземельных металлов, такими как широко применяемые при близких к комнатной температуре стандартные сплавы МЛ15 и МЛ12, они близки по пределу прочности и превосходят по пределу текуче-

сти. При температуре 250 °C сплав с иттрием и гадолинием превосходит стандартный жаропрочный магниевый сплав МЛ10 с неодимом по пределу прочности и близок по пределу текучести. Для указанных стандартных литейных магниевых сплавов в состаренном состоянии приводятся следующие значения прочностных свойств при испытаниях на растяжение при комнатной температуре: для МЛ15 σ_B – 255 МПа, $\sigma_{0,2}$ – 120 МПа и для МЛ12 σ_B – 250 МПа, $\sigma_{0,2}$ – 150 МПа, а при 250 °C для сплава МЛ10 σ_B – 165 МПа, $\sigma_{0,2}$ – 130 МПа [8].

Сплавы системы Mg-Y-Gd-Zr показывают высокие прочностные свойства только в состаренном состоянии. При этом режим старения, обеспечивающий наиболее высокие прочностные свойства, предусматривает довольно продолжительное время старения при относительно низкой температуре – 200 °C. Повышение температуры старения выше 200 °C с целью ускорить распад магниевого твердого раствора ускоряет его. Однако при этом максимальное упрочнение снижается. Это является особенностью сплавов магния с РЗМ иттриевой группы, к которой принадлежат как иттрий, так и гадолиний.

В ИМЕТ РАН были проведены исследования, которые показали, что распад магниевого твердого раствора в сплавах системы Mg-Y-Gd-Z типа сплава ИМВ7-1 можно ускорить, используя дополнительное легирование одним из металлов цериевой группы – самарием. Один из результатов таких исследований представлен на рисунке 6, где приведены кривые изменения твердости при изотермическом старении литых сплавов системы Mg-Y-Gd-Zr типа ИМВ7-1 как без добавки, так и с добавкой самария. Представленные кривые изменения твердости показывают, что добавка самария ускоряет упрочнение за счет распада

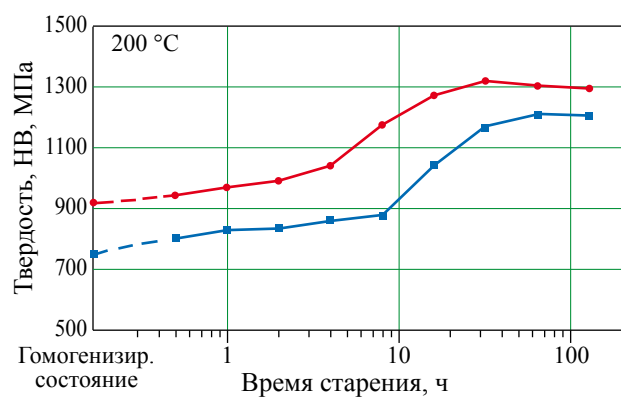


Рис. 6. Изменение твердости литых сплавов с увеличением времени изотермического старения при 200 °C [9]

— Mg-5%Y-5%Gd-0,5%Zr,
— Mg-5%Y-5%Gd-3%Sm-0,5%Zr



магниевого твердого раствора и при этом повышается также максимальная твердость, достигаемая в состаренном состоянии сплавов.

Заключение

1. При легировании магния редкоземельными металлами (РЗМ) четко проявляются закономерности их влияния на прочностные свойства сплавов в зависимости от их положения в периодической системе Д.И. Менделеева.

2. Растворимость РЗМ в твердом магнии последовательно увеличивается в широких пределах с увеличением их атомного номера, хотя и с некоторыми исключениями (в случае европия и иттербия).

3. Увеличение растворимости РЗМ в твердом магнии способствует повышению прочностных свойств, но только в определенных пределах. Наиболее высокие прочностные свойства в двойных сплавах магния с РЗМ удалось получить в случае трех первых элементов иттриевой группы ряда лантана: Gd, Tb, Dy, а также Y.

4. Сходство в превращениях при распаде пересыщенного твердого раствора в сплавах магния с РЗМ открывает возможность допускать их использование в определенных пределах совместно, обеспечивая тем самым снижение стоимости сплавов, а также улучшение тех или иных их свойств.

Список литературы

1. Yang Z., Li J. P., Zhang J. X., et al. Review on research and development of magnesium alloys //

Acta Metall. Sin. (Engl. Lett.). 2008. Vol. 21. No. 5. P. 313–328.

2. Mordike B. L., Ebert T. Magnesium Properties-applications-potential // *Mater. Sci. Eng. A*. 2001. Vol. 302. P. 37–45.

3. Корнышева И. С., Волкова Е. Ф., Гончаренко Е. С. и др. Перспективы применения магниевых и литейных алюминиевых сплавов // *Авиационные материалы и технологии*. 2012. С. 212–222.

4. Rokhlin L. L. *Magnesium Alloys Containing Rare Earth Metals*. London and New York: Taylor and Francis, 2003. 245 p.

5. Рохлин Л. Л. Исследование распада пересыщенного твердого раствора в сплавах магния с диспрозием // *Физика металлов и металловедение*. 1983. Т. 55. № 4. С. 733–738.

6. Lukyanova E. A., Rokhlin L. L., Dobatkina T. V., et al. Investigation of the Mg-rich part of the Mg-Dy-Sm phase diagram // *Journal of Phase Equilibria and Diffusion*. 2016. No. 37. P. 664–671.

7. Рохлин Л. Л., Добаткина Т. В., Никитина Н. И. и др. Исследование свойств высокопрочного магниевого сплава системы Mg-Y-Gd-Zr // *Металловедение и термическая обработка металлов*. 2010. № 12. С. 15–18.

8. *Конструкционные материалы. Справочник* / Под ред. Б. Н. Арзамасова. М.: Машиностроение, 1990. 688 с.

9. Лукьянова Е. А., Рохлин Л. Л., Добаткина Т. В. и др. Влияние самария на структуру и свойства сплава ИМВ7-1 системы Mg-Y-Gd-Zr // *Металлы*. 2018. № 1. С. 58–63.

Об авторе

Рохлин Лазарь Леонович – д-р техн. наук, главный научный сотрудник Федерального государственного бюджетного учреждения науки «Институт металлургии и материаловедения им. А. А. Байкова Российской академии наук», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: металловедение магниевых сплавов.



Effect of various rare-earth metals in magnesium alloys on their strength properties

Rokhlin L. L.

Baikov Institute of Metallurgy and Materials Science of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation

Based on the results of previously published studies, the main laws of the effect of various rare earth metals on the properties of magnesium alloys used as light structural materials are formulated. It is noted that the properties of magnesium alloys containing rare-earth metals are largely determined by their solubility in solid magnesium, which changes successively with an increase in the atomic number of these elements, as well as the tendency to harden during the decomposition of magnesium solid solutions. The possibility of improving the properties of magnesium alloys when doped with various rare-earth metals in a certain ratio is reported, and the examples of such new alloys are provided.

Keywords: magnesium alloys, rare-earth metals, solid solution decomposition, state diagrams

Funding: The work was carried out under the state assignment 075-00746-19-00.

Information about the author

Rokhlin Lazar Leonovich – Dr. Sci. (Engineering), Chief Researcher, Baikov Institute of Metallurgy and Materials Science of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation.

Research interests: magnesium alloy metallurgy.



<https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-45-53>

УДК 620.179.14

Контроль фазового состава и магнитных свойств изделий ответственного назначения из аустенитно-ферритных и аустенитно-мартенситных сталей

М. Б. Ригмант, М. К. Корх

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки «Институт физики металлов им. М. Н. Михеева Уральского отделения Российской академии наук», Екатеринбург, Российская Федерация

В работе описаны результаты исследований корреляции магнитных свойств и фазового состава образцов из аустенитных сталей различных марок. Также в работе представлены приборы ИФМ УрО РАН, которые успешно применяются для неразрушающего контроля магнитных свойств и фазового состава аустенитных сталей и сплавов в различных отраслях промышленности РФ. Приборы позволяют определять качество материала как в лабораторных, так и в эксплуатационных условиях.

Ключевые слова: аустенитные стали и сплавы, феррит, мартенсит, относительная магнитная проницаемость

Финансирование: Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема «Диагностика», № АААА-А18-118020690196-3).

Для цитирования: Ригмант М. Б., Корх М. К. Контроль фазового состава и магнитных свойств изделий ответственного назначения из аустенитно-ферритных и аустенитно-мартенситных сталей // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2020. № 3. С. 45–53. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-45-53>

For citation: Rigmant M. B., Korkh M. K. Control of the phase composition and magnetic properties of products made of austenitic-ferritic and austenitic-martensitic steels // Vestnik Koncerna VKO "Almaz – Antey". 2020. No. 3. P. 45–53. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-45-53>

Поступила 13.07.2020 Отрецензирована 12.08.2020 Одобрена 14.08.2020 Опубликована 14.10.2020

В ИФМ УрО РАН на протяжении длительного периода проводятся исследования по разработке методов и средств для производственного контроля фазового состава и измерения магнитных свойств изделий из аустенитных сталей и сплавов [1–7]. Производственные и эксплуатационные характеристики таких изделий, в том числе жаропрочность, жаростойкость, коррозионная стойкость, пластичность, магнитные свойства и т. д., во многом определяются фазовым составом материала. Кроме основной фазы аустенита в стали обычно требуется наличие фазы феррита (2–12 %), присутствие которого обеспечивает прочностные и другие свойства как при низких, так и при высоких температурах. Количество фер-

ритной фазы для разных марок аустенитных сталей строго регламентируется.

Кроме основной парамагнитной фазы аустенита (γ -фазы) и дополнительной фазы феррита (α -фаза) при изготовлении и эксплуатации изделий, при воздействии на них пластических деформаций в материале стали может появляться мартенсит деформации (α' -фаза). Ферромагнитные по своим свойствам феррит и мартенсит деформации существенным образом влияют на механические и прочностные свойства аустенитных сталей, определяют способность стали противостоять воздействию агрессивных сред, в связи с чем контроль фазового состава является одной из первостепенных задач при изготовлении и эксплуатации деталей и конструкций из аустенитных сталей.

Для данных целей широко используется метод магнитного насыщения, при котором



содержание ферромагнитных включений в материале определяется по величине его намагниченности насыщения (J_s , А/см). Однако для реализации метода магнитного насыщения на практике требуется крупногабаритное дорогостоящее оборудование для создания магнитных полей большой напряженности ($H_s \geq 5000$ А/см), что делает данный метод применимым скорее в лабораторных условиях, затрудняя его использование в условиях производства, где необходим экспрессный неразрушающий контроль большого числа готовых изделий. В связи с этим актуальной является задача определения корреляции других магнитных параметров (помимо J_s) с процентным содержанием ферромагнитных фаз в исследуемых сталях, т.к. на основе данных параметров в дальнейшем могут быть спроектированы и изготовлены новые средства измерения фазового состава аустенитных сталей.

В первой части данной работы описаны результаты исследований корреляции между магнитными параметрами частных петель гистерезиса и процентным содержанием α -или α' -фазы в двухфазных (аустенитно-ферритных или аустенитно-мартенситных) образцах [8]. Образцы изготавливались из аустенитных и аустенитно-ферритных сталей различных марок. Из одного слитка стали вырезалось от двух до четырех образцов квадратного сечения 8×8 мм и длиной 100 мм. Всего было получено 6 наборов аустенитно-ферритных и 1 набор аустенитно-мартенситных образцов. Марки сталей, из которых изготавливались аустенитно-ферритные образцы, приведены в таблице 1.

Аустенитно-мартенситные образцы были изготовлены из аустенитной стали 05X18H11, не содержащей ферромагнитные фазы в исходном состоянии (до деформации). Путем деформирования прокаткой при комнатной температуре

Таблица 1

Марки сталей аустенитно-ферритных образцов

№ набора	1	2	3	4	5	6
Марка стали	0X17H7ГТ	08X20H9C2БТЮ	12X21H5Т	12X25H5ТМФЛ	03X22H6M2	0X32H8

Таблица 2

Процентное содержание феррита в образцах из наборов № 1, 2, 3

Набор № 1		Набор № 2		Набор № 3	
№ образца	$F_{\%}$, %	№ образца	$F_{\%}$, %	№ образца	$F_{\%}$, %
1-1	1,36	2-1	6,88	3-1	13,0
1-2	1,58	2-2	5,45		
1-3	1,41	2-3	6,68		
1-4	1,82	2-4	5,56	3-2	13,0
среднее $F_{\%}$	1,54	среднее $F_{\%}$	6,14	среднее $F_{\%}$	13,0

Таблица 3

Процентное содержание феррита в образцах из наборов № 4, 5, 6

Набор № 4		Набор № 5		Набор № 6	
№ образца	$F_{\%}$, %	№ образца	$F_{\%}$, %	№ образца	$F_{\%}$, %
4-1	20,1	5-1	40,6	6-1	61,3
4-2	22,6	5-2	42,0	6-2	58,8
4-3	20,6	5-3	39,4	6-3	61,8
4-4	22,2	5-4	41,4	6-4	60,0
среднее $F_{\%}$	21,4	среднее $F_{\%}$	40,85	среднее $F_{\%}$	60,5

Таблица 4

Процентное содержание мартенсита деформации в образцах из стали 05X18H11

№ образца	M1	M2	M3	M4
$M_{\%}$, %	2,50	7,45	12,5	18



в структуре стали образовывалась мартенсит деформационная фаза. Процентное содержание феррита ($F\%$, %) и мартенсита деформации ($M\%$, %) в образцах определялось по величине их намагниченности насыщения. Данные о процентном содержании ферромагнитных фаз в образцах приведены в таблицах 2–4.

С помощью установки *Remagraf C-500* «Magnet-Physik» для каждого из образцов были проведены измерения его намагниченности (J , А/см) в трех диапазонах магнитного поля (H , А/см): $-300\dots300$; $-450\dots450$; $-600\dots600$ А/см. Для графического представления полученных результатов в виде петель магнитного гистерезиса и дальнейшей математической обработки данных были использованы специализированные математические программные пакеты. Пример петель, построенных в трех диапазонах поля для аустенитно-ферритного образца № 4-1 (содержание феррита 20,1 %), приведен на рисунке 1.

Также были построены зависимости дифференциальной магнитной восприимчивости от магнитного поля – $\chi_{\text{dif}}(H)$. Примеры полученных зависимостей $\chi_{\text{dif}}(H)$ для образца № 4-1 в трех диапазонах поля показаны на рисунке 2.

По петлям магнитного гистерезиса и кривым $\chi_{\text{dif}}(H)$ для всех исследуемых образцов были определены магнитные параметры: коэрцитивная сила – H_c , остаточная намагниченность – J_r , максимальная намагниченность – J_{max} , максимум дифференциальной магнитной восприимчивости – $\chi_{D\text{max}}$, площадь кривой $\chi_{\text{dif}}(H)$ – $S\chi_{\text{dif}}$. Как показали дальнейшие исследования, каждый из данных параметров в большей или меньшей степени коррелирует с процентным содержанием α - или α' -фазы в образце. Далее были построены зависимости параметров H_c , J_r , J_{max} , $\chi_{D\text{max}}$, $S\chi_{\text{dif}}$ от процентного содержания ферромагнитных фаз в образцах. Наилучшую корреляцию с процентным

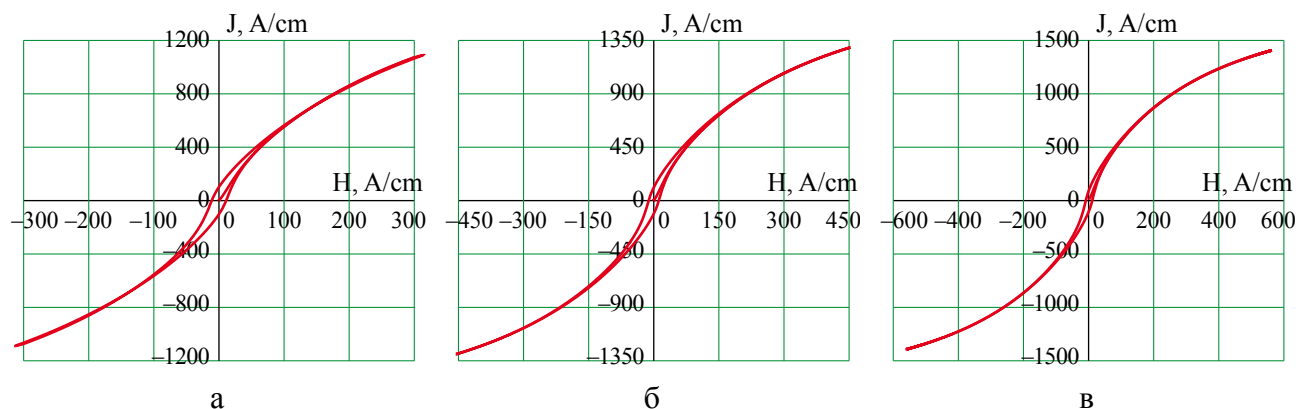


Рис. 1. Пример измеренных петель гистерезиса для образца № 4-1 в полях: а) $-300\dots300$ А/см; б) $-450\dots450$ А/см; в) $-600\dots600$ А/см

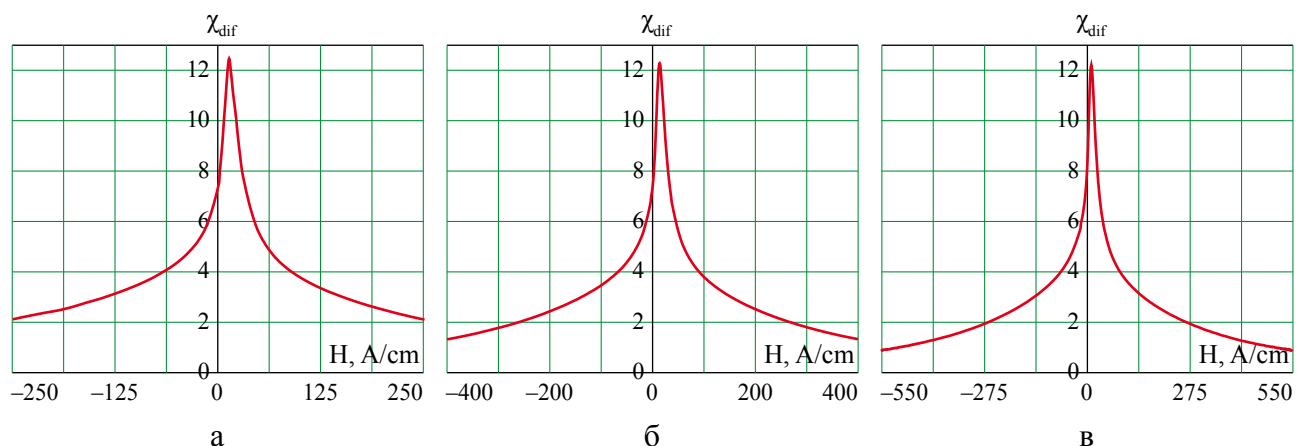


Рис. 2. Зависимости $\chi_{\text{dif}}(H)$ для образца № 4-1 в полях: а) $-250\dots250$ А/см; б) $-400\dots400$ А/см; в) $-550\dots550$ А/см



содержанием α - или α' -фазы показали параметры J_{max} , χ_{Dmax} , $S\chi_{dif}$, что проиллюстрировано ниже на рисунках 3–8. Для построения зависимостей на данных рисунках использованы значения магнитных параметров, измеренных на петлях магнитного гистерезиса и кривых магнитной восприимчивости, построенных в диапазоне магнитного поля $-300 \dots 300$ А/см. В диапазонах магнитных полей $-450 \dots 450$ и $-600 \dots 600$ А/см характер зависимостей не изменялся.

Так как количество аустенитно-ферритных образцов достаточно велико, то на рисунках 3, 5 и 7 для более удобного представления полученных результатов при построении графиков используются средние значения процентно-

го содержания ферритной фазы и исследуемого магнитного параметра в пределах одного набора аустенитно-ферритных образцов.

Таким образом, исходя из приведенных выше зависимостей, для контроля процентного содержания ферромагнитных фазовых составляющих в аустенитной стали, помимо намагниченности насыщения, может быть использован еще ряд магнитных параметров. Это позволит отказаться от использования крупногабаритного оборудования, необходимого для контроля величины J_s , и перейти к разработке малогабаритных портативных устройств, позволяющих осуществлять неразрушающий контроль магнитных параметров в полях малой (по сравнению с H_s) напряженностью.

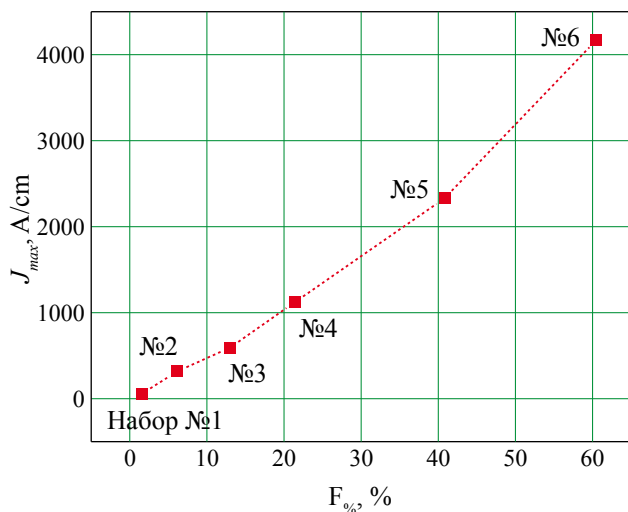


Рис. 3. Зависимости $J_{max}(F_{\%})$ аустенитно-ферритных образцов, построенные по средним значениям J_{max} и $F_{\%}$

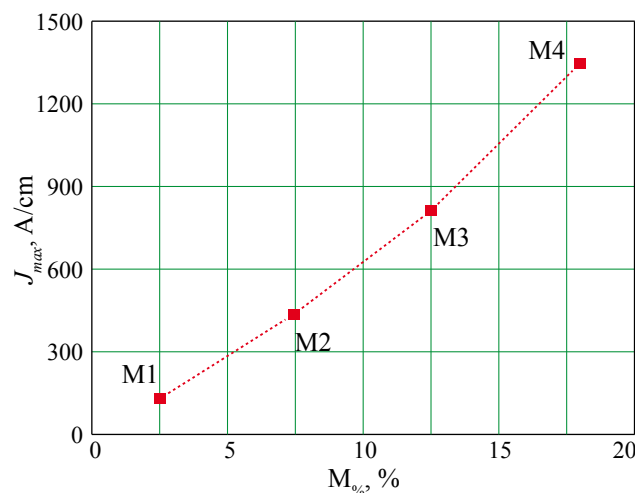


Рис. 4. Зависимости $J_{max}(M_{\%})$ аустенитно-мартенситных образцов

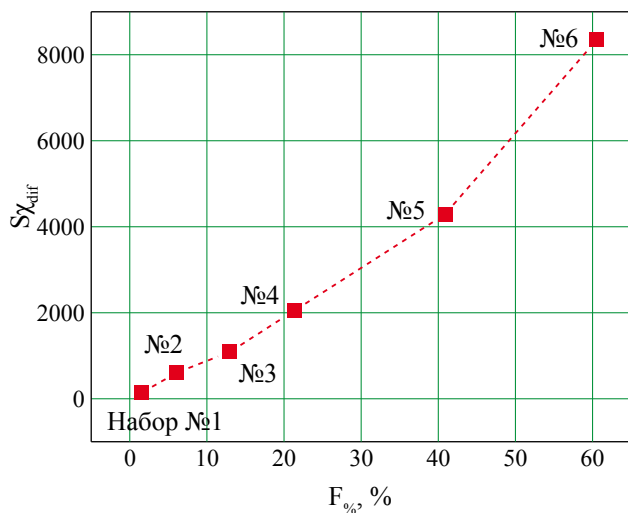


Рис. 5. Зависимости $S\chi_{dif}(F_{\%})$ аустенитно-ферритных образцов, построенные по средним значениям $S\chi_{dif}$ и $F_{\%}$

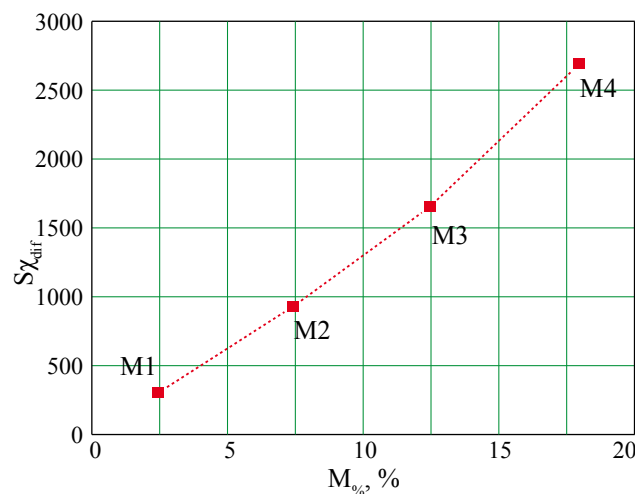


Рис. 6. Зависимости $S\chi_{dif}(M_{\%})$ аустенитно-мартенситных образцов

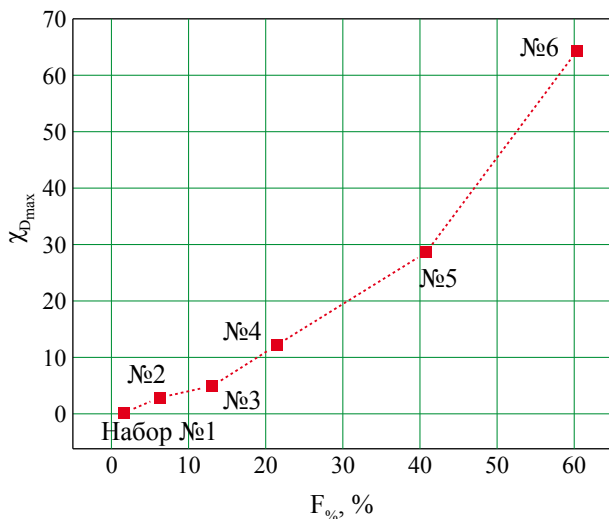


Рис. 7. Зависимости $\chi_{Dmax}(F\%)$ аустенитно-ферритных образцов, построенные по средним значениям $S\chi_{dif}$ и $F\%$

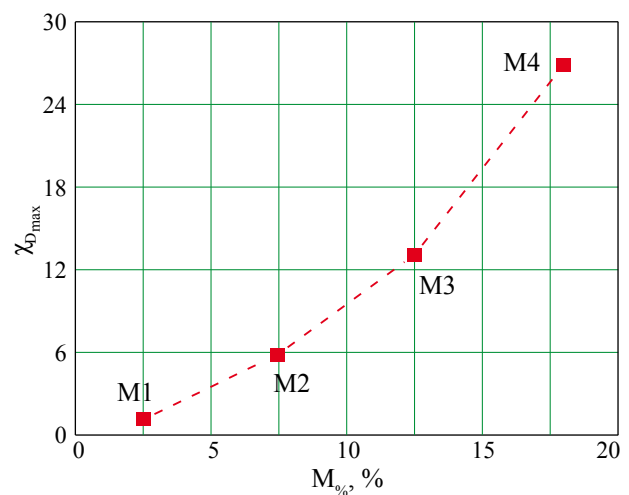


Рис. 8. Зависимости $\chi_{Dmax}(M\%)$ аустенитно-мартенситных образцов

Приборы неразрушающего контроля фазового состава и магнитных свойств сталей

Определение магнитной проницаемости маломагнитных аустенитных сталей. Измерение магнитной проницаемости парамагнитных материалов и близких к ним по свойствам аустенитных сталей проводят обычно на установках баллистического типа или на магнитных весах. Для исследований изготавливают образцы в виде миниатюрных таблеток или пластинок и помещают их между полюсами электромагнита. По силе втягивания образца в межполюсное пространство с известным градиентом магнитного поля определяют магнитную восприимчивость или проницаемость исследуемого материала. К недостаткам метода следует отнести невозможность применения в промышленных условиях на готовых изделиях. Из других методов контроля магнитной проницаемости можно отметить метод прохождения изучаемого материала через дифференциальные катушки с большим количеством измерительных витков (как это происходит в аэропортах). При наличии металлических включений срабатывает звуковая и видеосигнализация. Недостатком этого метода является то, что при таком контроле не создаются требуемые большие магнитные поля и метод является чисто качественным.

На некоторых предприятиях страны применяются приборы иностранного произ-

водства, работающие на аналогичных принципах с российскими ферритометрами. Это в первую очередь *Feritscope MP30* и *Feritscope MP30E-S* (Германия), которые имеют возможность измерения относительной магнитной проницаемости индукционным методом. Измерительная часть датчика имеет вид полусферы, которая позволяет концентрировать магнитное поле до магнитных полей порядка 10^2 – 10^3 А/см. Это существенно повышает чувствительность и точность измерений. Однако «точечное» намагничивание полусферическим преобразователем уменьшает зону контроля. Минусом этого метода является также небольшая глубина промагничивания объекта.

В Институте физики металлов Уральского отделения Академии наук на основании опыта многолетних работ [9–12] предложен и внедрен в производство прибор «Измеритель магнитной проницаемости аустенитных сталей – ИМПАС» (в настоящее время «ФерроКОМПАС»), представленный на рисунке 9.

Прибор «ФерроКОМПАС» предназначен для измерения относительной магнитной проницаемости μ (магнитной восприимчивости $\chi = \mu - 1$) изделий из аустенитных сталей локальным методом. Измерение магнитной проницаемости производится по величине магнитного поля рассеяния намагниченного материала и осуществляется накладным преобразо-

вателем Холла, который закреплен в центре локального постоянного магнита (рис. 10).

Так как конструкция датчика исключает влияние поля постоянного магнита на результат измерений, то на преобразователь Холла воздействует только поле рассеяния ($H_{рас.}$) от намагниченного участка. Поле рассеяния от намагниченного контролируемого участка однозначно связано с величиной магнитной проницаемости μ (или восприимчивости $\chi = \mu - 1$) через выражение:

$$H_{рас.} = k \cdot J_s \cdot \frac{(\mu - 1)}{(\mu + 1)} = k \cdot J_s \cdot \frac{(\mu - 1)}{2}. \quad (1)$$

Формула (1) справедлива и для слабомагнитных материалов, когда $\mu < 1,05$ и $(\mu - 1)/(\mu + 1) \approx \chi / 2$. Тогда (1) принимает вид:

$$H_{рас.} = \text{const} \cdot \chi. \quad (2)$$

Видно, что изменения восприимчивости со значения $\chi = 0,001$ до $\chi = 0,002$ (то есть всего на одну тысячную) повышает величину поля рассеяния $H_{рас.}$ сразу в два раза, что делает предложенный авторами метод чувствительным к малым значениям магнитной восприимчивости (проницаемости).

Разработанный в ИФМ УрО РАН прибор «ФерроКОМПАС» (серии ИМПАС), использующий феррозонды или датчики Холла в качестве магниточувствительных преобразователей, позволяет проводить локальный неразрушающий контроль величины магнитной проницаемости в диапазоне $1,001 \leq \mu \leq 1,200$, определяя таким образом наличие ферромагнитных включений в парамагнитном материале при их содержании на уровне 0,01–1 %. Данная модификация прибора, помимо цифрового индикатора, имеет встроенный АЦП, позволяющий передавать результаты измерений на персональный компьютер для их дальнейшего сохранения и обработки.

Определение фазового состава аустенитных и аустенитно-ферритных сталей. Помимо приборов контроля магнитной проницаемости маломагнитных хромоникелевых сталей с содержанием ферромагнитных фаз менее 1 %, в ИФМ УрО РАН разработаны и успешно внедрены приборы контроля фазового состава аустенитно-ферритных



Рис. 9. Измеритель магнитной проницаемости аустенитных сталей «ФерроКОМПАС»

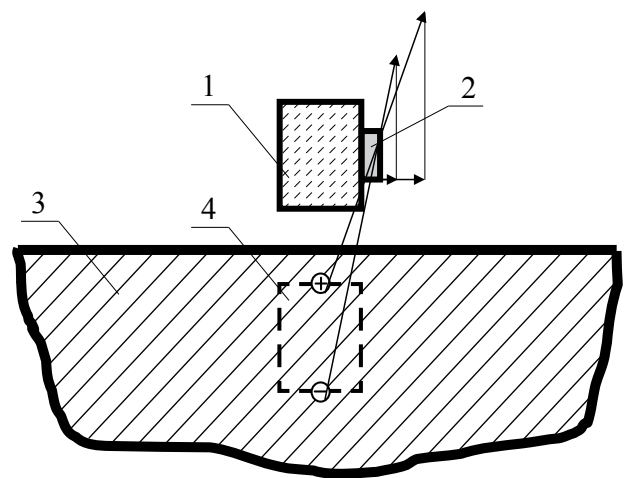


Рис. 10. Принципиальная схема работы датчика приборов серии «ИМПАС» («ФерроКОМПАС»): 1 – постоянный магнит; 2 – датчик Холла; 3 – объект контроля (ОК); 4 – область внутри ОК намагничиваемая с помощью постоянного магнита

и аустенитно-мартенситных сталей. На рисунке 11 представлен прибор «Ферритометр ФХ-3 ИФМ», предназначенный для контроля процентного содержания феррита в аустенитных сталях в диапазоне 0,1–20 и 20–80 % (обзорный диапазон). На рисунке 12 изображен прибор ИМДС-1 (Измеритель мартенсита деформации сталей), который помимо содержания ферритной фазы может измерять процентное содержание мартенсита деформации в хромоникелевых сталях и сплавах.

По аналогии с прибором «ФерроКОМПАС» первичные преобразователи данных приборов имеют в своем составе постоянный магнит и магниточувствительные элементы, с помощью которых осуществляется регистрация и измерение полей рассеяния



Рис. 11. Прибор «Ферритометр ФХ-3 ИФМ»



Рис. 12. «Прибор ИМДС-1»

от намагниченного участка объекта контроля. Первичный преобразователь представляет собой датчик накладного типа, позволяющий проводить измерения как на образцах, так и на поверхности готовых изделий в лабораторных, цеховых и полевых условиях без вывода изделий и объектов из эксплуатации.

Представленные в работе приборы внедрены более чем на 20 крупных предприятиях России в нефтегазовой отрасли, в судостроении, в химическом машиностроении, а также на предприятиях, имеющих отношение к аэрокосмической индустрии: в «ФГУП ЦНИИ им. академика А.А. Бочвара» и АО «УПП «Вектор».

Заключение

1. На основании исследований магнитных свойств аустенитно-ферритных и аустенитно-мартенситных сталей установлены корреляционные связи фазового состава и ряда магнитных параметров, таких как: коэрцитивная сила, остаточная намагниченность, максимальная намагниченность, площадь под зависимостью $\chi_{dif}(H)$, максимум зависимости $\chi_{dif}(H)$. Показано, что все исследуемые параметры коррелируют с фазовым составом и могут быть использованы для контроля содержания фазы феррита или фазы мартенсита деформации в двухфазных хромоникелевых сталях при перемагничивании по частным циклам.

2. В работе представлен прибор «ФерроКОМПАС» предназначенный для неразрушающего контроля относительной магнитной проницаемости материалов деталей и механизмов

на уровне $\mu \leq 1,01$, что очень важно для изделий с высокими требованиями к стабильности «маломagnetного» состояния.

3. Представлены приборы «ФХ-3 ИФМ» и «ИМДС-1», с помощью которых может быть осуществлен экспрессный неразрушающий контроль фазового состава хромоникелевых сталей, имеющих в своем составе, помимо основной фазы аустенита, феррит и мартенсит деформации.

Список литературы

1. ГОСТ 26364-90. Ферритометры для сталей аустенитного класса. Общие технические условия. М.: Издательство стандартов, 1991. 8 с.
2. ГОСТ 8.518-84. Государственная система единства измерений. Ферритометры для сталей аустенитного класса. Методика поверки. М.: Издательство стандартов, 1985. 11 с.
3. ГОСТ 22838-77. Сплавы жаропрочные. Методы контроля и оценки макроструктуры. М.: Издательство стандартов, 1979. 27 с.
4. ГОСТ 11878-66. Сталь аустенитная. Методы измерения содержания ферритной фазы в прутках. М.: ФГУП «СТАНДАРТИН-ФОРМ», 2011. 6 с.
5. ANSI/AWS A4.2M:2006 (ISO 8249:2000 MOD) an American National Standard. Standard Procedures for Calibrating Magnetic Instruments to Measure the Delta Ferrite Content of Austenitic and Duplex Ferritic-Austenitic Stainless Steel Weld Metal. American Welding Society, 2006. 47 p.
6. Merinov P., Entin S., Beketov B., et al. The magnetic testing of the ferrite content of austenitic



stainless steel weld metal // *NDT International*. 1978. Vol. 11. No. 1. P. 9–14.

7. Меринов П. Е., Мазепа А. Г. Определение мартенсита деформации в сталях аустенитного класса магнитным методом // *Заводская лаборатория*. 1997. № 3. С. 47–49.

8. Корх М. К., Ригмант М. Б., Сажина Е. Ю. и др. Измерение содержания ферромагнитной фазы по магнитным свойствам в двухфазных хромоникелевых сталях // *Дефектоскопия*. 2019. № 11. С. 32–44.

9. Ригмант М. Б., Ничипурук А. П., Худяков Б. А. и др. Приборы для магнитного фазового анализа изделий из аустенитных коррозионно-стойких сталей // *Дефектоскопия*. 2005. № 11. С. 3–14.

10. *Международная инженерная энциклопедия. Неразрушающие методы контроля. Спецификатор различий в национальных стандартах различных стран. Т. 3* / Под ред. проф. В. Я. Кершенбаума. М.: Центр «Наука и техника». 1995. С. 68–128.

11. Ригмант М. Б., Ничипурук А. П., Корх М. К. Возможность раздельного измерения количества феррита и мартенсита деформации в трехфазных сталях аустенитного класса магнитным методом // *Дефектоскопия*. 2012. № 9. С. 19–23.

12. Корх М. К., Ригмант М. Б., Давыдов Д. И. и др. Определение фазового состава трехфазных хромоникелевых сталей по магнитным свойствам // *Дефектоскопия*. 2015. № 12. С. 20–31.

Об авторах

Ригмант Михаил Борисович – канд. физ.-мат. наук, старший научный сотрудник Федерального государственного бюджетного учреждения науки «Институт физики металлов им. М. Н. Михеева Уральского отделения Российской академии наук», Екатеринбург, Российская Федерация; специалист в области неразрушающего контроля, руководитель ряда проектов по разработке и изготовлению новых приборов для оценки электрических и магнитных свойств, а также фазового состава изделий из аустенитных сталей, внедренных на предприятиях Российской Федерации. Область научных интересов: контроль структуры и фазового состава сталей и сплавов, разработка новых приборов и средств измерений неразрушающего контроля и технической диагностики.

Корх Михаил Константинович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник Федерального государственного бюджетного учреждения науки «Институт физики металлов им. М. Н. Михеева Уральского отделения Российской академии наук», Екатеринбург, Российская Федерация.

Область научных интересов: контроль структуры и фазового состава сталей и сплавов, разработка новых приборов и средств измерений неразрушающего контроля и технической диагностики.



Control of the phase composition and magnetic properties of products made of austenitic-ferritic and austenitic-martensitic steels

Rigmant M. B., Korkh M. K.

M. N. Mikheev Institute of Metal Physics of the Ural Branch of the Russian Academy of Sciences, Ekaterinburg, Russian Federation

This article describes the results of studies aimed at investigating the correlation of magnetic properties and phase composition of samples from austenitic steels of various grades. In addition, the work describes devices, which are successfully employed at the Institute of Metal Physics of the Ural Branch of the Russian Academy of Sciences for non-destructive testing of the magnetic properties and phase composition of austenitic steels and alloys in various industries of the Russian Federation. These devices enable determination of the quality of various materials, both in laboratory and operating conditions.

Keywords: austenitic steels and alloys, ferrite, martensite, relative magnetic permeability

Funding: The study reported in this publication was carried out as part of a publicly funded research project No. AAAA-A18-118020690196-3 (research topic “Diagnostics”) and was supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation.

Information about the authors

Rigmant Mikhail Borisovich – Cand. Sci. (Phys.-Math.), Senior Researcher, M. N. Mikheev Institute of Metal Physics of the Ural Branch of the Russian Academy of Sciences, Ekaterinburg, Russian Federation; specialist in the field of non-destructive testing; head of a number of projects for the development and manufacture of new devices for assessing the electrical and magnetic properties, as well as the phase composition of products from austenitic steels, introduced at industrial facilities of the Russian Federation.

Research interests: control of the structure and phase composition of steels and alloys, development of new devices and measuring instruments for non-destructive testing and technical diagnostics.

Korkh Mikhail Konstantinovich – Cand. Sci. (Engineering), Senior Researcher, M. N. Mikheev Institute of Metal Physics of the Ural Branch of the Russian Academy of Sciences, Ekaterinburg, Russian Federation.

Research interests: control of the structure and phase composition of steels and alloys, development of new devices and measuring instruments for non-destructive testing and technical diagnostics.



<https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-54-61>

УДК 533.6.04

Численное исследование прочностных характеристик V-образного оперения беспилотного летательного аппарата на основе композиционных материалов

А. Е. Лазорин, А. А. Дегтярев, А. А. Поликарпов

Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный научно-исследовательский институт химии и механики им. Д. И. Менделеева», Москва, Российская Федерация

В работе представлены результаты исследования жесткости конструкции хвостового оперения V-образной схемы беспилотного летательного аппарата из полимерных композиционных материалов на основе эпоксидной матрицы с наполнением из стекловолокна и углеволокна. Исследование проведено методом численного моделирования напряженно-деформированного состояния конструкции в программно-вычислительном комплексе *Ansys Mechanical* с использованием модуля *Composite Prep-Post* для задания модели слоистых структур полимерных композиционных материалов. Определены значения напряжений и деформаций в условиях статического нагружения. Произведена верификация расчета путем сравнения результатов со значениями, полученными в ходе проведения натурного эксперимента.

Показано, что числовые значения, полученные численными методами расчета, на 10–15 % отличаются от результатов натурного эксперимента. Высказано предположение, что это явление обусловлено макроструктурными неоднородностями полимерных композиционных материалов, возникшими в результате безавтоклавного метода формования, которые не учитываются в ходе численного моделирования, базирующегося на рассмотрении идеализированных микромоделей. Для решения задачи повышения точности численного моделирования в первом приближении предлагается ввести поправочный коэффициент при расчете величины деформации в задачах на жесткость конструкции.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, стеклопластик, углепластик, напряженно-деформированное состояние

Для цитирования: Лазорин А. Е., Дегтярев А. А., Поликарпов А. А. Численное исследование прочностных характеристик V-образного оперения беспилотного летательного аппарата на основе композиционных материалов // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2020. № 3. С. 54–61. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-54-61>

For citation: Lazorin A. E., Degtyarev A. A., Polikarpov A. A. Numerical study of the strength characteristics of the V-shaped tail of an unmanned aerial vehicle based on composite materials // Vestnik Koncerna VKO "Almaz – Antey". 2020. No. 3. P. 54–61. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-54-61>

Поступила 22.07.2020 Отрецензирована 13.08.2020 Одобрена 30.09.2020 Опубликована 14.10.2020

Введение

Известно, что при увеличении удлинения эффективность хвостового оперения возрастает [1], однако при этом увеличивается влияние упругих деформаций конструкции, величина которых зависит от аэродинамических нагрузок. У современных самолетов и беспилотных

летательных аппаратов (БЛА), летающих с высокими скоростями, это влияние может быть весьма значительным, особенно с тонкими стреловидными несущими поверхностями. Если у прямого оперения при его деформации угол атаки изменяется только в результате кручения, то у стреловидного он меняется еще и в результате изгиба [2]. Таким образом, изгиб оперения в процессе полета ведет к повышению устойчивости БЛА, что, в свою очередь,

© Лазорин А. Е., Дегтярев А. А., Поликарпов А. А., 2020



приводит к увеличению расходов рулей высоты на балансировку и, как следствие, к уменьшению скорости и дальности полета аппарата.

Для сохранения заданных летно-технических характеристик БЛА необходимо уменьшить величину деформации оперения в процессе полета, сохранив при этом его массу на прежнем уровне. Также необходимо выработать подход к рациональному проектированию силовых элементов конструкции БЛА на примере оперения из полимерных композиционных материалов (ПКМ) с учетом обеспечения минимальной массы и достаточной жесткости в условиях сохранения высоких аэродинамических характеристик.

В авиации наибольшее распространение получили волокнистые композиционные материалы, состоящие из полимерной эпоксидной или полиэфирной матрицы и высокомодульных волокон на основе органических, углеродных или борных элементарных нитей. Главными достоинствами полимерных композиционных материалов, по сравнению с металлами, являются более высокие характеристики прочности и жесткости при меньшей массе, а также возможности управления свойствами материала по различным направлениям, в зависимости от типа создаваемой конструкции. Слоистые ПКМ, как правило, наилучшим образом применимы в тонкостен-

ных оболочках, где напряжения в слоях волокон значительно превышают межслойные напряжения. Возможность сочетания различных схем укладки слоев и чередования направлений армирования позволяет получать материалы, наилучшим образом соответствующие области применения.

Постановка задачи

Исследовались характеристики прочности и изгибной жесткости стреловидного оперения V-образной схемы, симметричного профиля малой относительной толщины в условиях статического нагружения [3].

Объектом исследования является V-образное хвостовое оперение БЛА, общий вид которого представлен на рисунке 1.

Одной из основных задач при проектировании БЛА является снижение массы и повышение жесткости конструкции. Сложность решения этой задачи обусловлена высокими аэродинамическими нагрузками на планер БЛА в процессе полета, а также обеспечение низкой себестоимости его изготовления.

Для обеспечения восприятия полетных нагрузок, полученных в результате выполнения аэродинамических расчетов, в ходе конструкторской проработки хвостового оперения была выбрана конструктивно-силовая схема (КСС), состоящая из двух лонжеронов с частично несущей обшивкой. Общий вид КСС консоли оперения представлен на рисунке 2, верхняя панель обшивки для наглядности не показана.

Передний лонжерон прямоугольного сечения служит для восприятия нагрузок, возникающих под действием аэродинамических сил в процессе полета. Конструктивно он состоит из двух полок из стеклянного ровинга и двух стенок из стеклоткани с сердцевинной из пенопласта Rohacell® 110 WF. Конструктивно он замыкает носок профиля оперения, создавая замкнутый кессон, хорошо сопротивляющийся изгибным деформациям и значительно увеличивающий общую жесткость конструкции. Задний лонжерон по конструкции аналогичен переднему, предназначен для восприятия нагрузок, возникающих под действием аэродинамических сил в результате отклонения рулей высоты, и служит для них монтажной базой.

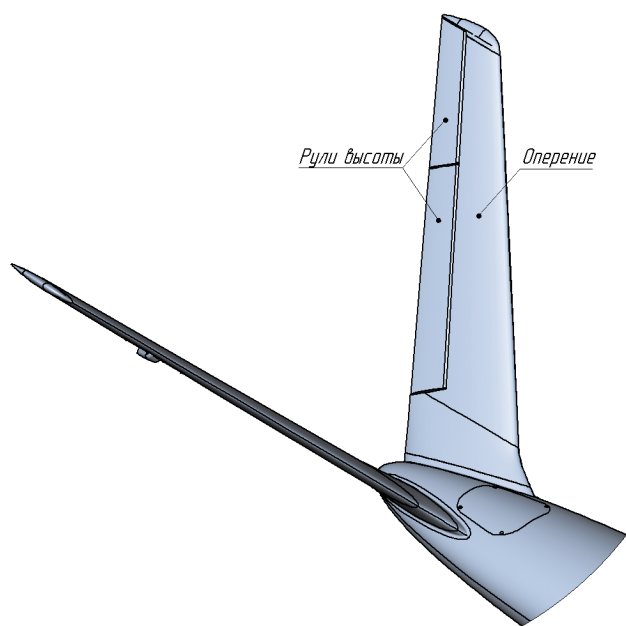


Рис. 1. Общий вид V-образного оперения БЛА

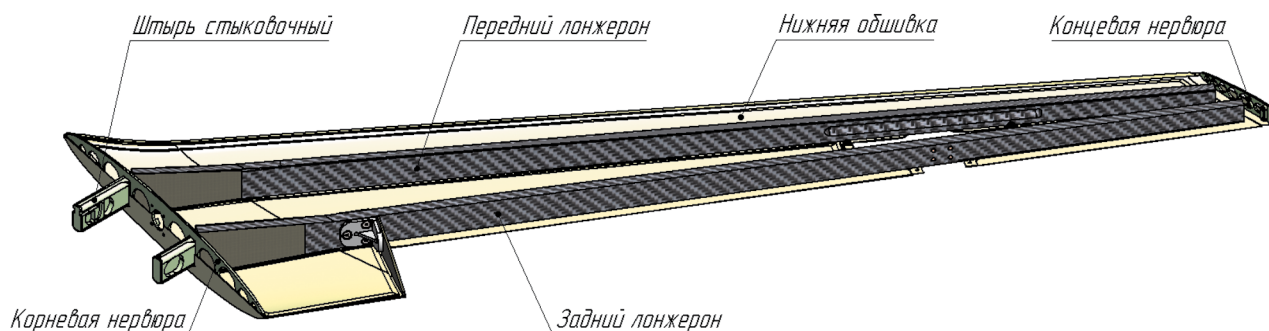


Рис. 2. Общий вид КСС консоли оперения

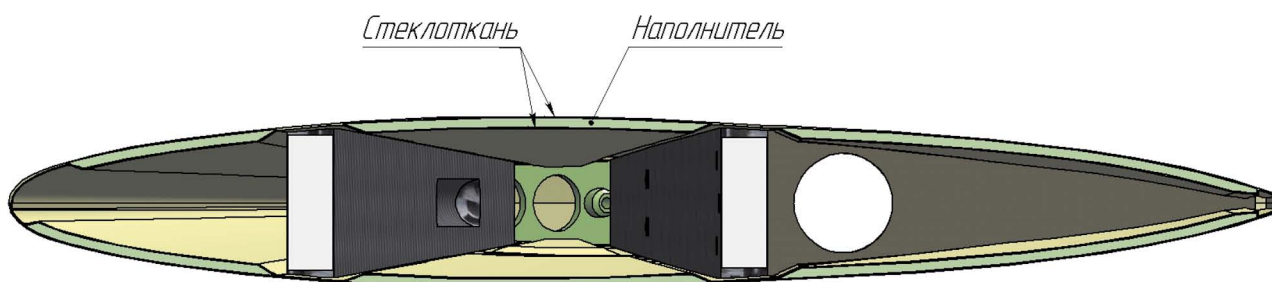


Рис. 3. Общий вид структуры сэндвич-панели обшивки

Оба лонжерона также служат для размещения стыковочных штырей и передачи посредством них нагрузок от оперения на фюзеляж БЛА. Для связи верхней и нижней обшивок оперения по торцам размещены тонкие алюминиевые нервюры.

Обшивка представляет собой трехслойную сэндвич-панель, состоящую из двух слоев стеклоткани и промежуточного слоя наполнителя, в качестве которого выступает пенопласт Airex[®] C70.75 или нетканый полиэфирный материал Soric[®] LRC 2. В местах крепления лонжеронов, а также в месте нахлеста верхней и нижней обшивок в районе передней кромки оперения для предотвращения разрыва панели по наполнителю в результате действия полетных нагрузок слой наполнителя отсутствует. Общий вид структуры сэндвич-панели обшивки представлен на рисунке 3.

Описание решения

Для уточнения прочностных характеристик консоли оперения выполнен прочностной расчет методом конечных элементов (КЭ) в среде программного комплекса *Ansys Mechanical* с применением модуля расчета статической прочности *Static Structural* и специализирован-

ного модуля расчета композитных конструкций *Composite Prep-Post*.

Общий вид КЭ-модели оперения для совмещенного прочностного расчета (для деталей из ПКМ и из изотропных материалов) с построенной сеткой представлен на рисунке 4 (верхняя обшивка для наглядности не показана), укрупненный вид части модели представлен на рисунке 5, общее количество узлов расчетной сетки 1 953 601. Большое количество узлов сетки обусловлено необходимостью создания качественной трехмерной модели деталей из ПКМ в модуле *Composite Prep-Post*, необходимой для успешной реализации контактных взаимодействий. Динамические эффекты при статическом нагружении не учитывались, все материалы приняты линейно-упругими, анизотропия механических свойств деталей из ПКМ учитывалась путем задания по трем осям координат соответствующих значений физико-механических свойств, полученных в испытательной лаборатории.

Схема нагружения представлена на рисунке 6. Фиксация выполнена аналогично креплению в БЛА – крепежные штыри зафиксированы поддержкой *fixed support*, а на торец корневой нервюры наложено ограничение

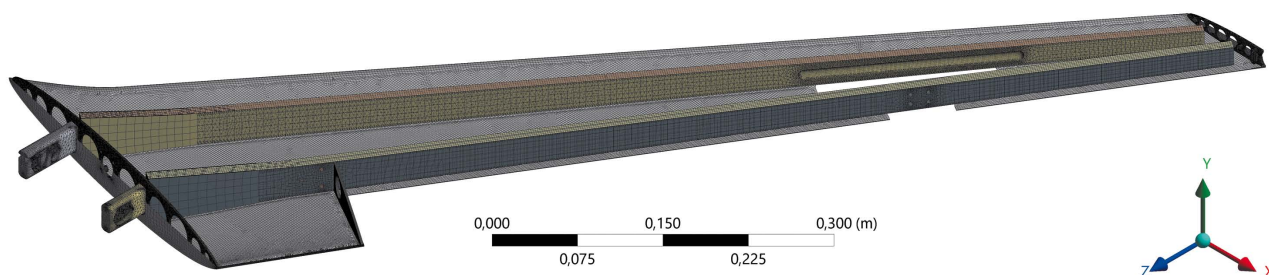


Рис. 4. Общий вид модели для прочностного расчета

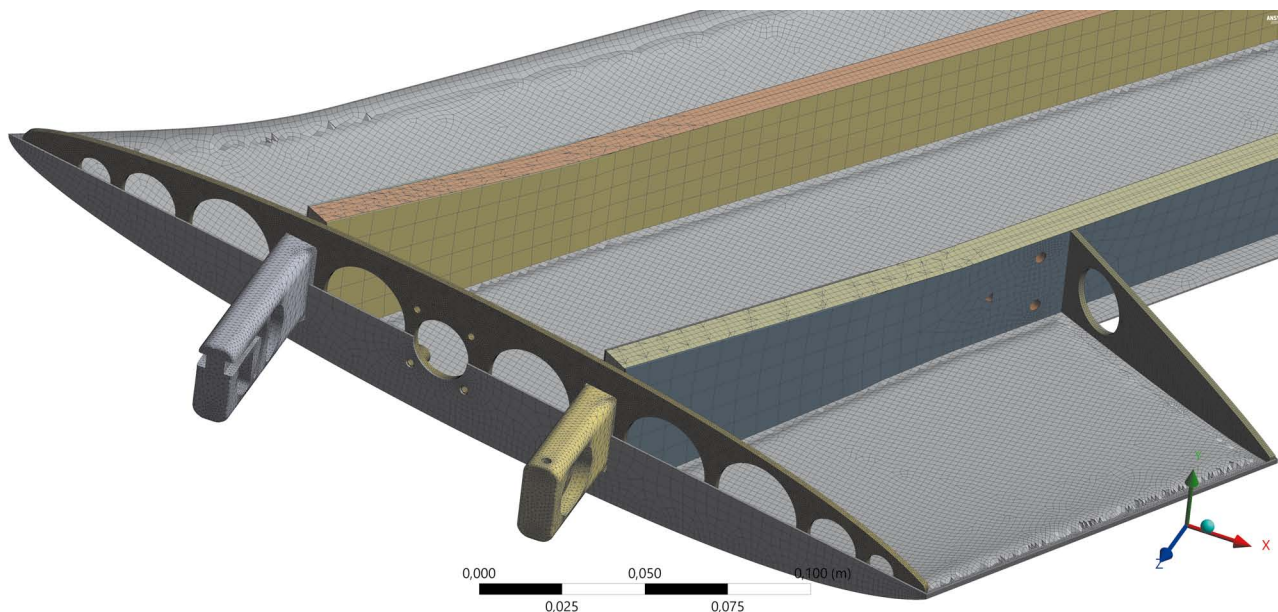


Рис. 5. Увеличенный вид части модели для прочностного расчета

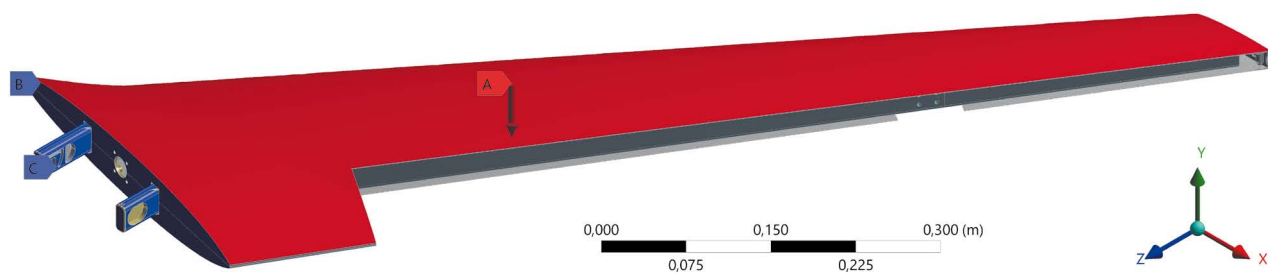


Рис. 6. Общий вид схемы нагружения, где А – compression only support, В – распределенная нагрузка из CFX, С – fixed support

на перемещение «внутри фюзеляжа» на сжатие compression only support. Консоль нагружена расчетной нагрузкой, полученной в результате численного моделирования в *Ansys CFX* для данного режима полета, численно составляющей 444,3 Н.

В результате расчета получена деформированная модель, которая наглядно демонстрирует поля распределения напряжений по обшивке оперения (рис. 7) и лонжеронам (рис. 8), а также деформацию конструкции оперения под нагрузкой (рис. 9).

В результате выполнения численного моделирования определены значения максимального напряжения и максимальной деформации оперения, составляющие 186,03 МПа и 35,6 мм соответственно. Полученное значение напряжений для данной конструкции не является критичным, поскольку коэффициент запаса по нагрузке составил 1,78. Желтые и красные цвета на представленном распределении напряжений отчетливо не видны и обусловлены особенностями формирования КЭ-модели.

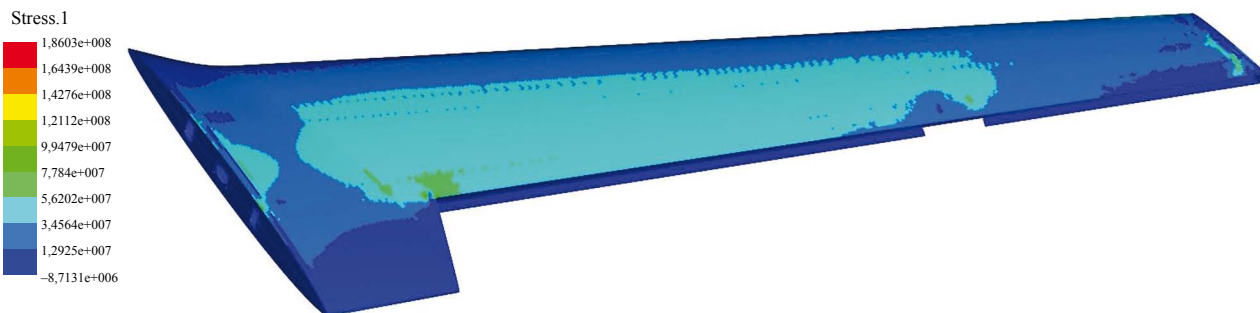


Рис. 7. Распределение напряжений по обшивке оперения

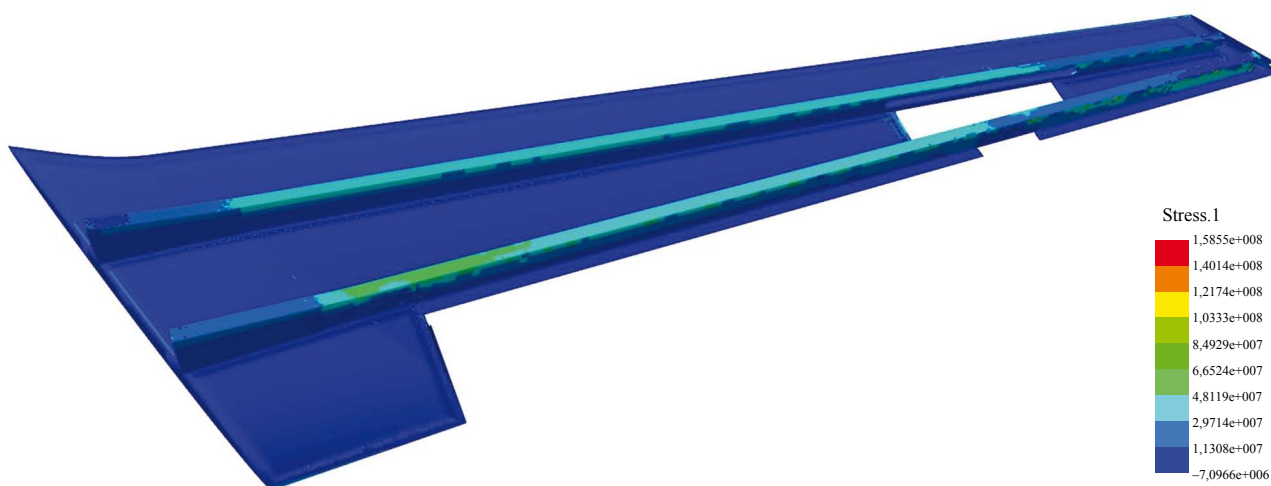


Рис. 8. Распределение напряжений по лонжеронам оперения

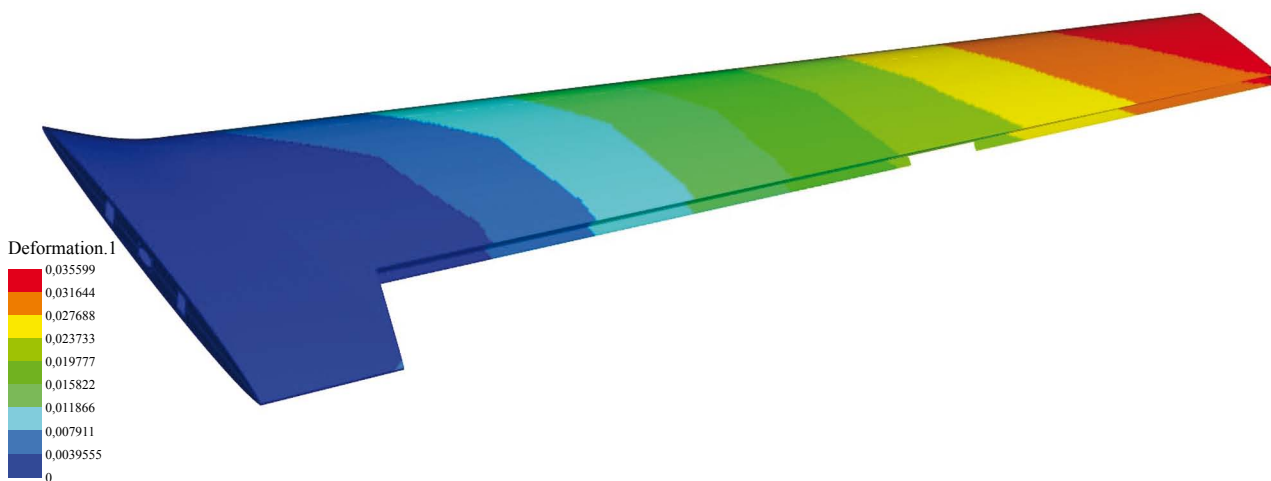


Рис. 9. Деформация конструкции оперения под нагрузкой

В ходе проведенных натурных испытаний по верификации прочностного расчета была воссоздана расчетная схема нагружения. Консоль жестко закреплялась за крепежные штыри с упором в корневую нервюру и нагружалась в пяти точках грузами массами М1–М5, полученными в результате численного моделирования заданного режима полета в *Ansys CFX*

в виде коэффициентов давления C_p для каждого заданного сечения. Величина деформации под нагрузкой измерялась в точке конечного сечения, соответствующей точке наибольшего перемещения, полученного в результате выполнения численного моделирования. Схема нагружения, созданная в ходе натурных испытаний, представлена на рисунке 10.

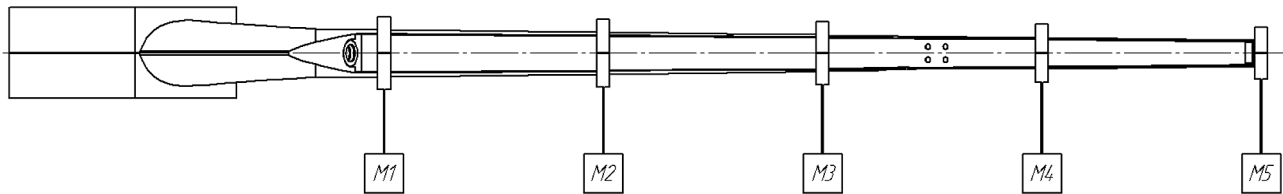


Рис. 10. Схема нагружения

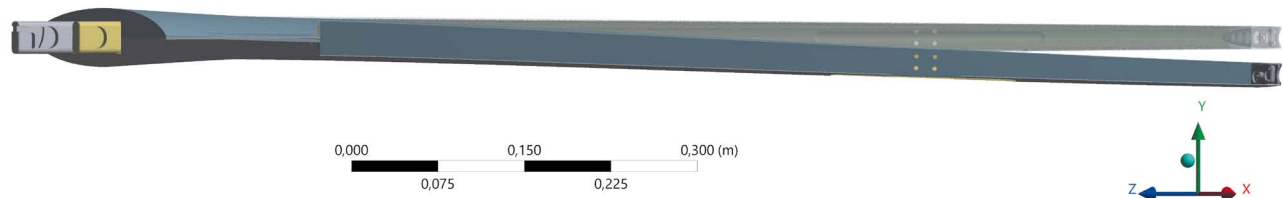


Рис. 11. Общий вид деформированной модели оперения

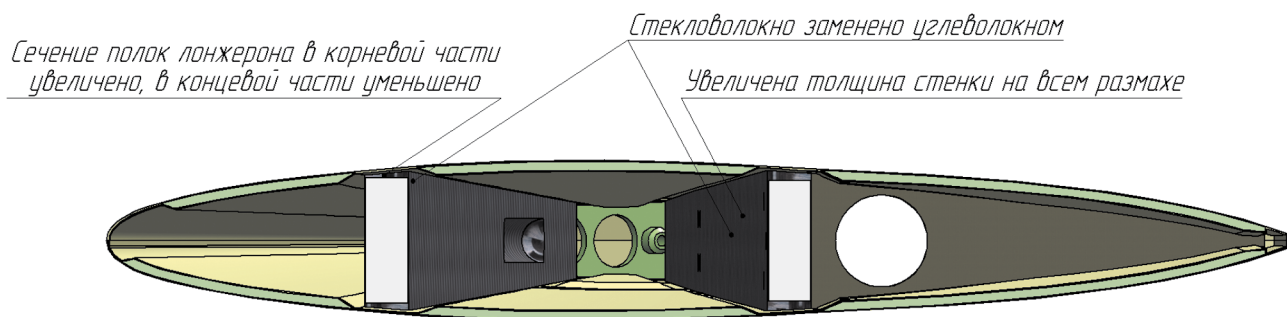


Рис. 12. Схема изменений в конструкции оперения

Общий вид деформированной модели оперения, демонстрирующей характер его изгиба под нагрузкой в сравнении с исходной моделью, представлен на рисунке 11.

В результате эксперимента определено значение деформации, равное 42 мм, что на 17,9 % больше расчетного значения. Причиной столь значительного различия между значениями деформации, полученными численным моделированием и натурным экспериментом, предположительно является недостаточная стабильность механических свойств ПКМ, получаемых в процессе изготовления оперения. В численном расчете использованы значения модулей упругости при растяжении и изгибе, полученные на основе исследований образцов ПКМ в испытательной лаборатории. Однако, как показал проведенный эксперимент, механические свойства ПКМ в деталях, изготавливаемых серийно, могут отличаться от определенных на основе испытательных образцов.

Для решения задачи увеличения жесткости оперения при условии сохранения его массы на прежнем уровне, в процессе проработки конструкции были внесены следующие изменения: уменьшено сечение полок лонжеронов в концевой части, увеличена толщина стенки на всем размахе, наполнитель ПКМ полок и стенок лонжеронов из стекловолокна заменен углеволокном, рисунок 12.

В ходе выполнения повторного численного моделирования получено расчетное значение величины деформации 20,9 мм (рис. 13), что на 40 % меньше первоначального. В рамках поставленной задачи в результате численного моделирования заданного режима полета в *Ansys CFX* данная величина деформации признана допустимой.

Повторный натурный эксперимент по схеме нагружения, аналогичный первоначальному, но с новым оперением, показал, что максимальное значение деформации составило 23 мм, что всего на 9 % больше

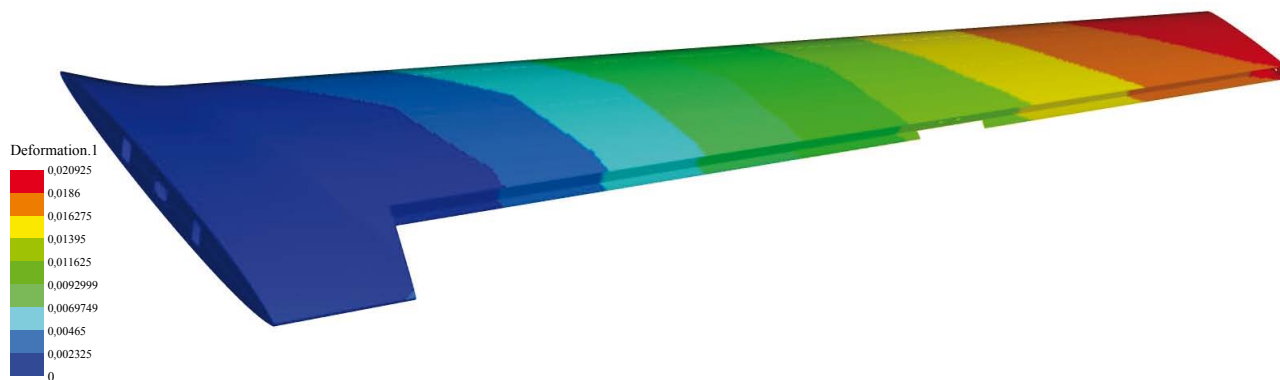


Рис. 13. Деформация конструкции оперения под нагрузкой

расчетного значения. Данную величину отклонения можно объяснить несовершенством схемы нагружения, точностью измерения значений при проведении эксперимента.

Выводы и рекомендации

В результате выполненных расчетов в *Ansys Mechanical* и замены материала при сохранении массы конструкции удалось повысить жесткость оперения, величина деформации под нагрузкой снижена на 45 % по отношению к исходному варианту. Проведенный в ходе испытательных полетов летный эксперимент подтвердил снижение балансировочного угла в канале тангажа с 4 до 2 градусов на крейсерском режиме полета. Летно-технические характеристики БЛА с новым оперением удовлетворяют требованиям по величине расходов рулей высоты на балансировку, что, в свою очередь, позволит достичь заданных значений максимальной скорости и дальности полета.

Сравнение результатов численного моделирования в *Ansys Mechanical* со значениями деформации, полученными экспериментальным путем, показывает, что в ходе анализа учтены не все значимые факторы. Численные значения механических характеристик, рассматриваемых ПКМ для расчетной и физической модели оперения, могут отличаться. Предположительно, это связано со стабильностью получения одинаковых и однородных по свойствам структур в процессе изготовления деталей из ПКМ методом ручной пропитки волокна и безавтоклавного формования в матрице под действием вакуума. Соотношение

матрицы и наполнителя в этом случае может меняться в некоторых пределах в зависимости от равномерности распределения связующего в каждом слое формируемого в процессе изготовления ПКМ пакета.

При выполнении проектировочных расчетов на жесткость конструкции изделий из ПКМ, изготавливаемых вышеуказанным способом, предлагается вводить поправочный коэффициент для величины расчетной деформации на уровне 1,1–1,15 для компенсации неоднородности механических свойств, получаемых слоистых ПКМ на макроуровне.

Список литературы

1. Аронин Г. С. *Практическая аэродинамика*. М.: Воениздат, 1962. 384 с.
2. *Практическая аэродинамика маневренных самолетов* / Под общ. ред. Н. М. Лысенко. М.: Воениздат, 1977. 439 с.
3. Лазорин А. Е. *ТС Замыкание контура проектирования на примере оперения макета БЛА*. ФГУП «ЦНИИХМ», 2019. 16 с.
4. Белостоцкий А. М., Дубинский С. И., Аул А. А. *Верификационный отчет по программному комплексу ANSYS Mechanical*. Том 1. ЗАО НИЦ СтаДиО, 2009. 638 с.
5. Скворцов Ю. В., Глушков С. В. *Использование МКЭ-пакета ANSYS для решения задач механики деформируемого твердого тела*. ФГОУ «СГАУ», 2011. 427 с.
6. Муйземнек А. Ю., Карташова Е. Д. *Механика деформирования и разрушения полимерных слоистых композиционных материалов*. ПГУ, 2017. 44 с.



Об авторах

Лазорин Александр Евгеньевич – ведущий инженер-конструктор конструкторского отдела Специального конструкторского бюро Федерального государственного унитарного предприятия «Центральный научно-исследовательский институт химии и механики им. Д. И. Менделеева», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: разработка конструкции ЛА на основе композиционных материалов, САЕ.

Дегтярев Александр Александрович – канд. физ.-мат. наук, начальник Специального конструкторского бюро – заместитель генерального директора Федерального государственного унитарного предприятия «Центральный научно-исследовательский институт химии и механики им. Д. И. Менделеева», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: динамика сложных технических систем.

Поликарпов Алексей Андреевич – ведущий инженер-конструктор – руководитель проектов отдела главного конструктора Специального конструкторского бюро Федерального государственного унитарного предприятия «Центральный научно-исследовательский институт химии и механики им. Д. И. Менделеева», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: аэродинамика, автоматическое управление полетом, системное проектирование ЛА.

Numerical study of the strength characteristics of the V-shaped tail of an unmanned aerial vehicle based on composite materials

Lazorin A. E., Degtyarev A. A., Polikarpov A. A.

Central Scientific Research Institute of Chemistry and Mechanics named after Mendeleev (TsNIIKhM), Moscow, Russian Federation

In this research, we investigate the strength characteristics of the V-shaped tail of an unmanned aerial vehicle made of polymer composite materials based on an epoxy matrix filled with fiberglass and carbon fibre. The study was carried out by numerical modelling of the stress-strain state of the system in the *Ansys Mechanical* software and the *Composite Prep-Post* module allowing a model of layered structures of polymer composite materials to be set up. The values of stresses and strains under static loading conditions were determined. The numerical calculation was verified by comparing its results with the values obtained during a full-scale experiment. It is shown that the values obtained by numerical calculation differ from those obtained in the full-scale experiment by 10–15 %. An assumption is made that this discrepancy can be associated with macro-structural inhomogeneities of polymer composite materials appearing as a result of using the autoclave-free moulding method, which are not considered by numerical modelling based on idealized micro-models. In order to increase the accuracy of numerical modelling in the first approximation, it is proposed to introduce a correction factor when calculating the amount of deformation in problems on the rigidity of design structures.

Keywords: polymer composite materials, fiberglass, carbon fibre, stress-strain state

Information about the authors

Lazorin Alexander Evgenievich – Leading Design Engineer, Design Department of the Special Design Bureau, Central Scientific Research Institute of Chemistry and Mechanics named after Mendeleev (TsNIIKhM), Moscow, Russian Federation. Research interests: design of aircrafts based on composite materials, CAE.

Degtyarev Alexander Alexandrovich – Cand. Sci. (Phys.-Math.), Head of the Special Design Bureau, Deputy General Director, Central Scientific Research Institute of Chemistry and Mechanics named after Mendeleev (TsNIIKhM), Moscow, Russian Federation.

Research interests: dynamics of complex technical systems.

Polikarpov Alexey Andreevich – Leading Design Engineer, Design Department of the Special Design Bureau, Central Scientific Research Institute of Chemistry and Mechanics named after Mendeleev (TsNIIKhM), Moscow, Russian Federation. Research interests: aerodynamics, automatic flight control, aircraft system design.



<https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-62-68>

УДК 533.6

Численное исследование аэродинамических характеристик летательного аппарата с крыльями малого удлинения при полете с околокритическими числами Маха

И. В. Парамонов, А. А. Дегтярев, А. А. Поликарпов

Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный институт химии и механики», Москва, Российская Федерация

Проведен расчет аэродинамических характеристик летательного аппарата нормальной аэродинамической схемы с «Х»-образным крыльевым модулем и хвостовым оперением, выполненным по схеме «+». Расчеты проведены методом численного моделирования на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса. Получены интегральные аэродинамические коэффициенты в широком диапазоне чисел Маха. Проведено сравнение аэродинамических характеристик летательного аппарата с прямоугольным и трапециевидным крылом. Оценен вклад отдельных консолей крыла в генерирование подъемной силы летательного аппарата. Определение аэродинамических характеристик летательного аппарата в области околокритических чисел Маха необходимо для формирования математической модели системы управления и определения возможных режимов полета.

Ключевые слова: летательный аппарат, численное моделирование, уравнения Навье – Стокса, аэродинамические характеристики, критическое число Маха

Для цитирования: Парамонов И. В., Дегтярев А. А., Поликарпов А. А. Численное исследование аэродинамических характеристик летательного аппарата с крыльями малого удлинения при полете с околокритическими числами Маха // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2020. № 3. С. 62–68. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-62-68>

For citation: Paramonov I. V., Degtyarev A. A., Polikarpov A. A. A quantitative study of the aerodynamic characteristics of a low aspect ratio aircraft when flying at near-critical Mach numbers // Vestnik Koncerna VKO "Almaz – Antey". 2020. No. 3. P. 62–68. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-62-68>

Поступила 22.07.2020 Отрецензирована 18.08.2020 Одобрена 18.08.2020 Опубликована 14.10.2020

Введение

В зависимости от геометрических характеристик элементов летательного аппарата (ЛА) образование локальных сверхзвуковых зон может быть достигнуто при числах Маха невозмущенного потока существенно ниже единицы. Образовавшаяся сверхзвуковая зона у поверхности ЛА замыкается прямым скачком уплотнения, при этом за прямым скачком поток возвращается к дозвуковому режиму течения. Распределение давления по поверхности аппарата изменяется, что приводит к изменению интегральных характеристик аппарата: коэффициентов аэродинамических сил и моментов,

а также эффективности управляющих поверхностей. Как следствие, изменяются летно-технические характеристики аппарата, а также характеристики устойчивости и управляемости. Для отработки систем управления ЛА, оценки характеристик устойчивости и управляемости, проведения мероприятий приведения характеристик к удовлетворительным значениям необходимо определить степень влияния различных факторов на аэродинамические характеристики (АДХ) в области вероятных режимов полета.

Постановка задачи

Для создания поля вариантов аэродинамического облика ЛА и выбора направления дальнейших исследований были проведены

© Парамонов И. В., Дегтярев А. А.,
Поликарпов А. А., 2020



расчеты аэродинамических характеристик квазисимметричной нормальной аэродинамической компоновки с прямоугольным и трапециевидным крылом малого удлинения методом численного моделирования. Крыльевой модуль ЛА выполнен по схеме «Х», хвостовое оперение – по схеме «+». Носовой обтекатель – полусфера, корпус – цилиндр. Относительное удлинение крыла $\lambda = 1,2$, стреловидность по передней кромке трапециевидного крыла $\chi = 35^\circ$. Моделирование проводилось в условиях вязкого сжимаемого газа в диапазоне чисел Маха от 0,1 до 0,7. Диапазон углов атаки и углов скольжения, использовавшийся в расчетах, составлял от 0° до 12° и от 0° до 10° соответственно.

Метод решения

Течение вязкого сжимаемого газа описывается системой уравнений Навье – Стокса (2), дополненных уравнениями неразрывности (1) и энергии (3) [1].

Уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \Delta(\rho \vec{U}) = 0, \quad (1)$$

где ρ – плотность газа; t – время; $\vec{U}$ – вектор скорости набегающего потока; Δ – оператор Лапласа.

Моментные уравнения:

$$\frac{\partial(\rho \vec{U})}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{U} \otimes \vec{U}) = -\nabla p + \nabla \cdot \tau + S_M, \quad (2)$$

где $\tau = \mu \left(\nabla \vec{U} + (\nabla \vec{U})^T - \frac{2}{3} \delta \nabla \cdot \vec{U} \right)$ – тензор напряжений; ∇ – оператор Гамильтона; $\otimes$ – тензорное произведение; $\nabla \phi$ – градиент скалярной функции $\phi(x, y, z)$; $\nabla \cdot \vec{F}$ – дивергенция векторной функции $\vec{F}(x, y, z)$; μ – коэффициент динамической вязкости газа; p – давление газа; δ – символ Кронекера.

Уравнение энергии:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho h_{\text{полн}})}{\partial t} + \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} h_{\text{полн}}) = \\ = \nabla(\lambda \nabla T) + \nabla(\vec{U} \cdot \tau) + \vec{U} \cdot S_M + S_E, \end{aligned} \quad (3)$$

где $h_{\text{полн}} = h + \frac{1}{2} \vec{U}^2$ – полная энтальпия; T – температура; выражение $\vec{U} \cdot S_M$ характеризует работу внешних сил; S_M, S_E – источниковые члены для импульса и энергии соответственно.

Для замыкания системы используется уравнение состояния идеального сжимаемого газа:

$$\rho = \frac{wp}{R_0 T}, \quad (4)$$

где w – молекулярная масса газа; R_0 – универсальная газовая постоянная.

Реальные течения газа, как правило, являются турбулентными и характеризуются пульсациями параметров потока. Для турбулентных потоков применение уравнений Навье – Стокса в обычной постановке становится невозможным. Распространенным способом расчета турбулентных течений является применение уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу (RANS), в которых значения параметров потока представляются в виде суммы осредненной $\bar{F}$ и пульсационной F' компонент:

$$F = \bar{F} + F', \quad (5)$$

где $\bar{F} = \frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} F dt$, а Δt – шаг интегрирования, достаточно большой по сравнению с характерным периодом турбулентных пульсаций, чтобы процедура осреднения не зависела от времени.

Проведение процедуры осреднения приводит к появлению дополнительных неизвестных. Для замыкания системы с учетом новых неизвестных необходимо ввести дополнительные уравнения, которые обычно называют моделью турбулентности. Программный пакет Ansys CFX предоставляет широкий выбор моделей турбулентности.

Модель турбулентности $k - \epsilon$ достаточно хорошо описывает ядро потока, но, как правило, неудовлетворительно предсказывает отрыв потока [2].

Модель турбулентности $k - \omega$ удовлетворительно моделирует пристеночные течения, более точно прогнозируя отрыв потока [3].

В современной практике часто применяется модель Shear Stress Transport (SST) Ментера, сочетающая в себе модели $k - \epsilon$ и $k - \omega$, автоматически переключающаяся между двумя моделями в зависимости от области течения газа [4]. Использование более сложных моделей существенно повышает требования к вычислительным ресурсам, времени получения



результата. Кроме того, выбор в пользу модели SST обусловлен компромиссом между точностью расчета и временем, затрачиваемым на проведение численного эксперимента.

Для решения системы уравнений Навье – Стокса в программном комплексе Ansys CFX реализован метод контрольных объемов (МКО), основанный на интегральной форме законов сохранения. Реализация метода представляет собой разбиение вычислительной области на элементарные объемы. При этом интегральная форма законов сохранения не накладывает жестких ограничений на форму ячеек (объемов), что позволяет проводить вычисления как на структурированных сетках, так и на неструктурированных. Неструктурированная вычислительная сетка требует большего количества ячеек, чем структурированная, но имеет явное преимущество по автоматизированному построению и аппроксимации сложной геометрии.

Для решения задачи применялась тетра-сетка со сгущениями в областях с большими градиентами параметров и призматическим слоем, прилегающим к стенке, внутри которого происходит разрешение пограничного слоя. Общее количество вычислительных ячеек, использованных в расчетах, – не менее 20 млн.

На границах вычислительной области ставилось граничное условие *Opening* с заданием компонент вектора скорости в декартовых координатах. Значения компонент вектора скорости рассчитываются в соответствии с заданными углами атаки и скольжения в связанной системе координат. Данное граничное условие достаточно удобно применять для задач внешней аэродинамики – возможно задавать единое граничное условие как на входе, так и на выходе. При использовании граничного условия *Opening* возмущения, распространяющиеся от исследуемого объекта, не должны достигать границы вычислительной области.

Поверхность ЛА задана граничным условием Wall (стенка). На этой границе выполняются условие непротекания (нормальная составляющая скорости на стенке равна нулю) и условие прилипания – на стенке касательная компонента вектора скорости равна нулю.

Обсуждение результатов

В результате проведения численного моделирования получены размерные значения сил и моментов в связанной системе координат, которые более удобно рассматривать в безразмерном виде в скоростной системе координат. В качестве примера приведем процедуру безразмеривания для продольной силы X и момента тангажа M_z [5]:

$$C_x = \frac{X}{\rho \cdot S}, \quad (6)$$

$$m_z = \frac{M_z}{\rho \cdot S \cdot l}, \quad (7)$$

где $q = \frac{\rho \cdot U_\infty^2}{2}$ – скоростной напор; C_x – коэффициент продольной силы; S – характерная площадь ЛА.

Оставшиеся аэродинамические силы и моменты вычисляются аналогично. В качестве характерного линейного размера используется средняя аэродинамическая хорда для момента тангажа и размах крыла для момента крена.

Переход из связанной системы координат в скоростную выполняется с помощью матриц перехода [5], которые для коэффициента лобового сопротивления (при $\beta = 0$) представляют формулу:

$$C_{x_a} = C_x \cdot \cos \alpha - C_y \cdot \sin \alpha, \quad (8)$$

где C_y – коэффициент нормальной силы.

Коэффициент лобового сопротивления представим в виде суммы:

$$C_{x_a} = C_{x_{a0}} + C_{x_{ai}}, \quad (9)$$

где $C_{x_{a0}} = f(M)$ – коэффициент силы лобового сопротивления при нулевой подъемной силе; $C_{x_{ai}} = f(M, \alpha)$ – индуктивная составляющая силы лобового сопротивления.

Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления при нулевой подъемной силе прямоугольного и трапециевидного крыла от числа Маха M , приведенная к одинаковой площади, представлена на рисунке 1.

Как видно на рисунке 1, коэффициент лобового сопротивления начинает интенсивно возрастать при числах Маха более 0,6. Рост является характерным, свидетельствующим о появлении волнового сопротивления. При анализе области

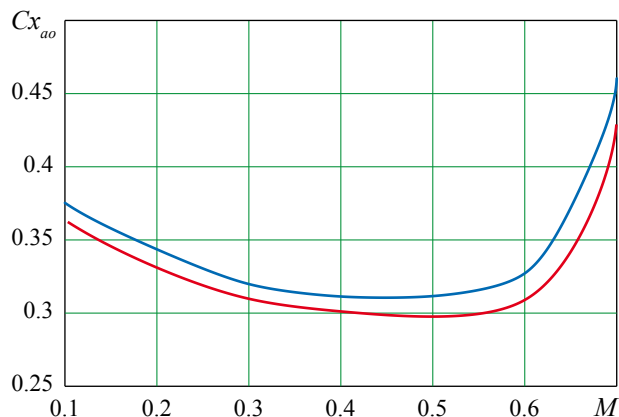


Рис. 1. Зависимость коэффициента лобового сопротивления прямоугольного и трапециевидного крыла

— прямоугольное крыло,
— трапециевидное крыло

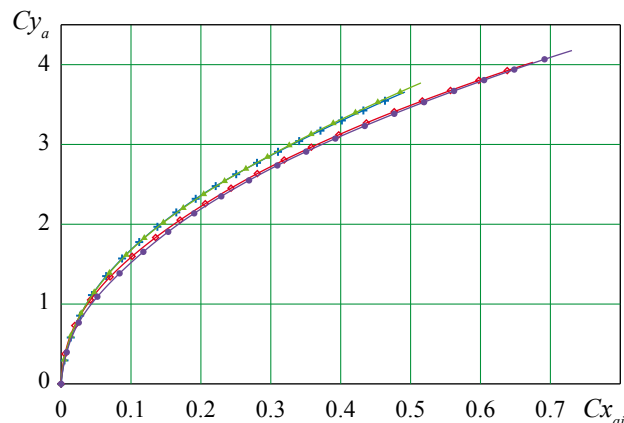


Рис. 2. Сравнение индуктивных поляр прямоугольного и трапециевидного крыла при различных числах Маха

— $M = 0,3$ трапециевидное крыло, — $M = 0,7$ трапециевидное крыло, — $M = 0,3$ прямоугольное крыло, — $M = 0,7$ прямоугольное крыло



Рис. 3. Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки и числа Маха прямоугольного крыла

— $M = 0,3$, — $M = 0,4$, — $M = 0,5$,
— $M = 0,6$, — $M = 0,7$

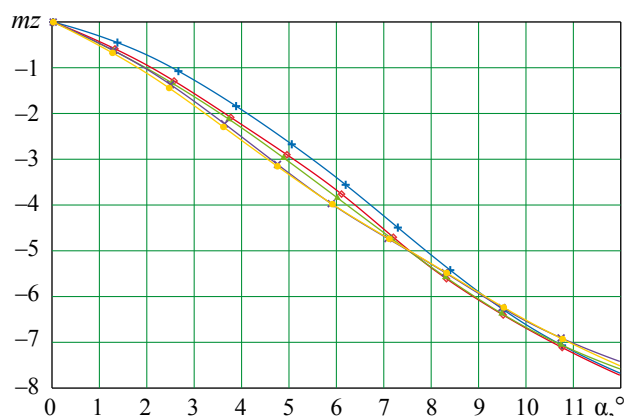


Рис. 4. Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки и числа Маха трапециевидного крыла

— $M = 0,3$, — $M = 0,4$, — $M = 0,5$,
— $M = 0,6$, — $M = 0,7$

течения было выявлено, что первое появление сверхзвуковых зон наблюдается на сопряжении переднего обтекателя, выполненного в форме полусферы, и корпуса. Качественно зависимости коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе рассмотренного прямоугольного и трапециевидного крыла идентичны, незначительно отличаясь количественно.

Сравнение индуктивных аэродинамических поляр при различных числах Маха для прямоугольного и трапециевидного крыла приведено на рисунке 2.

Индуктивные поляры для прямоугольного и трапециевидного крыла совпадают при одинаковых числах Маха (рис. 2), однако прямоугольное крыло имеет больший коэффи-

циент подъемной силы при одинаковом угле атаки, при этом индуктивный коэффициент лобового сопротивления также выше.

Зависимость коэффициента момента тангажа $mz(\alpha, M)$, обусловленного подъемной силой, от угла атаки и числа Маха для прямоугольного и трапециевидного крыла представлена на рисунках 3–5.

Коэффициент момента тангажа (рис. 3, 4) незначительно зависит от числа M полета как для прямоугольного, так и для трапециевидного крыльев. С ростом числа M увеличивается запас статической устойчивости в диапазоне углов атаки от 0° до 10° .

Применение трапециевидного крыла увеличивает продольный запас статической

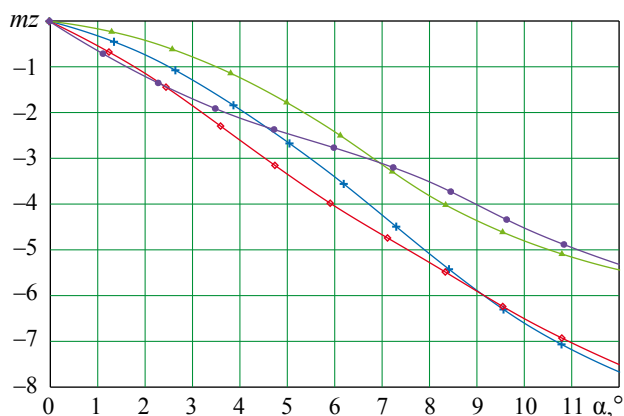


Рис. 5. Сравнение коэффициента момента тангажа прямоугольного и трапециевидного крыла при различных числах Маха

— $M = 0,3$ трапециевидное крыло, — $M = 0,7$ трапециевидное крыло, — $M = 0,3$ прямоугольное крыло, — $M = 0,7$ прямоугольное крыло

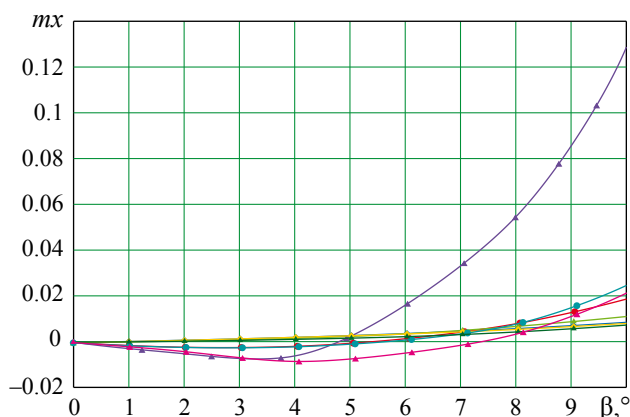


Рис. 6. Зависимости момента крена от угла скольжения, атаки и числа M для прямоугольного и трапециевидного крыла

— $M = 0,3$ $\alpha = 0^\circ$ прямоугольное крыло, — $M = 0,3$ $\alpha = 8^\circ$ прямоугольное крыло, — $M = 0,7$ $\alpha = 0^\circ$ прямоугольное крыло, — $M = 0,7$ $\alpha = 8^\circ$ прямоугольное крыло, — $M = 0,3$ $\alpha = 0^\circ$ трапециевидное крыло, — $M = 0,3$ $\alpha = 8^\circ$ трапециевидное крыло, — $M = 0,7$ $\alpha = 0^\circ$ трапециевидное крыло, — $M = 0,7$ $\alpha = 8^\circ$ трапециевидное крыло

устойчивости (рис. 5). Как для прямоугольного крыла, так и для трапециевидного характеристики момента тангажа имеют квазилинейный характер и слабо зависят от числа Маха полета на рассмотренных режимах.

Компоновка при выбранном положении центра масс является статически устойчивой во всем диапазоне рассмотренных режимов полета как для прямоугольного крыла, так и для трапециевидного.

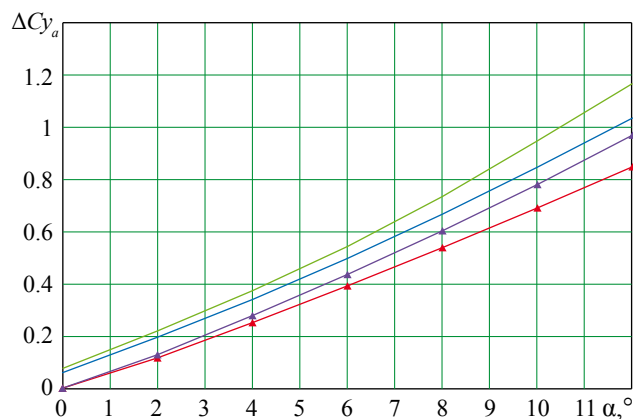


Рис. 7. Зависимость коэффициента подъемной силы одной верхней (нижней) консоли от угла атаки и числа Маха трапециевидного крыла

— $M = 0,3$ верхняя секция консоли, — $M = 0,3$ нижняя секция консоли, — $M = 0,7$ верхняя секция консоли, — $M = 0,7$ нижняя секция консоли

Анализ результатов расчета коэффициента момента крена (рис. 6) показал, что при числе $M = 0,3$ аппарат нейтрален в рассмотренном диапазоне углов атаки и углов скольжения.

Рост угла скольжения приводит к интенсивному изменению коэффициента момента крена компоновки с прямоугольным крылом при угле атаки $\alpha \approx 8^\circ$ и $\beta > 5^\circ$, $M = 0,7$, т.е. производная момента крена по углу скольжения становится больше нуля, что свидетельствует о статической неустойчивости по крену на данном режиме полета. На меньших углах зависимость момента крена имеет небольшой запас статической устойчивости либо нейтрален. Трапециевидное крыло имеет менее выраженное изменение запаса статической устойчивости по крену при больших числах Маха.

Из рисунка 7 следует, что на верхние консоли (трапециевидное крыло) приходится большая нагрузка по сравнению с нижними. Для прямоугольных крыльев картина качественно повторяет результаты расчета ЛА с трапециевидными крыльями.

Заключение

Численные методы решения уравнений Навье – Стокса позволяют провести моделирование течения газа с сохранением натуральных линейных размеров исследуемого объекта, а также максимально точно задать условия



полета – скорость, высоту, что в большинстве случаев невозможно воссоздать в аэродинамической трубе. В условиях численного эксперимента возможно исследовать любую точку внутри вычислительной области – определить состояние газодинамических параметров в данной точке. Получить АДХ не только всей компоновки, но, проведя декомпозицию, оценить вклад отдельных его частей.

Анализ интегральных АДХ показал, что применение трапециевидного крыла позволяет расширить диапазон полетных чисел Маха при больших углах скольжения и углах атаки, сохраняя нейтральность на данных режимах по характеристике момента крена.

Список литературы

1. *Ansys CFX-Solver Theory Guide. Release 2019 R3*. Canonsburg: ANSYS, Inc., 2019. 350 p.
2. Launder B. E., Spalding D. B. The numerical computation of turbulent flows // *Comp. Meth. Appl. Mech. Eng.* 1974. Vol. 3. P. 269–289.
3. Wilcox D. C. Multiscale model for turbulent flows // *AIAA 24th Aerospace Meeting* / American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1986.
4. Menter F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // *AIAA Journal*. 1994. Vol. 32. № 8.
5. Микеладзе В. Г., Титов В. М. *Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет*: Справочник. М.: Машиностроение, 1982. 149 с.

Об авторах

Парамонов Игорь Викторович – старший научный сотрудник отдела систем управления специального конструкторского бюро Федерального государственного унитарного предприятия «Центральный институт химии и механики», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: аэродинамика ЛА, CFD.

Дегтярев Александр Александрович – канд. физ.-мат. наук, начальник специального конструкторского бюро – заместитель генерального директора Федерального государственного унитарного предприятия «Центральный институт химии и механики», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: динамика сложных технических систем.

Поликарпов Алексей Андреевич – ведущий инженер-конструктор – руководитель проектов отдела главного конструктора специального конструкторского бюро Федерального государственного унитарного предприятия «Центральный институт химии и механики», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: аэродинамика, автоматическое управление полетом, системное проектирование летательных аппаратов.



A quantitative study of the aerodynamic characteristics of a low aspect ratio aircraft when flying at near-critical Mach numbers

Paramonov I. V., Degtyarev A. A., Polikarpov A. A.

Central Institute of Chemistry and Mechanics, Moscow, Russian Federation

This paper presents calculations of aerodynamic characteristics for an aircraft of the conventional aerodynamic design, i.e. with a wing module of the X-type and a tail assembly of the cruciform design. The calculations were performed using a numerical simulation method based on Reynolds-averaged Navier – Stokes equations. Integral aerodynamic coefficients were calculated within a wide range of Mach numbers. The obtained aerodynamic characteristics were compared with those of aircrafts with a rectangular wing and a trapezoidal wing. The contribution of outer wings in the generation of ascensional power was assessed. The determination of the aerodynamic characteristics of an aircraft in the range of near-critical Mach numbers is necessary both for mathematical modelling of control systems and for establishing possible flight modes.

Keywords: aircraft, numerical simulation, Navier – Stokes equation, aerodynamic performance, critical Mach number

Information about the authors

Paramonov Igor Viktorovich – Senior Researcher, Control System Department, Special Design Bureau, Central Institute of Chemistry and Mechanics, Moscow, Russian Federation.

Research interests: aircraft aerodynamics, CFD.

Degtyarev Alexander Alexandrovich – Cand. Sci. (Phys.-Math.), Head of the Special Design Bureau, Deputy General Director, Central Institute of Chemistry and Mechanics, Moscow, Russian Federation.

Research interests: dynamics of complex technical systems.

Polikarpov Alexey Andreevich – Leading Design Engineer, Project Manager, Special Design Bureau, Central Institute of Chemistry and Mechanics, Moscow, Russian Federation.

Research interests: aerodynamics, automatic flight control, system design of aircrafts.



<https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-69-76>

УДК 621.45

Верификация расчета нагрева фюзеляжа беспилотного летательного аппарата реактивной струей турбореактивного двигателя

А. А. Дегтярев, А. В. Молчанов

Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный институт химии и механики», Москва, Российская Федерация

В работе представлены результаты исследования нагрева фюзеляжа малогабаритного беспилотного летательного аппарата струей турбореактивного двигателя в условиях плотной компоновки и метода защиты фюзеляжа от нагрева. Исследование проведено методом численного моделирования с использованием программно-вычислительного комплекса *Ansys CFX* для решения задач газовой динамики. Произведена верификация расчета методом сравнения с натурным экспериментом. Показано, что характер распространения реактивной струи и температурное пятно нагрева фюзеляжа с достаточно высокой точностью соответствуют экспериментальным данным в рамках принятых упрощений расчетной геометрической модели и допущений в граничных условиях расчетной математической модели.

Ключевые слова: турбореактивный двигатель, нагрев, защита, аэродинамические характеристики

Для цитирования: Дегтярев А. А., Молчанов А. В. Верификация расчета нагрева фюзеляжа беспилотного летательного аппарата реактивной струей турбореактивного двигателя // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2020. № 3. С. 69–76. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-69-76>

For citation: Degtyarev A. A., Molchanov A. V. Verification of calculations for heating the fuselage of an unmanned aerial vehicle with a jet stream of a turbojet engine // Vestnik Koncerna VKO "Almaz – Antey". 2020. No. 3. P. 69–76. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-69-76>

Поступила 22.07.2020 Отрецензирована 01.09.2020 Одобрена 21.09.2020 Опубликована 14.10.2020

Введение

Современные тенденции в области внедрения и развития методов численного решения задач газовой динамики программными пакетами существенно сокращают время проектирования летательных аппаратов от технического задания (ТЗ) до конечного изделия, в том числе позволяя сократить количество натурных испытаний по подтверждению аэродинамических характеристик (АДХ).

В работе на примере малогабаритного беспилотного летательного аппарата (БЛА) проведен комплекс расчетов, направленных на оценку сходимости численного моделирования с натурным экспериментом. Целью работы является построение итерационного процесса изменения геометрических параметров эле-

ментов БЛА при численном моделировании для снижения числа натурных экспериментов. Основная задача заключается в оценке воздействия реактивной струи турбореактивного двигателя (ТРД) на поверхность БЛА в условиях плотной компоновки и поиске способа защиты от этого воздействия при минимизации снижения АДХ БЛА.

Изложение задачи

Необходимо качественно оценить область распространения температурного пятна и получить численные значения температуры нагрева фюзеляжа БЛА. Построение расчетного метода базируется на возможности воспроизведения внешних условий при проведении натурного эксперимента, таких как температура и малая скорость набегающего потока, то есть при статичном положении БЛА. Таким

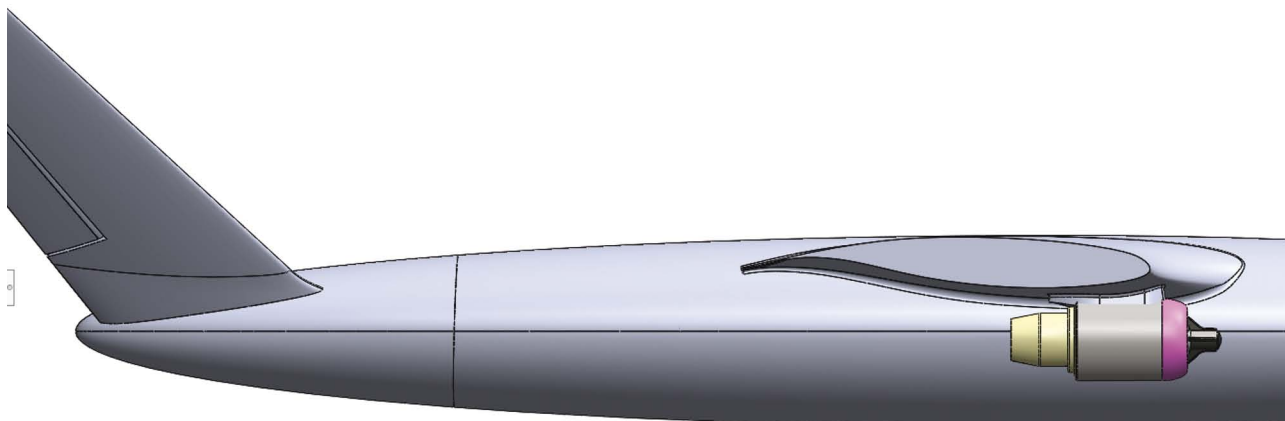


Рис. 1. Общий вид исследуемой области БЛА

образом, верификация результатов расчета позволит использовать полученный расчетный метод для оценки влияния реактивной струи на обшивку БЛА для различных скоростей набегающего потока. Кроме того, полученный метод расчета позволит найти техническое решение по снижению температуры нагрева фюзеляжа для предупреждения потери его прочностных свойств и разрушения.

Объектом испытания является макет фюзеляжа малогабаритного БЛА, в точности повторяющий исследуемый теоретический контур, а также ТРД «JetCat P220-RXi» с заведомо известными характеристиками [5]. Общий вид исследуемого объекта представлен на рисунке 1.

Постановка задачи моделирования

Определение аэродинамических сил и моментов, основанных на обтекании твердого тела рабочим телом (газом), возможно методами натурных экспериментов в аэродинамических трубах и численными методами. Течение вязкого сжимаемого газа описывается системой уравнений Навье – Стокса (2), дополненных уравнениями неразрывности (1) и энергии (3) [1].

Уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \Delta(\rho \vec{U}) = 0. \quad (1)$$

Моментные уравнения:

$$\frac{\partial(\rho \vec{U})}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{U} \otimes \vec{U}) = -\nabla p + \nabla \cdot \tau + S_M, \quad (2)$$

где $\tau = \mu \left(\nabla \vec{U} + (\nabla \vec{U})^T - \frac{2}{3} \delta \nabla \cdot \vec{U} \right)$ – тензор напряжений; δ – символ Кронекера.

Уравнение энергии:

$$\frac{\partial(\rho h_{\text{полн}})}{\partial t} + \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} h_{\text{полн}}) = \nabla(\lambda \nabla T) + \nabla(\vec{U} \cdot \tau) + \vec{U} \cdot S_M + S_E, \quad (3)$$

где $h_{\text{полн}} = h + \frac{1}{2} \vec{U}^2$ – полная энтальпия; выражение $\vec{U} \cdot S_M$ характеризует работу внешних сил; S_M, S_E – источниковые члены для импульса и энергии соответственно.

Для замыкания системы используется уравнение состояния идеального сжимаемого газа:

$$\rho = \frac{w p_{\text{полн}}}{R_0 T}, \quad (4)$$

где: Δ – оператор Лапласа; ∇ – оператор Гамильтона; $\otimes$ – тензорное произведение; w – молекулярная масса газа; p – давление газа; ρ – плотность газа; μ – коэффициент динамической вязкости газа; λ – коэффициент теплопроводности газа; h – энтальпия; $\vec{U}$ – вектор скорости набегающего потока; t – время; R_0 – универсальная газовая постоянная.

Аэродинамические силы и моменты, действующие на летательный аппарат самолетного типа, можно представить в виде [3]:

$$F_x = C_x q S, F_y = C_y q S, F_z = C_z q S, \quad (5)$$

$$M_x = m_x q S l, M_y = m_y q S l, M_z = m_z q S l, \quad (6)$$

где: $F_{x,y,z}$ – проекции сил на оси связанной системы координат, действующих на БЛА; $M_{x,y,z}$ – проекции моментов сил на оси связанной системы координат, действующих на БЛА; $C_{x,y,z}$ – аэродинамические коэффициенты сил; $m_{x,y,z}$ – аэродинамические коэффициенты



моментов; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор; V – скорость набегающего потока; S – площадь крыла; l – размах крыла; b_A – средняя аэродинамическая хорда крыла.

Большинство численных методов для решения задач газовой динамики построено на методе конечных объемов, заключающемся в разбиении расчетной области на конечное число подобластей (ячеек) и решении дифференциальных уравнений в каждом из этих элементарных объемов с учетом граничных условий.

При проектировании БЛА в вопросах получения АДХ в работе используется программно-вычислительный комплекс *Ansys CFX* [4], позволяющий моделировать различные гидродинамические и аэродинамические задачи с широким выбором моделей турбулентности.

Турбулентность принимается по модели Менстера (*Shear Stress Transport – SST*), которая является комбинацией k - ω и k - ϵ моделей, автоматически переключающаяся между ними, в зависимости от области течения газа [2] (где k – кинетическая энергия турбулентности, ϵ – скорость диссипации, ω – завихренность). Выбор в пользу модели *SST* обусловлен компромиссом между точностью расчета и време-

нем, затрачиваемым на проведение численного моделирования.

Применение более точной модели турбулентности, например модели крупных вихрей (*LES* методы) или метода отсоединенных вихрей (*DES*), затруднено ограничениями по размерности расчетной сетки и нецелесообразно для данного исследования в силу требований большей вычислительной мощности и затрат машинного времени при итеративном изменении геометрии БЛА.

Для уменьшения расчетной сетки и сокращения машинного времени расчета модель отсекается в плоскости симметрии с добавлением соответствующего граничного условия в расчетной модели. Размерность расчетной сетки 7,6 млн ячеек с 10 призматическими слоями и значением параметра $Y^+ < 2$ (рис. 2).

При создании математической модели применяется опыт расчета АДХ БЛА по изменению скорости набегающего потока (V , м/с), угла атаки (α , °), угла скольжения (β , °). В качестве рабочей среды был выбран воздух с температурой 25 °С, плотностью $\rho = 1,18$ кг/м³, скорость набегающего потока варьируется от нулевой до максимальной полетной. В качестве рабочего тела на выходе из сопла ТРД применяется газовая смесь азота и углекислого

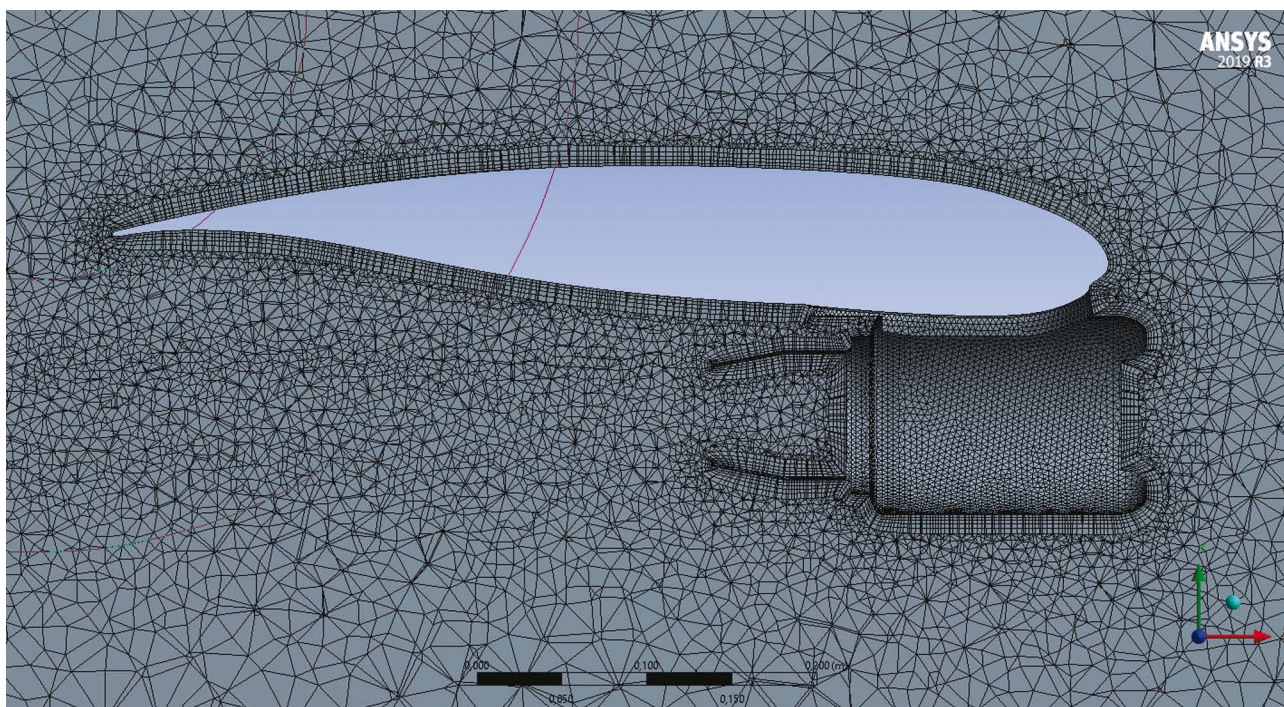


Рис. 2. Расчетная сетка с призматическими слоями в районе ТРД

газа (70% N_2 , 30% CO_2) с допущением полного сгорания топлива. Граничными условиями для ТРД принимаются известные данные [5] массового расхода (0,45 кг/с), скорости газа на выходе из сопла (1760 км/ч, справочное значение для расчета) и температура газа на выходе из сопла (750 °С). Передача тепла от газовой струи к поверхности фюзеляжа осуществляется моделью конвекции без поглощения тепла поверхностью.

Результаты расчетов

В результате получена картина распределения теплового следа от реактивной струи ТРД

по поверхности фюзеляжа БЛА. Максимальная расчетная температура на поверхности БЛА составила 157 °С (430 К), картина распределения показана на рисунке 3.

При этом с увеличением скорости набегающего потока происходит притяжение реактивной струи к поверхности фюзеляжа, что приводит к повышению его температуры, изменение которой показано на рисунке 4.

Для защиты поверхности фюзеляжа от теплового воздействия реактивной струи ТРД был разработан тепловой экран (рис. 5), размеры и положение которого определялись итерационно.

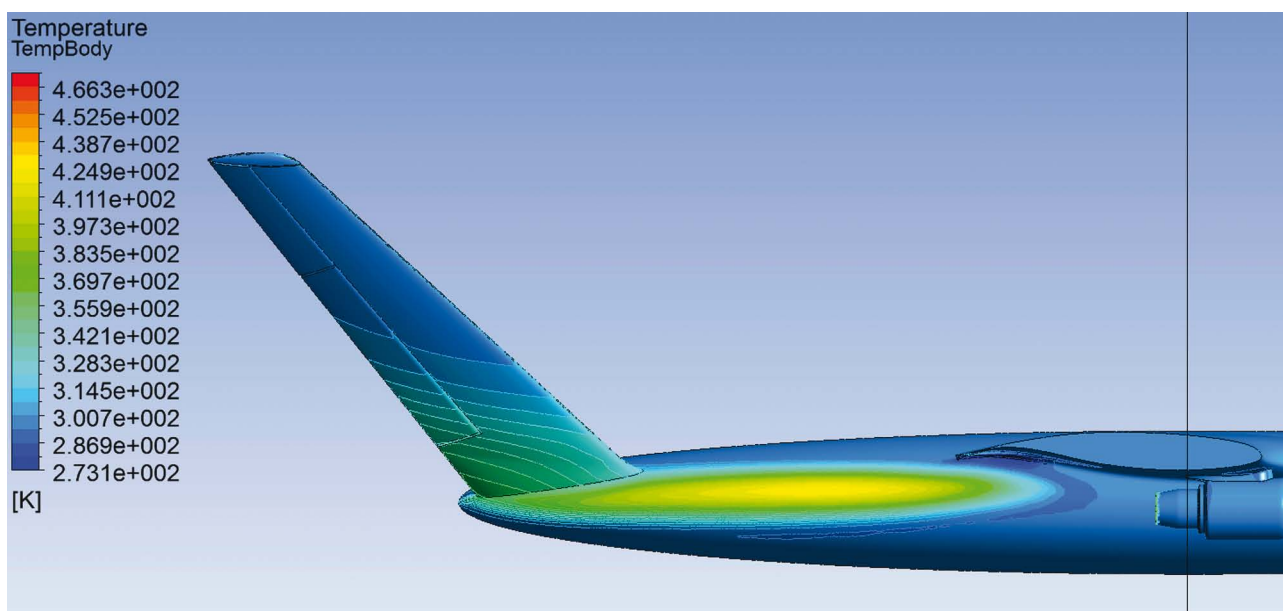


Рис. 3. Распределение температуры по поверхности фюзеляжа

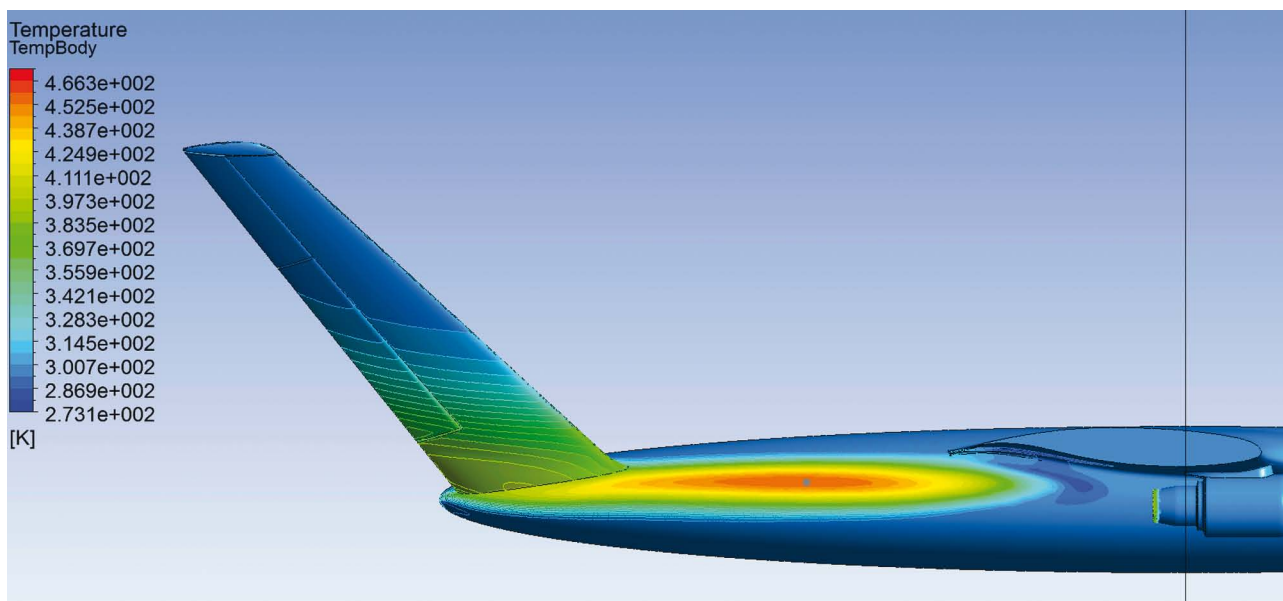


Рис. 4. Распределение температуры по поверхности фюзеляжа

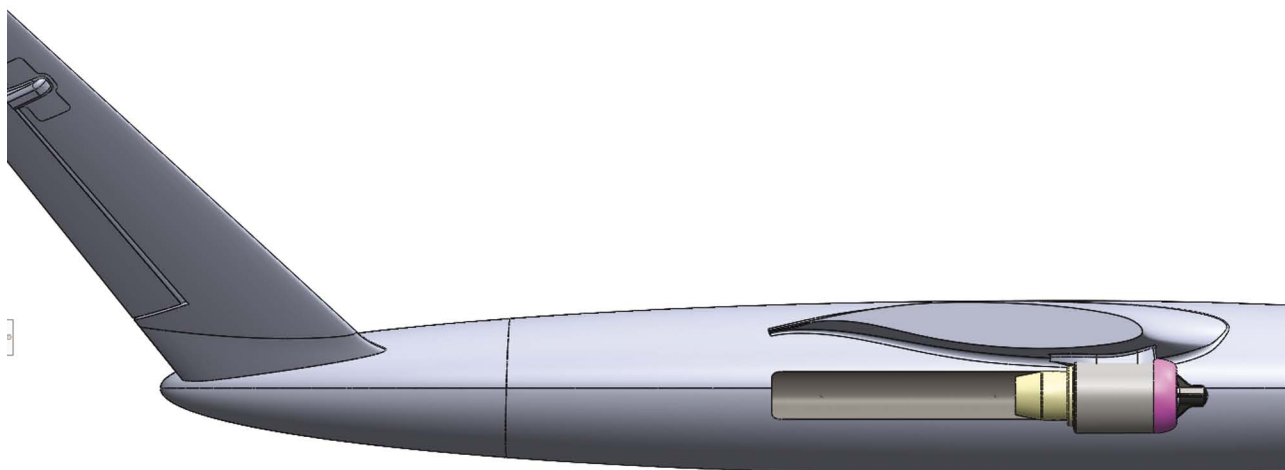


Рис. 5. Общий вид исследуемой области БЛА с тепловым экраном

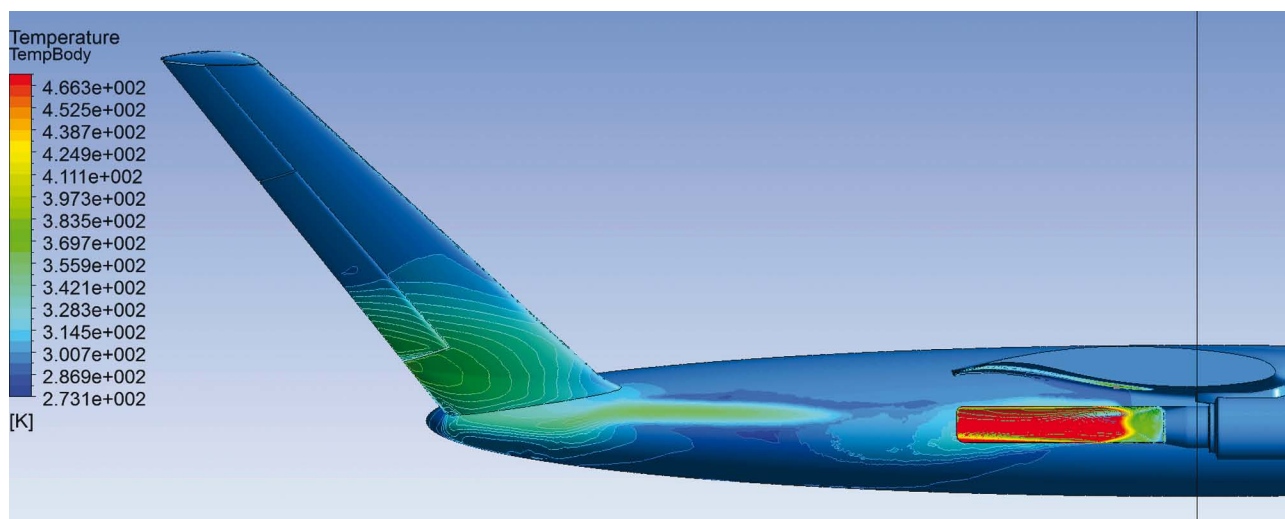


Рис. 6. Распределение температуры по поверхности фюзеляжа при скорости набегающего потока $V = 1$ м/с

В результате проработки теплового экрана было получено существенное снижение температуры нагрева как при околонулевой скорости набегающего потока, так и при ее увеличении. Максимальная температура составила $63\text{ }^{\circ}\text{C}$ (336 K). Результат расчета показан на рисунках 6 и 7.

При этом тепловой экран на исследуемом БЛА не влияет на коэффициент подъемной силы C_{ya} во всем диапазоне эксплуатационных углов атаки, незначительно изменяет устойчивость в продольном канале (рис. 8, 9) и снижает расчетную максимальную скорость не более чем на 5 км/ч .

Результаты экспериментов

Натурный эксперимент, направленный на подтверждение результатов, полученных в ходе

расчета нагрева фюзеляжа в условиях околонулевой скорости набегающего потока без применения защитного теплового экрана, показал близкие к расчетным численные значения нагрева, а также сам характер изменения температуры фюзеляжа по его площади. Результат эксперимента показан на рисунке 10.

По техническим условиям потеря прочностных свойств данного композиционного материала начинается от $80\text{ }^{\circ}\text{C}$, а его разрушение – от $120\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Максимальная температура, зафиксированная в эксперименте, составила $121\text{ }^{\circ}\text{C}$ и сопровождается разрушением (плавлением) связующего в составе композиционного материала, которое зафиксировано на рисунке 11.

С учетом низкой температуры окружающей среды, которая составляла минус $6\text{ }^{\circ}\text{C}$,

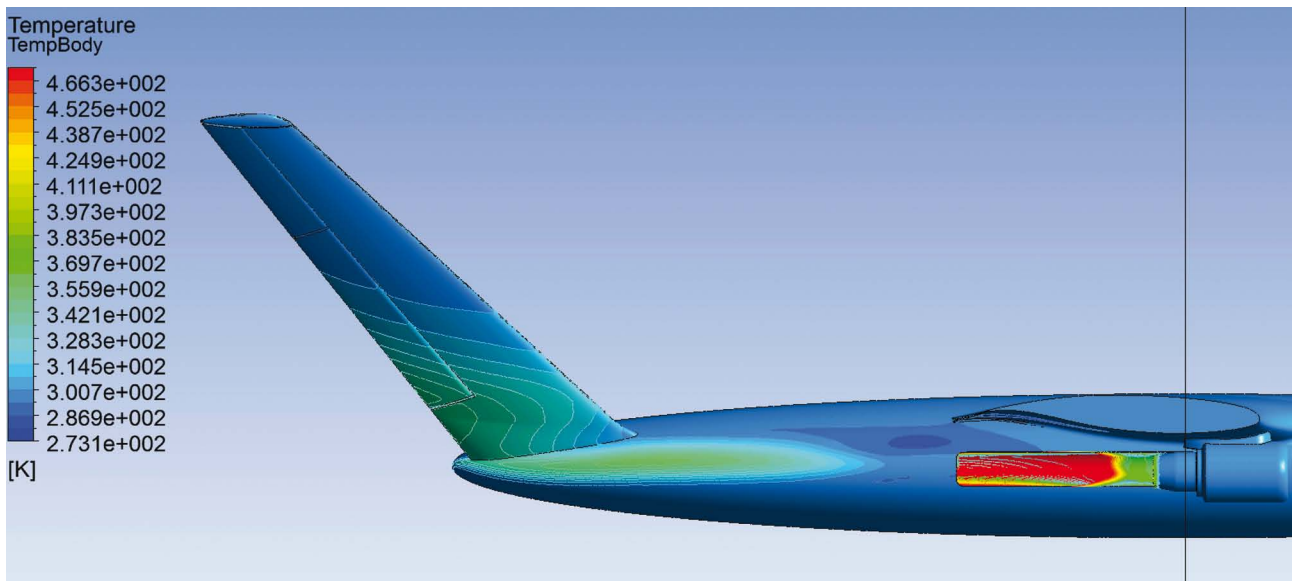


Рис. 7. Распределение температуры по поверхности фюзеляжа при скорости набегающего потока $V = 70$ м/с

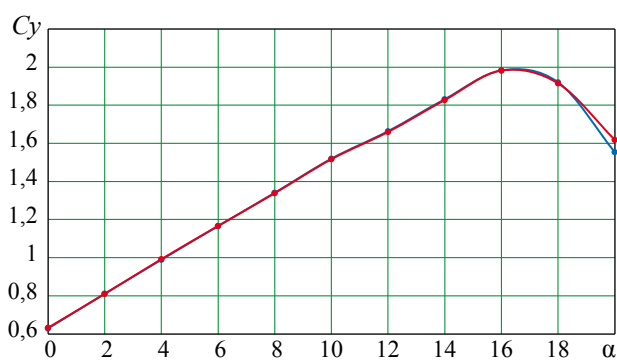


Рис. 8. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки

— без теплового экрана, — с тепловым экраном

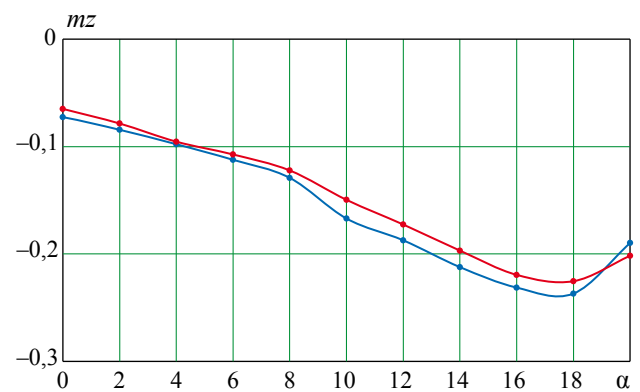


Рис. 9. Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки

— без теплового экрана, — с тепловым экраном

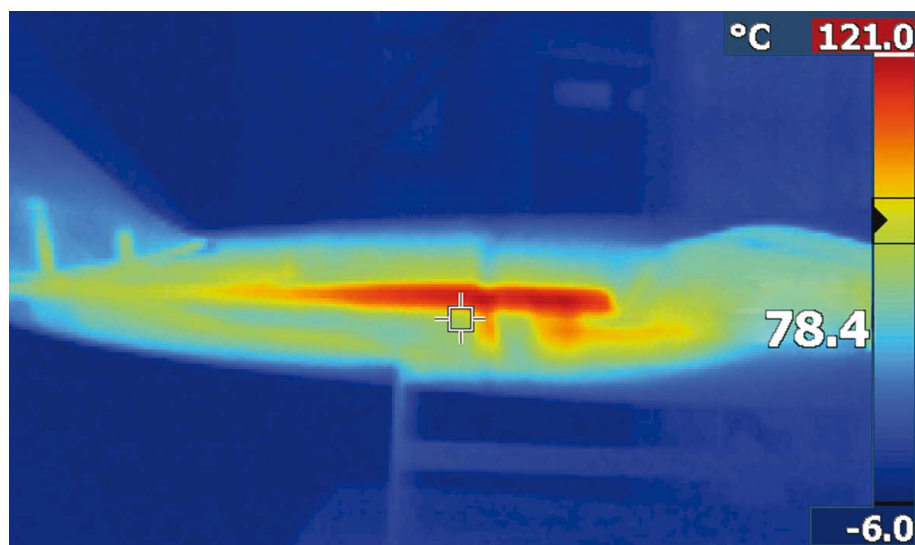


Рис. 10. Распределение температуры по поверхности фюзеляжа в эксперименте



Рис. 11. «Кипение» связующего композиционного материала и вздутие лакокрасочного покрытия

по сравнению с расчетной $25\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($\Delta = 31\text{ }^{\circ}\text{C}$), полученная температура $121\text{ }^{\circ}\text{C}$ может быть приведена к расчетной и составлять $152\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Результаты

В результате выполненных расчетов в *Ansys CFX* удалось получить рабочую расчетную модель распространения турбореактивной струи ТРД в условиях его плотной компоновки с фюзеляжем, а также выполнить на ее основе несколько вариантов защиты от нагрева, один из которых был предложен.

Вместе с тем удалось минимизировать прирост силы лобового сопротивления и изменение продольной устойчивости БЛА вследствие установки теплового экрана. Размеры и положение последнего подбирались итерационно, пока не была достигнута приемлемая температура нагрева фюзеляжа и одновременно минимальное влияние на АДХ БЛА.

При создании расчетной модели не учитывались параметры шероховатости и микронеровностей поверхности фюзеляжа, получаемые естественным путем в условиях производства, однако, несмотря на эти допущения, результаты расчета дали высокую сходимость с экспериментом, что позволяет использовать ее при проектировании, в том числе компоновке летательного аппарата.

Заключение

В результате выполненных расчетов и полученных экспериментальных данных подтвер-

ждается целесообразность реализованного метода расчета для исследования влияния турбореактивной струи на поверхность БЛА при различных скоростях и высотах полета с достаточно высокой степенью сходимости. Расхождение в определении температуры расчетным и экспериментальными методами составило $5\text{ }^{\circ}\text{C}$, что менее 5% .

Такой подход позволяет значительно сократить время проектирования конечного изделия, минуя промежуточные этапы получения результатов в экспериментах, и минимизировать потери материальных ценностей в результате неудачных экспериментов.

Список литературы

1. *Ansys CFX-Solver Theory Guide. Release 2019 R3*. Canonsburg: ANSYS, Inc., 2019. 350 p.
2. Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // *AIAA Journal*. 1994. Vol. 32. № 8.
3. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. *Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения*. М.: Машиностроение, 1979. 352 с.
4. Пугачев П.В., Свобода Д.Г., Жарковский А.А. *Расчет вязкого течения в лопастных гидромашинах с использованием пакета Ansys CFX*. СПб: Изд-во Политехн. ун-та, 2016. 120 с.
5. Каталог «JetCat». 2019. URL: <https://www.jetcat.de/jetcat/Kataloge/190905%20JetCat%20ENGINES%202019.pdf> (дата обращения: 27.05.2020).



Об авторах

Дегтярев Александр Александрович – канд. физ.-мат. наук, начальник специального конструкторского бюро, заместитель генерального директора Федерального государственного унитарного предприятия «Центральный институт химии и механики», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: динамика сложных технических систем.

Молчанов Андрей Викторович — научный сотрудник отдела систем управления специального конструкторского бюро Федерального государственного унитарного предприятия «Центральный институт химии и механики», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: аэродинамика, механика жидкостей и газов, системы автоматического управления, конструкции летательных аппаратов.

Verification of calculations for heating the fuselage of an unmanned aerial vehicle with a jet stream of a turbojet engine

Degtyarev A. A., Molchanov A. V.

Central Scientific Research Institute of Chemistry and Mechanics, Moscow, Russian Federation

The paper presents the results of heating the fuselage of a small-sized unmanned aerial vehicle by a jet of a turbojet engine in a dense layout. A method for protecting the fuselage from heating is developed. Numerical simulations were conducted using the *Ansys CFX* software employed for solving gas dynamics problems. A comparison of the conducted calculations with those obtained in a field experiment was carried out. It was found that the propagation of a jet stream and the temperature spot of fuselage heating correspond to the experimental data with a sufficiently high accuracy under the accepted simplifications of the computational geometric model and the accepted boundary conditions of the computational mathematical model.

Keywords: turbojet engine, heating, protection, aerodynamic characteristics

Information about the authors

Degtyarev Alexander Alexandrovich – Cand. Sci. (Phys.-Math.), Head of the Special Design Bureau, Deputy General Director, Central Scientific Research Institute of Chemistry and Mechanics, Moscow, Russian Federation.

Research interests: dynamics of complex technical systems.

Molchanov Andrey Viktorovich – Researcher, Department of Control Systems, Special Design Bureau, Central Scientific Research Institute of Chemistry and Mechanics, Moscow, Russian Federation.

Research interests: aerodynamics, mechanics of liquids and gases, automatic control systems, aircraft design.



<https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-77-85>

УДК 621.828

К вопросу оптимизации выбора стендового оборудования, используемого для уравнивания летательных аппаратов

Н. А. Абышев, А. В. Ключников

Федеральное государственное унитарное предприятие «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики им. академика Е. И. Забахина», Снежинск, Челябинская область, Российская Федерация

Проанализированы аспекты, касающиеся оптимизации выбора контрольно-измерительных стендов, предназначенных для определения массо-центровочных и инерционных характеристик и балансировки летательных аппаратов на заключительном этапе их общей сборки. Рассмотрены особенности конструкции стендов, реализующих методы унифицированного и астатического маятников, обеспечивающие определение координат центра масс и моментов инерции при однократной установке аппарата на измерительное устройство, и метод динамической балансировки, обеспечивающий прецизионное определение параметров массо-инерционной асимметрии аппаратов. Приведены характеристики точности стендов.

Ключевые слова: центр масс, момент инерции, ось инерции, массо-инерционная асимметрия, контрольно-измерительный стенд, метод измерений, погрешности измерений, продолжительность эксперимента

Для цитирования: Абышев Н. А., Ключников А. В. К вопросу оптимизации выбора стендового оборудования, используемого для уравнивания летательных аппаратов // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2020. № 3. С. 77–85. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-77-85>

For citation: Aбышев N. A., Klyuchnikov A. V. Optimizing the selection of test-bench equipment for aircraft balancing // Vestnik Koncerna VKO "Almaz – Antey". 2020. No. 3. P. 77–85. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-77-85>

Поступила 13.07.2020 Отрецензирована 30.07.2020 Одобрена 13.08.2020 Опубликована 14.10.2020

Разработка и эксплуатация современных беспилотных летательных аппаратов (ЛА) требует точного знания их массо-центровочных и инерционных характеристик (МЦИХ) – массы, положения центра масс, моментов инерции. Учитывая невысокую точность теоретического расчета (10–20 %), который, как правило, проводится на этапе проектирования, а также неизбежные погрешности в величинах масс и пространственном расположении компонентов внутри корпуса ЛА полезных грузов, датчиковой и вычислительной аппаратуры, наиболее достоверным способом получения сведений о МЦИХ, характеризующих статическую и моментную неуравновешенность,

является их экспериментальное или расчетно-экспериментальное определение на заключительном этапе общей сборки аппарата, выполняемое с использованием стендового оборудования. К аппаратам, стабилизируемым вращением вокруг оси симметрии корпуса, предъявляются требования по совмещению главных осей инерции с геометрическими осями. Балансировку с целью устранения поперечного смещения центра масс с геометрической осью и перекоса продольной главной центральной осью инерции (ГЦОИ) относительно геометрической оси, неизбежно возникающих в процессе сборки и изготовления ЛА, выполняют путем корректировки массы аппарата с помощью балансировочных грузов, прикрепляемых к плоскости коррекции. На указанные



параметры массо-инерционной асимметрии устанавливаются допуски, значения которых определяются при проектировании ЛА.

Зачастую массу ЛА определяют путем стандартного взвешивания на весах с точностью до 0,01–0,03 % от массы аппарата. Остальные МЦИХ и требования к ним достаточно специфичны, аналогов в других отраслях промышленности не имеют, и их определение обеспечивается специализированными контрольно-измерительными стендами (обычно применяется от 2 до 3 стендов на аппарат или группу аппаратов). Для определения координат центра масс, как правило, применяют стенды, реализующие весовые методы, а для определения моментов инерции – стенды, работающие по принципу опрокинутого унифиляра или физического маятника [1–3]. Стенды обоих указанных типов обычно характеризуются высокой трудоемкостью и низкой производительностью, а также требуют больших трудовых и материальных затрат на проведение периодических проверок и техническое обслуживание. Кроме того, невысокая инструментальная точность стендов обоих типов требует выполнения многократных измерений искомых параметров (с последующим усреднением результатов измерений) в процессе балансировки, что дополнительно удлиняет время проведения балансировочного эксперимента, снижает точность измерений. Также при статической балансировке опасение, что эффект от установки корректирующей массы в плоскости коррекции, которая не проходит через центр масс изделия, приведет к увеличению его моментной неуравновешенности, зачастую заставляет балансировщиков принимать половинчатые решения, увеличивая при этом количество шагов балансировки, что, в свою очередь, приводит к кратному увеличению объемов выполняемых измерений. В результате последовательное уравнивание лишь одного аппарата на стендах нередко может продолжаться до 10 рабочих смен и более. При этом достаточно сложной инженерной задачей является необходимость поддержания неизменных условий окружающей среды в течение всего времени проведения балансировочного эксперимен-

та. Дополнительные методические погрешности вносит вынужденная многократная переустановка объекта контроля с одного стенда на другой. Указанные обстоятельства делают актуальной задачу создания стендового оборудования, обеспечивающего сокращение времени и повышение точности определения МЦИХ и уравнивания ЛА.

Использование универсальных контрольно-измерительных стендов, обеспечивающих возможность определять весь комплекс МЦИХ с одной установки контролируемого аппарата на измерительное устройство, позволяет исключить появление методических погрешностей, связанных с многократными переустановками аппарата на различных стендах в процессе выполнения измерений, и сократить продолжительность балансировочного эксперимента [2]. При необходимости существенного повышения точности определения отдельных МЦИХ, например параметров массо-инерционной асимметрии, номинальные значения которых близки к нулю, и, соответственно, повышения точности балансировки, в последнее время намечается тенденция к использованию динамических балансировочных стендов. Балансировочные стенды позволяют измерить параметры массо-инерционной асимметрии непосредственно относительно геометрической оси ЛА, если с высокой точностью совместить эту ось с осью вращения, имеющейся на балансировочном стенде. Также весьма привлекательным применением балансировочных стендов для целей прецизионной балансировки ЛА делает их высокая производительность (время одного пуска обычно не превышает нескольких минут, а всего измерительного цикла – полутора-двух часов) и возможность определять и корректировать сразу оба контролируемых параметра массо-инерционной асимметрии, сокращая время балансировки.

В качестве примера универсального стенда рассмотрим стенд, спроектированный и изготовленный для определения всего комплекса МЦИХ ЛА конической формы с одной установки аппарата на измерительном столе и реализующий метод опрокинутого унифилярного подвеса [4]. Схема стенда показана на рисунке 1.

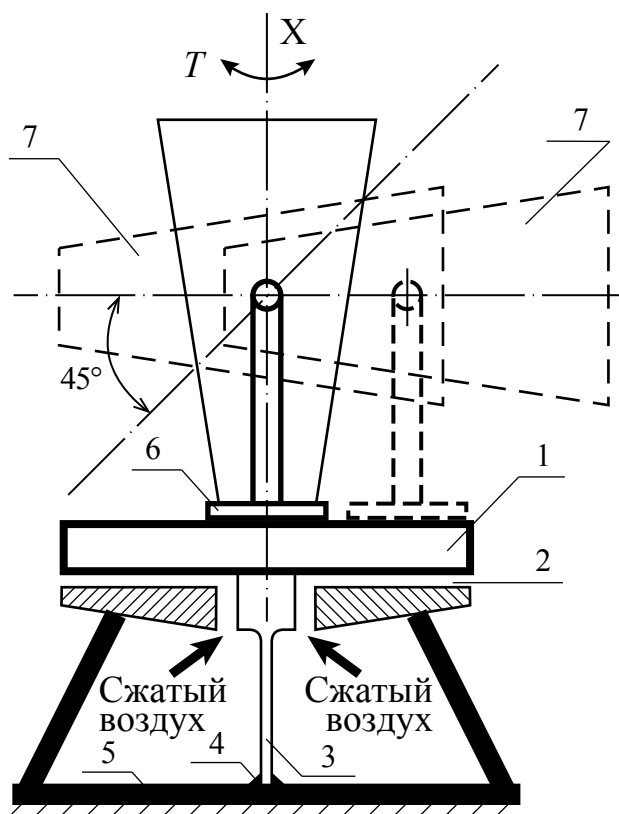


Рис. 1. Схема унифицированного стенда с возможностью горизонтального смещения объекта контроля: 1 – стол; 2 – газовые подшипники; 3 – торсион; 4 – мембрана; 5 – корпус; 6 – каретка; 7 – позиционер

Измерительный стол 1 располагается горизонтально, опирается на газостатические подшипники 2 и жестко соединен с одним концом торсиона 3, другой конец которого закреплен в центре мембраны 4, установленной в основании корпуса 5 стенда. Контролируемый ЛА (на рисунке 1 не показан) устанавливают и фиксируют внутри позиционера 7, закрепленного на каретке 6, имеющей возможность фиксированного смещения в горизонтальной плоскости. Позиционер обеспечивает перевод объекта контроля в заданные пространственно-угловые положения. Каретка, размещенная на измерительном столе, имеет возможность перемещаться в известные фиксированные положения на измерительном столе. В качестве рабочего тела используется сжатый воздух, поступающий в газостатические подшипники из заводской пневмосети низкого давления (до 0,6 МПа).

Искомые значения МЦИХ ЛА определяют по результатам измерений периодов T

малых крутильных колебаний, совершаемых установленным на измерительном столе аппаратом вокруг вертикальной оси, образованной упругим торсионом, в шести пространственно-угловых положениях: при вертикальном, горизонтальном и расположенном под углом 45 градусов к горизонту положении геометрической оси ЛА. А также измерения выполняют при расположенной горизонтально геометрической оси, но со смещением аппарата в горизонтальном направлении на заданное расстояние относительно оси крутильных колебаний. Расчет величины поперечного смещения центра масс и угла отклонения продольной ГЦОИ относительно геометрической оси аппарата проводят по специальным методикам с использованием измеренных значений массы, координат центра масс и моментов инерции.

Однако на практике невысокая инструментальная точность унифицированного стенда, наличие нестационарных элементов (таких как каретка, позиционер) в конструкции технологической оснастки, требует для повышения точности определения МЦИХ выполнения многократных измерений с последующим усреднением результатов. Это в значительной степени снижает преимущества метода, достигаемые за счет большей производительности стенда, по сравнению с последовательной методикой измерений МЦИХ, реализуемой на отдельных центровочном стенде и стенде определения моментов инерции. Например, достигнутая точность определения поперечных координат центра масс и угла перекоса продольной ГЦОИ относительно геометрической оси ЛА составила соответственно 0,05 мм и 3 угловые минуты [4]. Это сопоставимо с результатами определения тех же параметров массо-инерционной асимметрии при последовательном использовании отдельных центровочного стенда и стенда определения моментов инерции. Тем не менее использование стенда позволило до 3–4 рабочих смен сократить продолжительность балансировочного эксперимента за счет исключения операций по переустановке ЛА. В то же время необходимость перевода контролируемого объекта в вертикальное положение в процессе

выполнения измерений накладывает ограничения на высоту потолков производственных помещений, в которых проводится балансировка, а наличие позиционера, обеспечивающего установку и закрепление аппарата в измерительном устройстве стенда и его перевод в требуемые пространственно-угловые положения, ограничивает возможные изменения габаритов и формы корпуса ЛА.

Для определения координат центра масс и моментов инерции ЛА, в том числе длинномерных, в том числе с профилированным корпусом, спроектирован и изготовлен контрольно-измерительный стенд, реализующий метод астатического маятника [5–7]. Стенд обеспечивает определение всего комплекса МЦИХ с одной установки контролируемого аппарата на измерительном столе.

Механическая установка стенда в соответствии с рисунком 2 выполнена в виде качающейся платформы 1, на которой установлен позиционер 5 с двумя ложементами 6 и 7 для закрепления контролируемого аппарата 8. Колебания платформы выполняются в вертикальной плоскости и обеспечиваются при помощи рычага 3 и упругого элемента – пружины 4.

Искомые значения МЦИХ ЛА (кроме продольной координаты центра масс) определяют по результатам измерений периодов T малых маятниковых колебаний, совершаемых при воздействии упругой пружины установленным на измерительном столе аппаратом вокруг горизонтальной оси. Измерения выполняют при расположении геометрической оси ЛА относительно оси качания под углом 0° , 45° и 90° . Изменение пространственно-углового положения аппарата выполняют с помощью позиционера. Определение продольной координаты центра масс основано на принципе статического уравнивания, которое выполняют с помощью пробных грузов известной массы, прикрепляемых к платформе на известном расстоянии от оси качания [7]. Расчет величины поперечного смещения центра масс и угла отклонения продольной ГЦОИ относительно геометрической оси аппарата проводят по специальным методикам с использованием измеренных МЦИХ.

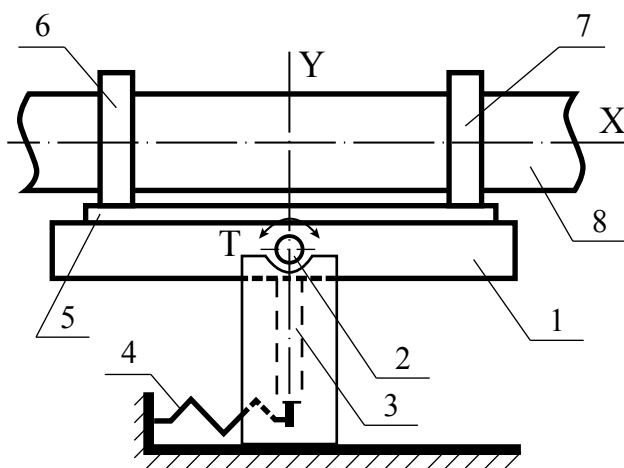


Рис. 2. Схема механической установки стенда: 1 – платформа; 2 – шарнир; 3 – рычаг; 4 – пружина; 5 – позиционер; 6 и 7 – ложементы; 8 – объект контроля

Оснащение стенда набором сменных ложементов дает возможность установки и контроля МЦИХ ЛА, имеющих как цилиндрическую, так и коническую форму корпуса. Стенд обеспечивает определение координат центра масс и моментов инерции ЛА и выполняет эту работу исключительно при горизонтальном положении аппарата, что снимает требования к высоте потолков производственного помещения, в котором проводятся работы. Достигнутые при выполнении измерений погрешности не превысили 0,1 мм при определении поперечных координат центра масс и 12 угловых минут [7]. При этом до 1,5–2 рабочих смен сократилась продолжительность процедуры уравнивания ЛА. Простота конструкции механической установки делает несложным ее масштабирование и соответствующее (при необходимости – значительное) увеличение грузоподъемности.

В качестве примера стенда, относящегося ко второму направлению оптимизации, может быть рассмотрен динамический балансировочный стенд с вертикальной осью вращения и жесткими опорами, выполненными в виде конических газостатических подшипников, спроектированный и изготовленный для прецизионного определения параметров массо-инерционной асимметрии и балансировки конических ЛА [8, 9]. Схема стенда приведена на рисунке 3.

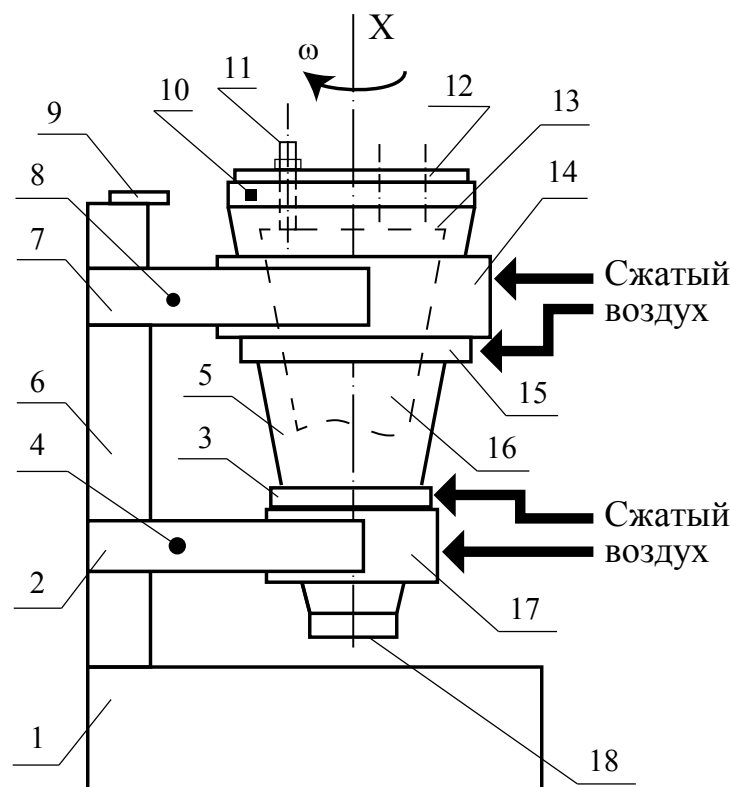


Рис. 3. Схема балансировочного стенда: 1 – фундамент; 2 – нижняя колебательная подвеска; 3 – пневматический механизм торможения ротора; 4 – датчик силы «н»; 5 – технологический переходник; 6 – вертикальная стойка; 7 – верхняя колебательная подвеска; 8 – датчик силы «в»; 9 – датчик-отметчик фазы дисбалансов; 10 – зеркальный светоотражатель; 11 – фиксирующая шпилька; 12 – профилированная крышка; 13 – верхняя плоскость коррекции; 14 – верхний газостатический подшипник; 15 – пневмопривод; 16 – контролируемый ЛА; 17 – нижний газостатический подшипник; 18 – нижняя плоскость коррекции

Стенд содержит две – нижнюю 2 и верхнюю 7 – идентичные по конструкции колебательные подвески, каждая из которых выполнена в виде пары упругих плоскопараллельных пластин, удерживающих соответственно нижний 17 и верхний 14 газостатические подшипники, консольно закрепленные на вертикальной стойке 6, установленной на мощном фундаменте 1. С верхним подшипником совмещен пневматический механизм раскрутки 15 (пневмопривод вращения), а с нижним – пневматический механизм торможения 3 (пневмотормоз).

Стенд снабжен технологическим переходником 5, имеющим форму усеченного конуса и выполненным в виде жесткого кожуха, наружная боковая поверхность которого соответствует рабочим поверхностям газостатических подшипников. Поверхности внутренних опор переходника соответствуют базовым

посадочным поверхностям контролируемого ЛА 16, устанавливаемого на эти опоры носком вниз, образуя тем самым так называемый сборный ротор. Аппарат внутри переходника фиксируется с использованием специальной профилированной крышки 12 и трех фиксирующих шпилек 11, равномерно расположенных по окружности на крышке. Этим исключается возможность перемещения аппарата 16 относительно переходника 5 в процессе разгона и торможения сборного ротора. Применение переходника также исключает возможность механического контакта контролируемого ЛА с балансировочным оборудованием в процессе выполнения измерений и обеспечивает материализацию второй (нижней) плоскости коррекции 18, используемой для настройки измерительной системы стенда. При этом в качестве первой (верхней) плоскости коррекции используется штатная плоскость коррекции аппарата.



как правило, конструктивно располагаемая вблизи его торца.

В качестве рабочего тела используется сжатый воздух, поступающий из заводской пневмосети низкого давления в газостатические подшипники и в пневматические механизмы разгона и торможения. Испытуемый аппарат на стенде балансируют как отдельную деталь в составе сборного ротора. В ходе эксперимента искомые параметры массо-инерционной асимметрии рассчитывают по результатам определения значений и углов дисбалансов, действующих в верхней и нижней плоскостях коррекции. Указанные параметры дисбалансов определяют по результатам измерений амплитуд и фаз вибраций газовых опор, выполняемых с использованием силоизмерительных датчиков 4 и 8, установленных в упругих элементах соответственно верхней 7 и нижней 2 колебательной подвески, и оптоволоконного датчика-отметчика фазы 9, зеркальный светоотражатель 10 которого закрепляется на боковой поверхности переходника. Датчик-отметчик фазы используется также для контроля частоты вращения сборного ротора ω [10].

Перед проведением балансировки на другом оборудовании и с использованием других средств измерений определяют массу ЛА, продольное положение его центра масс относительно штатной плоскости коррекции, а также моменты инерции. В случае если значение хотя бы одного из параметров начальной массо-инерционной асимметрии превышает соответствующее предельно допустимое значение, проводят балансировочный расчет для достижения заданных нормативов, например с оптимизацией по критерию достижения минимального значения какого-либо из контролируемых параметров массо-инерционной асимметрии [11, 12], и выполняют корректировку массы ЛА путем прикрепления балансировочных грузов к верхней 13 (штатной) плоскости коррекции ЛА. Если же расчетным путем показана невозможность приведения обоих параметров массо-инерционной асимметрии к значениям, не превышающим предельно допустимых значений, то контролируемый аппарат бракуют и направляют изготовителю на пере-

компоновку, исключая выполнение заведомо бесперспективных шагов балансировки, что позволяет существенно сократить продолжительность балансировочного эксперимента.

Достигнутые погрешности измерений поперечного смещения центра масс и угла перекоса продольной ГЦОИ на рассмотренном балансировочном стенде не превысили соответственно 0,01 мм и 1 угловой минуты. А весь процесс балансировки ЛА, например при использовании унифицированного стенда для определения продольной координаты и моментов инерции аппарата, как правило, не превышает 1 рабочей смены.

Все рассмотренные стенды компьютеризированы и представляют собой современные автоматизированные системы контроля, включающие в свой состав как непосредственно контрольно-измерительный стенд с необходимой технологической оснасткой, так и аппаратно-программный комплекс, обеспечивающий управление оборудованием, проведение математических расчетов, формирование отчетных документов [13–15]. Также в состав системы обязательно входит рабочий эталон (набор эталонов), предназначенный для тестирования нормируемых технических характеристик стенда, выполняемого с определенной периодичностью в течение всего срока эксплуатации стенда [16, 17]. Как правило, массо-центровочные характеристики и базовые посадочные поверхности рабочего эталона соответствуют указанным характеристикам и поверхностям балансируемого ЛА.

Таким образом, можно отметить, что в последнее время в области разработки и совершенствования методов и средств контроля МЦИХ и балансировки ЛА наметились два направления, позволяющие экспериментаторам оптимизировать выбор стендового оборудования. К одному из таких направлений можно отнести разработку универсальных контрольно-измерительных стендов, обеспечивающих возможность определения всего комплекса МЦИХ ЛА с одной установки контролируемого аппарата на измерительное устройство, что позволяет сократить номенклатуру используемых стендов до одного, исключить необходимость многократной



переустановки аппарата в процессе выполнения измерений, а также сократить время выполнения измерений при приемлемой точности измерений. При проектировании стенда и технологической оснастки стремятся максимально снизить его «уязвимость» к изменению массы, габаритов и формы корпуса ЛА, а также требования к производственным помещениям. Однако стремление к большей универсализации при конструировании стенда нередко приводит к снижению точности измерений контролируемых МЦИХ. Другим направлением можно считать разработку динамических балансировочных стендов, обеспечивающих существенное повышение точности определения параметров массо-инерционной асимметрии и, соответственно, повышение точности уравнивания ЛА, а также сокращение длительности балансировочного эксперимента. При этом следует заметить, что необходимость предварительного определения продольной координаты и моментов инерции ЛА требует использования в паре с балансировочным стендом дополнительного контрольно-измерительного оборудования. Получаемая при этом избыточная информация по МЦИХ позволяет избежать грубых неточностей при расчете корректирующих грузов путем сопоставления результатов контроля МЦИХ в разных системах.

Список литературы

1. Матвеев Е. В., Крылов В. В., Кочкин Е. В. Оборудование для определения характеристик геометрии масс и массы космических летательных аппаратов // *Научно-технические достижения*. 1992. № 5. С. 40–44.
2. *Основы балансировочной техники. Т. 1. Уравнивание жестких роторов и механизмов* / Под ред. В. А. Щепетильникова. М.: Машиностроение, 1972. 527 с.
3. Абышев Н. А., Ключников А. В. Обзор российских патентов по направлению экспериментального определения массо-центровочных и инерционных характеристик беспилотных летательных аппаратов // *Труды XXIV международного симпозиума «Надежность и качество»* (Пенза, 27–31 мая 2019 г.). Т. 1. Пенза: ПГУ, 2019. С. 149–155.
4. Ключников А. В. Моделирование, расчет и оптимизация процесса технологического обеспечения нормативов балансировки летающих моделей // *Материалы IX Всероссийской конференции «Новые технологии»* (Миасс, 16–17 октября 2012 г.). Т. 1. М.: РАН. 2012. С. 28–37.
5. Способ определения тензора инерции изделия и стенд для его реализации: пат. на изобретение № 2596032. Рос. Федерация. МПК G01M 1/10 // М. А. Васильев, В. И. Комаров, М. Н. Коньков и др. / Заявл. 05.12.2014; опубл. 27.08.2016. Бюл. № 24. 20 с.
6. Васильев М. А., Ключников А. В., Коньков М. Н. и др. Опытный образец стенда определения МЦИХ крупногабаритных БПЛА // *Сборник докладов XIV Всероссийской научно-технической конференции «Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н. Е. Жуковского»* (Москва, 13–14 апреля 2017 г.). М.: Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского, 2017. С. 140–145.
7. Абышев Н. А., Васильев М. А., Ключников А. В. и др. Технический облик и методическое обеспечение стенда для контроля МЦИХ летательных аппаратов // *Научно-технический вестник Поволжья*. 2018. № 3. С. 18–21.
8. Балансировочный стенд с вертикальной осью вращения: пат. на изобретение № 2292533. Российская Федерация. МПК G01M 1/02 // Л. М. Глазырина, А. В. Ключников, Г. Г. Смирнов и др. / Заявл. 27.04.2004; опубл. 27.01.2007. Бюл. № 3. 17 с.
9. Абышев Н. А., Андреев С. В., Ключников А. В. Конструктивные особенности стенда для диагностики характеристик асимметрии масс летательных аппаратов // *Авиакосмическое приборостроение*. 2015. № 1. С. 39–45.
10. Ключников А. В. Обработка измерительных сигналов в процессе динамической балансировки летательного аппарата // *Вестник воздушно-космической обороны*. 2019. № 1. С. 86–92.
11. Способ балансировки ротора в одной плоскости коррекции: пат. на изобретение № 2499985. Российская Федерация. МПК G01M 11/16 / А. В. Ключников / Заявл. 11.04.2012; опубл. 27.11.2013. Бюл. № 33. 19 с.
12. Способ балансировки ротора в одной плоскости коррекции: пат. на изобретение



№ 2694142. Российская Федерация. МПК G01M 11/16 / А. В. Ключников / Заявл. 27.09.2018; опубл. 09.07.2019. Бюл. № 19. 18 с.

13. Андреев С. В., Ключников А. В., Лысых А. В. и др. Автоматизация измерений параметров, характеризующих асимметричность в распределении масс летающих моделей // *Сборник докладов Всероссийской научно-технической конференции «Рдултовские чтения» (Санкт-Петербург, 10–12 октября 2012 г.)*. СПб.: БалтГТУ «Военмех», 2013. С. 119–125.

14. Абышев Н. А., Ключников А. В., Терехова С. А. Алгоритм функционирования компьютерной программы маятникового стенда, предназначенного для определения МЦИХ летательных аппаратов // *Научно-технический вестник Поволжья*. 2018. № 10. С. 58–60.

15. Волоконно-оптический разъемный соединитель: пат. на полезную модель № 197174. Российская Федерация. МПК G01M 1/02 // Е. М. Жиганова, А. В. Ключников, Л. Д. Цынгueva / Заявл. 20.08.2019; опубл. 08.04.2020. Бюл. № 10. 23 с.

16. Способ проверки качества функционирования стенда для определения массо-центровочных и массо-инерционных характеристик твердого тела вращения: пат. на изобретение № 2445592. Российская Федерация. МПК G01M 1/10 // А. В. Ключников / Заявл. 30.06.2010; опубл. 20.03.2012. Бюл. № 8. 21 с.

17. Ключников А. В., Лысых А. В., Чертков М. С. Метрологические аспекты модели уравнивания летательного аппарата на динамическом балансировочном стенде // *Вестник Концерна ПВО «Алмаз – Антей»*. 2015. № 1. С. 43–48.

Об авторах

Абышев Николай Александрович – инженер-конструктор Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики им. академика Е. И. Забабахина», Снежинск, Челябинская область, Российская Федерация.
Область научных интересов: разработка электронных приборов, управление в технических системах.

Ключников Александр Васильевич – канд. техн. наук, начальник конструкторского отдела Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики им. академика Е. И. Забабахина», Снежинск, Челябинская область, Российская Федерация.
Область научных интересов: системы контроля и испытаний вооружений и военной техники.



Optimizing the selection of test-bench equipment for aircraft balancing

Abyshev N. A., Klyuchnikov A. V.

*Zababakhin All-Russian Scientific Research Institute for Technical Physics,
Snezhinsk, Chelyabinsk Region, Russian Federation*

This article analyses various aspects related to optimizing the selection of control and measuring test-bench equipment designed to determine the mass-centring and inertial characteristics of aircrafts, as well as their balancing, at the final assembly stage. Specific features of designing test benches capable of implementing the methods of unifilar and astatic pendulums, which determine the coordinates of the centre of mass and moments of inertia under a single installation of the apparatus under study in the measuring device, as well as the method of dynamic balancing, which provides precise determination of the mass-inertia asymmetry parameters of aircrafts. The accuracy characteristics of the test benches under consideration are given.

Keywords: centre of mass, moment of inertia, axis of inertia, mass-inertia asymmetry, test bench, measurement method, measurement errors, experiment duration

Information about the authors

Abyshev Nikolai Aleksandrovich – Design Engineer, Zababakhin All-Russian Scientific Research Institute for Technical Physics, Snezhinsk, Chelyabinsk Region, Russian Federation.

Research interests: development of electronic devices, control in technical systems.

Klyuchnikov Alexander Vasilievich – Cand. Sci. (Engineering), Head of Engineering Department, Zababakhin All-Russian Scientific Research Institute for Technical Physics, Snezhinsk, Chelyabinsk Region, Russian Federation.

Research interests: control and testing systems for weapons and military equipment.



<https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-86-95>

УДК 629.7.016+623.4.014.2+621.396.96

Имитатор фоноцелевой обстановки для отработки корабельных комплексов

А. П. Коновальчик¹, А. А. Башкатов¹, В. Г. Барский¹, М. А. Кудров², А. О. Морозов²,
А. И. Шиловский², Т. В. Хамраева², Н. Д. Карасев², А. М. Назаров²

¹ Акционерное общество «Концерн воздушно-космической обороны «Алмаз – Антей»»,
Москва, Российская Федерация

² Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования
«Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)»,
Москва, Российская Федерация

В данной работе рассматривается задача имитации фоноцелевой обстановки для корабельного комплекса. Математические модели, представленные в работе, позволяют моделировать работу радиолокационной станции морского базирования, а также движение целей различного типа. Для достижения высокой точности расчетов в настоящей работе учитывается множество физических факторов, влияющих на параметры фоноцелевой обстановки, состоящей из аэродинамических, надводных и баллистических целей.

Ключевые слова: радиолокационная станция, радиолокационные цели, фоноцелевая обстановка, численное моделирование, решатели, векторный способ формирования траекторий движения аэродинамических целей, дифференциальные уравнения, векторная структура пространственных данных

Для цитирования: Коновальчик А. П., Башкатов А. А., Барский В. Г., Кудров М. А., Морозов А. О., Шиловский А. И., Хамраева Т. В., Карасев Н. Д., Назаров А. М. Имитатор фоноцелевой обстановки для отработки корабельных комплексов // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2020. № 3. С. 86–95. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-86-95>

For citation: Konovalchik A. P., Bashkatov A. A., Barsky V. G., Kudrov M. A., Morozov A. O., Shilovsky A. I., Khamraeva T. V., Karasev N. D., Nazarov A. M. Simulator of the target environment for shipboard weapon systems // Vestnik Koncerna VKO “Almaz – Antey”. 2020. No. 3. P. 86–95. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-86-95>

Поступила 11.03.2020 Отрецензирована 10.06.2020 Одобрена 10.06.2020 Опубликована 14.10.2020

Введение

Задаче имитации фоноцелевой обстановки (ФЦО) посвящено множество работ [1–3]. В настоящий момент разработано большое количество математических моделей, которые позволяют успешно решать задачи движения различных целей. Однако все известные авторам программные продукты, во-первых, применимы только к одному типу объектов, во-вторых, моделируют ФЦО только для наземной техники, в-третьих, обладают закры-

тым исходным кодом, ввиду чего доподлинно неизвестно, какие именно математические модели и расчетные схемы лежат в основе того или иного решателя. В связи с тем что отсутствуют унифицированные программные комплексы, способные в режиме реального времени моделировать ФЦО для корабельных радиолокационных комплексов, НПО «Алмаз» инициировал разработку собственного программного обеспечения указанной направленности. Авторы рассчитывают, что активная стадия разработки будет продолжаться как минимум ближайшие 3 года, в течение которых будет проведена опытная эксплуатация и доработка программного комплекса, в том

© Коновальчик А. П., Башкатов А. А., Барский В. Г., Кудров М. А., Морозов А. О., Шиловский А. И., Хамраева Т. В., Карасев Н. Д., Назаров А. М., 2020



числе предполагается реализация для современного стандарта High Level Architecture на основе RTI.

В настоящей работе рассматривается реализация задач формирования траекторий аэродинамических, надводных и баллистических целей с учетом их возможного взаимодействия и моделирования отклика цифрового радиолокатора на цели. Для этого были разработаны и реализованы математические модели движения аэродинамических, баллистических и надводных целей, а также математическая модель работы РЛС корабельного базирования.

Постановка задачи

Задача имитации ФЦО является комплексной, вследствие чего ее решение разбивается на несколько подзадач, а именно: задача построения траекторий аэродинамических и надводных целей, проходящих через заданные контрольные точки, задача построения траекторий баллистических целей с заданными параметрами стрельбы и задача имитации работы РЛС корабельного базирования. Все задачи независимы друг от друга и могут решаться по отдельности.

При работе с программным комплексом оператору для построения траекторий аэродинамических и надводных целей необходимо указать контрольные точки и тактико-технические характеристики, на основе которых происходит вычисление траекторных параметров. Для построения траекторий баллистических целей необходимо задать параметры стрельбы и тактико-технические характеристики.

Блок расчета траекторных параметров движения надводных целей

С математической точки зрения задача поиска траектории корабля, проходящей через заданные контрольные точки, является задачей оптимизации управления движением:

$$\int dr(\alpha_r) \rightarrow \min,$$

где управлением является угол отклонения руля $\alpha_r(t)$. Управление ищется методом троичного поиска. В данной работе в качестве целевой функции используется функция расчета

длины ортодромии, которая строится между двумя точками: точки, полученной одношаговым интегрированием уравнений динамики при заданном значении параметра α_r , и следующей контрольной точкой.

Для моделирования динамики корабля используется следующая система уравнений [4, 5]:

$$\begin{aligned} \rho V(1 + k_{22})v \frac{d\beta_0}{dt} \cos \beta_0 - \rho V(1 + k_{11})v\omega \cos \beta_0 + \\ + (c_1\beta_0 + c_2\beta_0^2) \frac{\rho}{2} v^2 S_d - \\ - \mu \left[\alpha_r - \chi_{\Pi} \left(\beta_0 + \frac{\varepsilon L}{v} \omega \right) \right] \frac{\rho}{2} v^2 \varphi_1^2 S_{\Pi} = 0, \\ -I(1 + k_{66}) \frac{d\omega}{dt} + q_{\Pi} \frac{\rho}{2} v^2 S_d L \beta_0 - q_d \frac{\rho}{2} v S_d L^2 \omega + \\ + \mu I \left[\alpha_r - \chi_{\Pi} \left(\beta_0 + \frac{\varepsilon L}{v} \omega \right) \right] \frac{\rho}{2} v^2 \varphi_1^2 S_{\Pi} = 0, \\ \frac{d\psi}{dt} = \omega, \\ \frac{d\varphi}{dt} = \frac{d\psi}{dt} - \frac{d\beta_0}{dt}, \\ \frac{dx}{dt} = v \cos \varphi, \\ \frac{dy}{dt} = v \sin \varphi, \end{aligned}$$

где β_0 – угол дрейфа; φ – угол скорости; ψ – угол курса; ω – угловая скорость вращения корабля вокруг вертикальной оси; x, y – координаты корабля в местной земной системе координат (СК); α_r – угол отклонения руля направления; V – объемное водоизмещение корабля; k_{11}, k_{22} – коэффициенты присоединенной массы (элементы матрицы присоединенных масс с индексами {1,1} и {2,2} соответственно); k_{44}, k_{66} – коэффициенты присоединенного момента инерции (элементы матрицы присоединенных масс с индексами {4,4} и {6,6} соответственно); I_x, I_z – моменты инерции корабля относительно осей x и z ; μ – угловой коэффициент подъемной силы руля; q_p – коэффициент позиционного момента; q_d – коэффициент демпфирующего момента; φ_1 – коэффициент влияния корпуса; S – приведенная площадь руля; χ_{Π} – приведенный коэффициент влияния корпуса; c_1, c_2 – коэффициенты нормальной силы (коэффициенты разложения нормальной силы по углу дрейфа (c_1 – по β ,



c_1 – по β^2); L – длина корабля по ватерлинии; l – расстояние от оси баллера руля до миделя; λ_{44} – элемент матрицы коэффициентов демпфирования; h – начальная поперечная метацентрическая высота; S_d – приведенная площадь диаметральной плоскости корабля.

Блок расчета траекторных параметров движения аэродинамических целей

Расчет траекторных параметров движения аэродинамических целей (в дальнейшем АЦ) должен проводиться с учетом ряда физических факторов. В частности, при моделировании движения АЦ учитывается максимальная нормальная перегрузка, максимальная тангенциальная перегрузка, минимальная тангенциальная перегрузка, практический потолок и максимальное число Маха. Помимо этих факторов, рассчитанная траектория движения АЦ должна проходить через контрольные точки, введенные оператором, а также достигать желаемой скорости полета, которая опционально вводится в контрольных точках.

С математической точки зрения задача расчета траектории, проходящей через заданные контрольные точки, является задачей оптимизации управления. Основой метода решения данной задачи является управление направлением вектора скорости и ее величиной. Пусть имеется инерциальная система координат с ортонормированным базисом $(\vec{i}, \vec{j}, \vec{k})$, а также поточная система координат с ортонормированным базисом $(\vec{v}, \vec{\lambda}, \vec{\mu})$, где орт $\vec{v}$ направлен вдоль вектора скорости АЦ, орт $\vec{\lambda}$ направлен перпендикулярно $\vec{v}$ и его направление совпадает с направлением действия подъемной силы, орт $\vec{\mu}$ дополняет тройку до правой. Для того чтобы обеспечить прохождение АЦ через некоторую контрольную точку, необходимо, чтобы векторы текущего и требуемого направлений оказались сонаправленными. Реализуется это с помощью поворота вектора текущего направления в сторону вектора требуемого направления до их совмещения.

Выражение для требуемой скорости изменения вектора $\vec{v}$ будет выглядеть так [6]:

$$\dot{\vec{v}}_n = \frac{k_\phi \phi (\vec{v}_n - \vec{v} \cos \phi)}{\sin \phi}.$$

Перегрузка, необходимая для изменения вектора $\vec{v}$, считается по формуле [7]:

$$\vec{n}_y \vec{\lambda} = \frac{V}{g} \dot{\vec{v}}_n + \vec{j} - (\vec{j}, \vec{v}) \vec{v},$$

где g – величина ускорения свободного падения; V – модуль скорости цели; n_y – нормальная скоростная перегрузка; $\vec{j}$ – вертикальный орт земной системы координат; $\vec{\lambda}$ – единичный вектор, направленный вдоль направления действия подъемной силы.

Если требуемая перегрузка не превышает максимальную, то поворот возможен. В противном случае решается квадратное уравнение для нахождения значения коэффициента рассогласования k_ϕ , позволяющего осуществить поворот:

$$k_\phi^2 (\vec{B}, \vec{B}) + 2k_\phi [(\vec{B}, \vec{j}) - (\vec{j}, \vec{v})(\vec{B}, \vec{v})] + 1 - (\vec{j}, \vec{v})(\vec{j}, \vec{v}) - n_{y \max}^2 = 0,$$

где $\vec{B} = \frac{g\phi(\vec{v}_n - \vec{v} \cos \phi)}{V \sin \phi}$.

Блок расчета траекторных параметров движения баллистических целей

Траектория движения баллистической цели (в дальнейшем БЦ) состоит из активного участка траектории, то есть участка полета с работающей двигательной установкой, на котором осуществляется управляемый полет, и пассивного участка траектории, на котором цель движется только под действием силы тяжести и аэродинамических сил. В данной работе моделируется только пассивный участок траектории, в связи с тем что для расчета активного участка не имеется достаточного количества начальных данных (характеристик ракетных двигателей, передаточных коэффициентов системы управления, программы управления углом тангажа). Также полет на активном участке занимает значительно меньше времени относительно пассивного. Пассивный участок траектории можно разделить на два участка: безатмосферный и атмосферный. Для каждого участка, в соответствии с [8], решается система дифференциальных уравнений. Для расчета траектории движения БЦ должны быть заданы следующие начальные условия: координаты начала пассивного



участка траектории, модуль скорости, угол наклона траектории, а также угол азимута.

Данные системы уравнений решаются численно методом Рунге – Кутты 4-го порядка. Условная граница разделения – 100 километров. В настоящей работе представлена возможность моделирования БЦ с разделяющейся головной частью рассеивающего типа. Каждый боевой блок должен содержать информацию о координате, модуле скорости и углах азимута и наклона траектории в момент отделения от головной части. В соответствии с законом сохранения импульса после выпуска очередного боевого блока изменяется траектория полета головной части.

Система уравнений, описывающая движение БЦ на атмосферном участке:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V}{r} \cos\psi \cos\theta, \\ \frac{d\lambda}{dt} = -\frac{V \sin\psi \cos\theta}{r \cos\varphi}, \\ \frac{dr}{dt} = V \sin\theta, \\ \frac{dV}{dt} = -\frac{C_x q S}{m} - g \sin\theta, \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{C_y q S}{mV} - \frac{g}{V} \sin\theta + \frac{V}{r} \cos\theta, \\ \frac{d\omega_y}{dt} = \frac{C_n q S (x_t - x_d)}{J} + \frac{m_y q S l}{J}, \text{ где } J = J_{yy} = J_{zz}. \end{array} \right.$$

Система уравнений, описывающая движение БЦ на безатмосферном участке:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V}{r} \cos\psi \cos\theta, \\ \frac{d\lambda}{dt} = -\frac{V \sin\psi \cos\theta}{r \cos\varphi}, \\ \frac{dr}{dt} = V \sin\theta, \\ \frac{dV}{dt} = -g_r \sin\theta - g_\omega (\cos\varphi \cos\psi \cos\theta + \sin\varphi \sin\theta), \\ \frac{d\theta}{dt} = -\frac{g_r}{V} \cos\theta - \frac{g}{V} (\sin\varphi \cos\theta - \cos\varphi \cos\psi \sin\theta) + \frac{V}{r} \cos\theta - 2\omega_e \cos\varphi \sin\psi, \\ \frac{d\psi}{dt} = \frac{g_\omega \cos\varphi \sin\psi}{V \cos\theta} + \frac{V}{r} \operatorname{tg}\varphi \sin\psi \cos\theta + 2\omega_e (\cos\varphi \cos\psi \operatorname{tg}\theta - \sin\varphi), \\ \frac{d\omega_y}{dt} = \left(1 - \frac{J_{xx}}{J}\right) \omega_x \omega_z, \\ \frac{d\omega_z}{dt} = -\left(1 - \frac{J_{xx}}{J}\right) \omega_x \omega_y. \end{array} \right.$$

Также существует возможность проведения моделирования при отсутствии данных о движении цели вокруг центра масс. Отсутствие этих данных не влияет на траекторию на безатмосферном участке, однако на участке снижения в плотных слоях атмосферы отсутствие угловых скоростей увеличивает ошибку при расчете траектории движения.

Блок имитации выхода квадратурных каналов РЛС

Блок имитации выхода квадратурных каналов РЛС, используя траекторные параметры движения цели, а также ее эффективную площадь рассеяния (ЭПР) в качестве входных данных,

производит расчет амплитуды и набега фазы отраженного от цели сигнала. Выходные данные блока представляют собой матрицу радиолокационной информации Y , в которой записаны отсчеты комплексной огибающей принятого сигнала. Частота дискретизации сигнала f_d не превосходит ширину импульса, в частности, для прямоугольного немодулированного импульса выполняется неравенство [6]:

$$f_d \geq \frac{1}{T},$$

где T – длительность импульса.

Блок может имитировать выход от прямоугольного немодулированного импульса,



импульса с ЛЧМ (линейной частотной модуляцией) и импульса с ФКМ (фазо-кодоманипуляцией). Строки матрицы Y , которые соответствуют сигналу, отраженному от цели, находящейся на расстоянии R и двигающейся с радиальной скоростью v , рассчитываются по следующей формуле [7]:

$$Y[l, n] = A \exp(j\theta) \exp\left(-j \frac{4\pi}{\lambda} R\right) \exp\left(j 2\pi \frac{2V}{\lambda} n T\right),$$

$$n = 0, 1, 2, \dots, N-1,$$

$$l = \left\lfloor \frac{2R}{cT} \right\rfloor,$$

где j – мнимая единица, λ – длина волны испускаемого импульса, θ – случайная начальная фаза, равномерно распределенная на полуинтервале $[0, 2\pi]$, а N – количество импульсов в пачке.

Действительный коэффициент A является амплитудой эхо-сигнала и вычисляется по следующей формуле [9]:

$$A = \sqrt{\frac{P_t G^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 R^4}} F,$$

где P_t – пиковая мощность передающей антенны, σ – ЭПР цели, F – уровень диаграммы направленности антенны. К элементам матрицы Y могут быть добавлены белый шум и помехи от статических объектов.

Также учитывается влияние отражений от морских волн для низколетящих целей. Для этого соответствующие элементы матрицы Y [10] домножаются на интерференционный множитель:

$$F_{\text{инт}}(R_0) = e^{-j \frac{2\pi}{\lambda} R_0} - \rho_0 e^{-j \frac{2\pi}{\lambda} (R_1 + R_2)},$$

где R_0 – наклонная дальность до цели (м), λ – длина волны (м), ρ_0 – коэффициент зеркального отражения, R_1 и R_2 – длины путей отраженного луча.

Особенности программной реализации

На основе представленных математических моделей был спроектирован программный комплекс для расчета ФЦО. Программный комплекс был разработан в соответствии с принципами объектно-ориентированного программирования, при этом взаимодействие с внешними программными комплексами осуществляется посредством сокетов по прото-

колу ТСР/ІР. Задание начальных параметров осуществляется тремя способами:

- 1) передача входных данных посредством сокета по протоколу обмена;
- 2) чтение входных данных из файла;
- 3) задание входных данных посредством инструментов графического интерфейса.

Результаты работы программы можно получить либо файлом, либо по протоколу ТСР/ІР. Стоит отметить, что вариативность способов задания начальных параметров и получения результатов являлась одним из основных приоритетов в разработке данного программного комплекса.

Помимо реализации непосредственно расчетных классов, реализуется масштабная база данных, в которой хранятся тактико-технические характеристики моделируемых объектов. При разработке графического интерфейса пользователя использовалась свободно распространяемая библиотека Qt [11]. На рисунках 1–4 продемонстрированы элементы графического интерфейса. Основное окно интерфейса отображает карту местности, на которой можно размещать контрольные точки. В верхней панели главного окна расположены инструменты, позволяющие администрировать базу данных: создавать тактико-технические характеристики новых объектов или редактировать уже имеющиеся в базе данных, запускать расчет и просматривать результаты (рис. 1).

Для работы с векторными картами используется свободно распространяемая библиотека QGIS. На ее основе реализуется функционал по части чтения и отображения пространственной информации, заданной в векторной структуре. Другими преимуществами интерфейса QGIS, использованными в разработанном программном комплексе, являются возможность проведения редактирования векторных карт, а также создание новых.

Для корректного расчета необходимо учитывать данные о погодных условиях: температуру, влажность, среднюю высоту морских волн, количество и тип осадков и другие. Поэтому в графическом интерфейсе предусмотрена возможность задавать погодные условия. Для этого карта разбивается



на прямоугольные сектора, в каждом из которых оператор может задать погодные условия. Также существует возможность воспользоваться одним из заранее подготовленных распределений метеорологических данных (рис. 2).

В случае выбора оператором вывода результатов расчета в графический интерфейс

траектории всех целей будут отображаться на главном экране приложения в выбранной проекции, как это показано на рисунке 3.

На рисунке 4 представлена матрица «дальность–скорость», построенная по данным, полученным от имитационного комплекса.

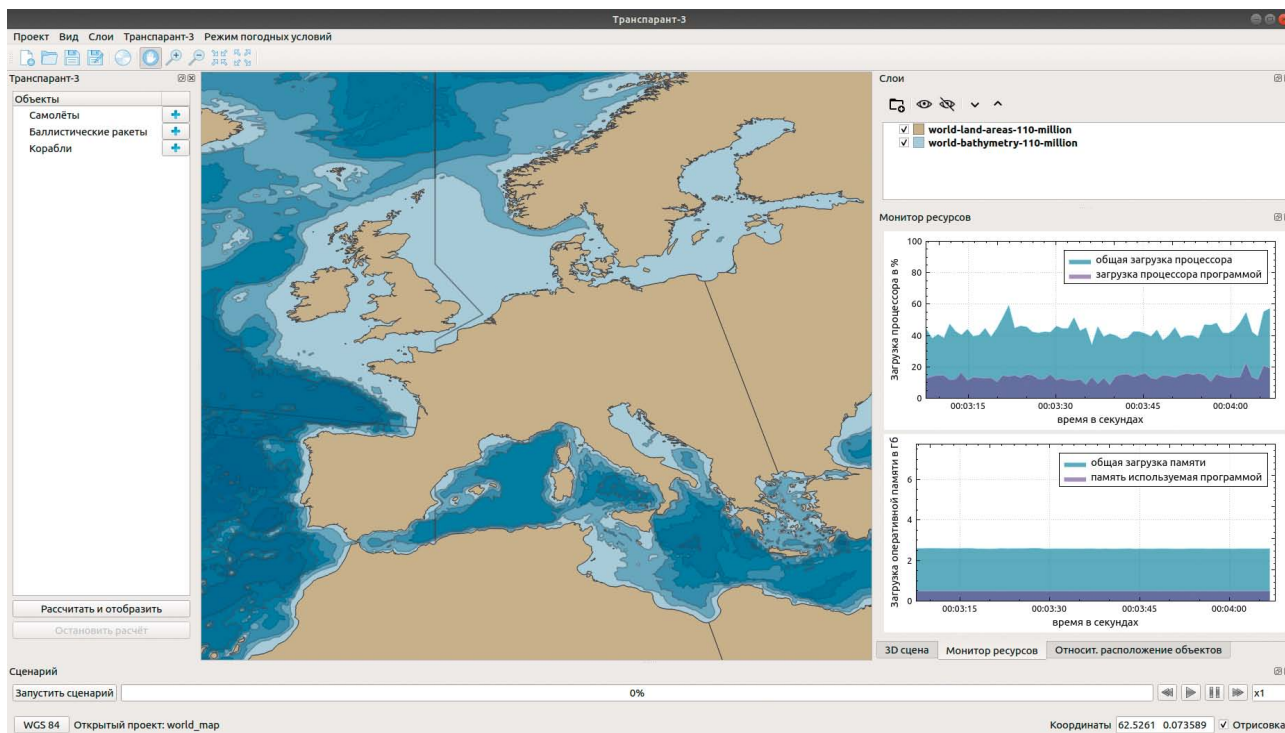


Рис. 1. Вид главного окна графического интерфейса пользователя

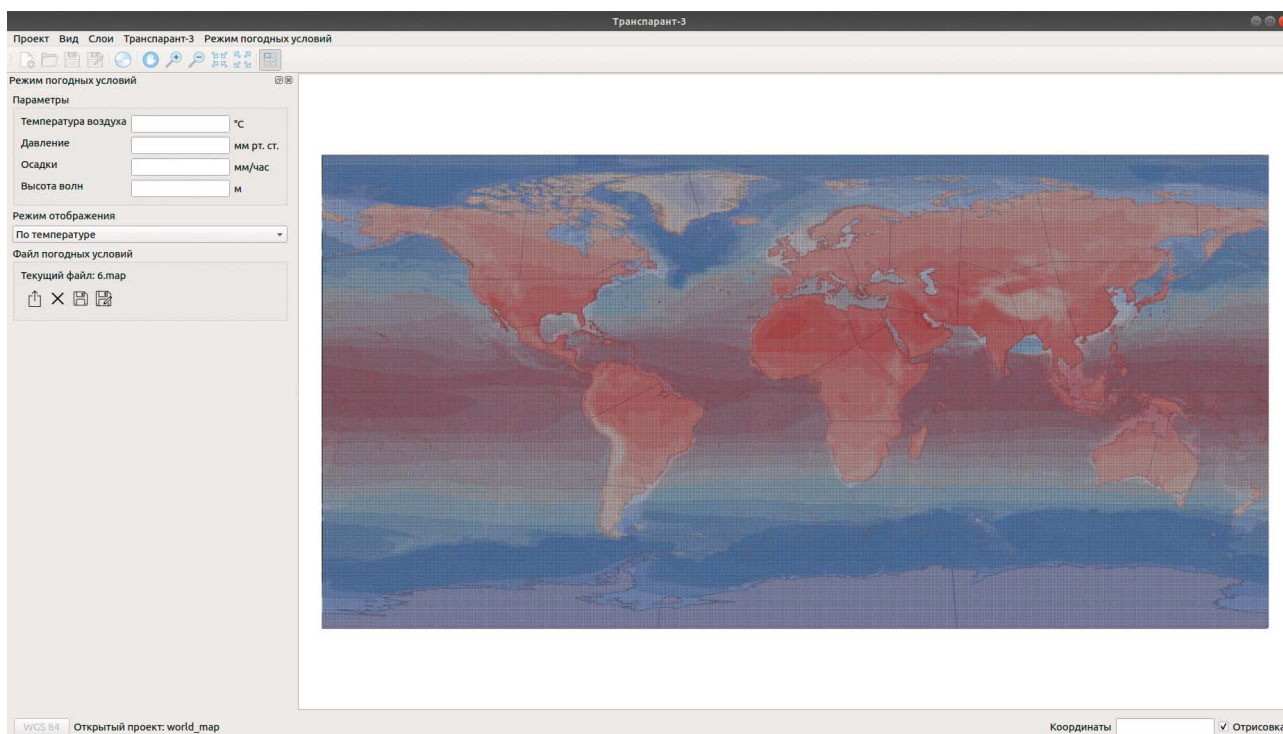


Рис. 2. Режим просмотра метеорологических данных

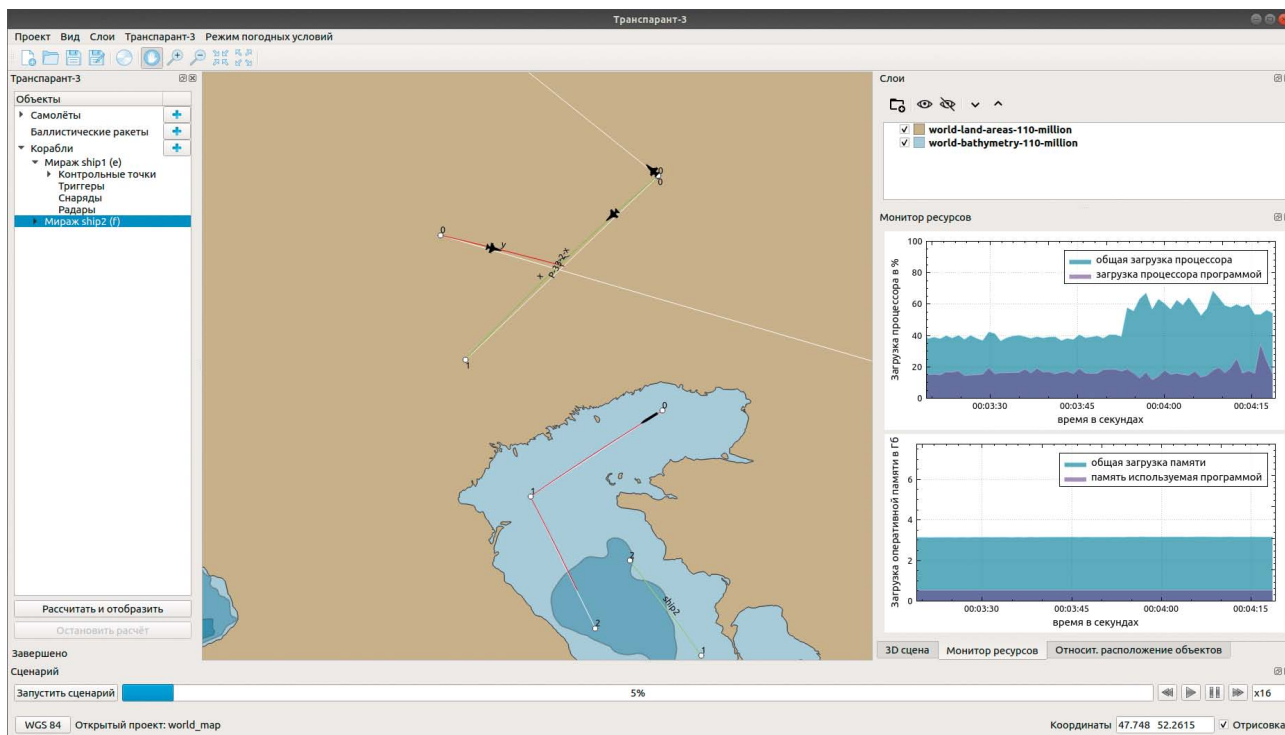


Рис. 3. Пример визуализации результатов моделирования

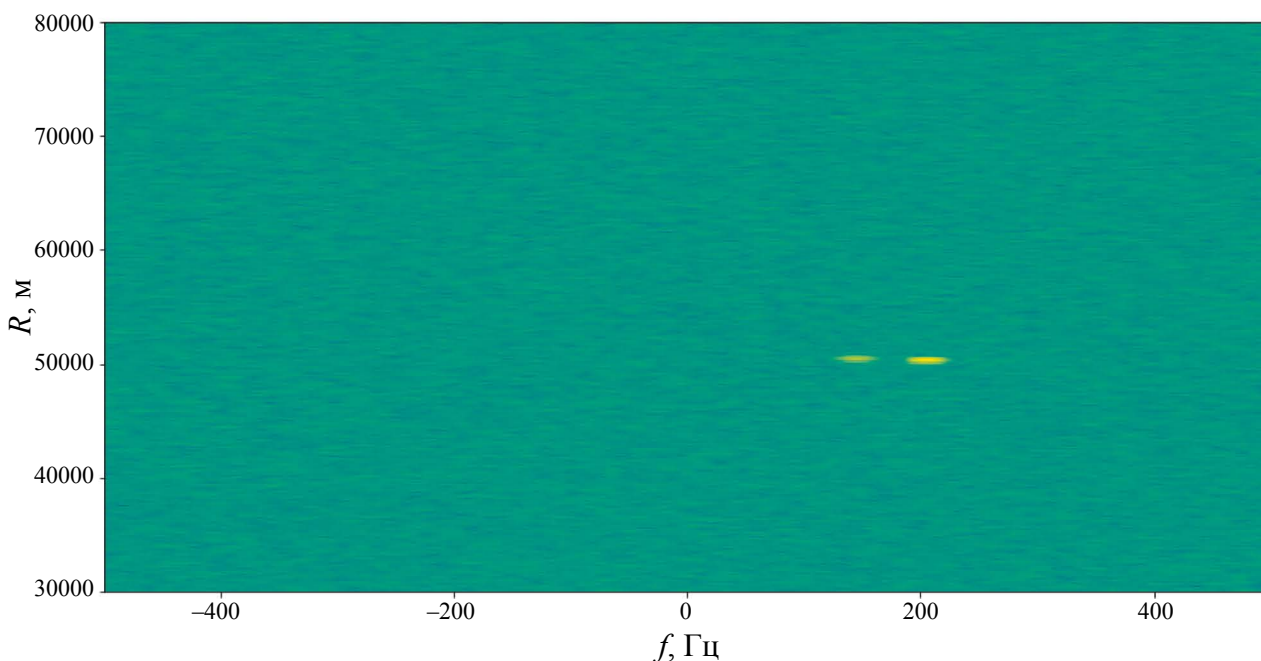


Рис. 4. Пример построенной матрицы «дальность–скорость»

Выводы

- В работе описаны основные математические модели, используемые в программном комплексе для построений траекторий аэродинамических, надводных и баллистических целей.
- Приведенная в работе модель динамики выполняет построение траекторий движения с расхождением в 7 % от траекторий,

получаемых путем решения полной системы уравнений гидродинамики [4]. В рамках данной работы такая погрешность приемлема с практической точки зрения.

- Используемый векторный метод расчета траекторных параметров аэродинамических целей с высокой точностью удовлетворяет граничным условиям и требует меньше вычислительных



ресурсов по сравнению с прямым методом (решение задачи оптимизации управления с уравнениями связей, задающих динамику цели) [7]. Следует отметить, что возникающие при использовании этого метода рассогласования являются незначительными даже при нехватке части технико-тактических характеристик цели.

- Точность расчета траекторных параметров баллистических целей по описанной математической модели зависит только от шага интегрирования и точности расчета g_r (радиальная составляющая ускорения свободного падения) и g_w (проекция ускорения свободного падения на ось, вокруг которой вращается Земля) [8]. Также существует возможность расчета траектории при ограниченном наборе данных.

- Простота реализации блока имитации выхода квадратурных каналов РЛС позволяет быстро получать отклик РЛС на цели. Полученные от блока данные можно сразу подвергнуть цифровой обработке, чтобы проверить их эффективность для разных конфигураций целей и разных параметров РЛС, чему также способствует учет низколетящих целей.

- Все описанные блоки объединены в единый программный комплекс. Приведен пример работы программы. Основная цель разработки – создать кросс-платформенный унифицированный комплекс расчета сложной фоноцелевой обстановки для отработки корабельных комплексов.

- Предложенные модели и их реализации позволяют обеспечить высокую вариативность начальных параметров фоноцелевой обстановки, кроме того, предложенная реализация позволяет проводить расчет параметров фоноцелевой обстановки в режиме, приближенном к реальному времени.

Список литературы

1. Валетов И. О., Шмигельский И. Ю. Конструктивно-технологические особенно-

сти стенда имитации фоноцелевой обстановки // *Известия вузов. Приборостроение*. 2015. Т. 58. № 4. С. 304–307.

2. Сюзиев В. В., Доденко И. А. Применимость высокодетализированной математической модели фоноцелевой обстановки в стендах моделирования радиолокатора с синтезированной апертурой антенны // *Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия приборостроения*. 2017. № 6. С. 76–92.

3. Антонов К. А., Григорьев В. О., Сучков В. Б. и др. Вопросы реализации имитатора входных сигналов систем ближней радиолокации для полунатурного моделирования помех от подстилающей поверхности // *Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия приборостроения*. 2006. № 4. С. 45–59.

4. Войткунский Я. И., Першиц Р. Я., Титов И. А. *Справочник по теории корабля. Ходкость и управляемость*. Л.: Государственное союзное издательство судостроительной промышленности, 1960.

5. Ремез Ю. В. *Качка корабля*. Л.: Судостроение, 1983.

6. Андреева А. А., Шклярова Ю. О. Модель динамики управляемого судна // *Вестник ТГУ*. 2009. Т. 14. № 1. С. 234–241.

7. Гревцов Н. М., Мельц И. О. Формирование управления направлением движения для расчета траекторий в задачах целевого применения // *Ученые записки ЦАГИ*. 2007. Т. XXXVIII. № 3–4. С. 135–143.

8. Лебедев А. А., Герасюта Н. Ф. *Баллистика ракет*. Л.: Машиностроение, 1970.

9. Barton D. K. *Radar Equations for Modern Radar 2013 ARTECH HOUSE*.

10. Баскаков А. И., Исаков М. И., Егоров В. В. и др. Проблемы радиолокации морских льдов с буровых платформ в Арктике // *Журнал радиоэлектроники*. 2014. № 7. С. 1–27.

11. Шлее М. *Qt 5.10. Профессиональное программирование на C++*. 2018.



Об авторах

Коновальчик Артем Павлович – канд. техн. наук, заместитель начальника НТЦ ВКО Акционерного общества «Концерн воздушно-космической обороны «Алмаз – Антей»», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: математическое моделирование в радиолокации, аэродинамике и баллистике, суперкомпьютерные технологии, трудоемкие алгоритмы.

Башкатов Алексей Александрович – канд. техн. наук, начальник конструкторского бюро специальных проектов НТЦ ВКО Акционерного общества «Концерн воздушно-космической обороны «Алмаз – Антей»», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: математическое моделирование в радиолокации, аэродинамике и баллистике, суперкомпьютерные технологии, трудоемкие алгоритмы.

Барский Владимир Геннадьевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник НТЦ ВКО Акционерного общества «Концерн воздушно-космической обороны «Алмаз – Антей»», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: математическое моделирование в радиолокации, аэродинамике и баллистике, суперкомпьютерные технологии, трудоемкие алгоритмы.

Кудров Максим Александрович – канд. техн. наук, заведующий Лабораторией информационных технологий и прикладной математики Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: разработка комплекса программ для компьютерного моделирования физических процессов.

Морозов Алексей Олегович – техник Лаборатории информационных технологий и прикладной математики Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: математическое моделирование в аэродинамике и баллистике, объектно-ориентированное программирование.

Шиловский Алексей Иванович – техник Лаборатории информационных технологий и прикладной математики Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: математическое моделирование в радиолокации, объектно-ориентированное программирование.

Хамраева Татьяна Викторовна – техник Лаборатории информационных технологий и прикладной математики Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: математическое моделирование в аэродинамике, ГИС, объектно-ориентированное программирование.

Карасев Николай Дмитриевич – младший научный сотрудник Лаборатории информационных технологий и прикладной математики Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: математическое моделирование в аэродинамике, ГИС, объектно-ориентированное программирование.

Назаров Артем Михайлович – инженер Лаборатории информационных технологий и прикладной математики Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: математическое моделирование в аэродинамике, объектно-ориентированное программирование.



Simulator of the target environment for shipboard weapon systems

Konovalchik A. P.¹, Bashkatov A. A.¹, Barsky V. G.¹, Kudrov M. A.², Morozov A. O.²,
Shilovsky A. I.², Khamraeva T. V.², Karasev N. D.², Nazarov A. M.²

¹ “Almaz – Antey” Air and Space Defence Corporation, JSC, Moscow, Russian Federation

² Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University), Moscow, Russian Federation

In this paper, we consider the problem of simulating the target environment for shipboard weapon systems. Mathematical models presented in the paper simulate the operation of a sea-based radar station, as well as the movement of targets of various types. In order to achieve a high accuracy of calculations, numerous physical factors affecting the parameters of the target environment, including aerodynamic, surface and ballistic targets, are taken into account.

Keywords: radar station, radar targets, target environment, numerical simulation, solvers, vector method of forming trajectories of aerodynamic targets, differential equations, vector structure of spatial data.

Information about the authors

Konovalchik Artyom Pavlovich – Cand. Sci. (Engineering), Deputy Head, R&D Department, “Almaz – Antey” Air and Space Defence Corporation, JSC, Moscow, Russian Federation.

Research interests: mathematical modelling of radar systems, aerodynamics and ballistics, supercomputer technologies, time-consuming algorithms.

Bashkatov Aleksey Aleksandrovich – Cand. Sci. (Engineering), Head of the Special Projects Design Bureau, R&D Department, “Almaz – Antey” Air and Space Defence Corporation, JSC, Moscow, Russian Federation.

Research interests: mathematical modelling of radar systems, aerodynamics and ballistics, supercomputer technologies, time-consuming algorithms.

Barsky Vladimir Gennadievich – Cand. Sci. (Engineering), Senior Researcher, R&D Department, “Almaz – Antey” Air and Space Defence Corporation, JSC, Moscow, Russian Federation.

Research interests: mathematical modelling of radar systems, aerodynamics and ballistics, supercomputer technologies, time-consuming algorithms.

Kudrov Maxim Aleksandrovich – Cand. Sci. (Engineering), Laboratory Head, Laboratory of Information Technologies and Applied Mathematics, Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University), Moscow, Russian Federation.

Research interests: development of software for modelling and simulating physical processes.

Morozov Alexey Olegovich – Technician, Laboratory of Information Technologies and Applied Mathematics, Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University), Moscow, Russian Federation.

Research interests: mathematical modelling in aerodynamics and ballistics, object-oriented programming.

Shilovsky Alexey Ivanovich – Technician, Laboratory of Information Technologies and Applied Mathematics, Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University), Moscow, Russian Federation.

Research interests: mathematical modelling of radar systems, object-oriented programming.

Khamraeva Tatyana Viktorovna – Technician, Laboratory of Information Technologies and Applied Mathematics, Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University), Moscow, Russian Federation.

Research interests: mathematical modelling in aerodynamics, GIS, object-oriented programming.

Karasev Nikolay Dmitrievich – Junior Researcher, Laboratory of Information Technologies and Applied Mathematics, Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University), Moscow, Russian Federation.

Research interests: mathematical modelling in aerodynamics, GIS, object-oriented programming.

Nazarov Artyom Mikhailovich – Engineer, Laboratory of Information Technologies and Applied Mathematics, Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University), Moscow, Russian Federation.

Research interests: mathematical modeling in aerodynamics, object-oriented programming.



<https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-96-106>

УДК 351.814.334.3

Цифровая модель движения на аэродроме

А. Ю. Княжский, А. П. Плясовских

Акционерное общество «Ордена Трудового Красного Знамени Всероссийский научно-исследовательский институт радиоаппаратуры» (АО «ВНИИРА»), Санкт-Петербург, Российская Федерация

В статье предлагается цифровая модель движения на аэродроме, предназначенная для определения допустимых траекторий движения объектов в пределах аэродрома. Данную модель можно использовать для оценки достоверности информации наблюдения системы радиовещательного автоматического зависимого наблюдения и фильтрации ложных целей, возникающих в результате переотражения радиосигнала систем наблюдения от крупных объектов или в результате активных помех или спуфинга. Особенно актуально использовать цифровую модель движения для оценки достоверности информации наблюдения от системы радиовещательного автоматического зависимого наблюдения на аэродромах со средним уровнем сложности движения, обеспечивая с помощью не менее затратное решение в плане наблюдения, чем при использовании многопозиционной системы наблюдения или вторичного обзорного радиолокатора, работающего в режиме S.

Ключевые слова: управление воздушным движением, информация наблюдения, координаты, воздушные суда, достоверность

Для цитирования: Княжский А. Ю., Плясовских А. П. Цифровая модель движения на аэродроме // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2020. № 3. С. 96–106. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-96-106>

For citation: Knyazhsky A. Yu., Plyasovskikh A. P. A digital model of airport surface traffic // Vestnik Koncerna VKO "Almaz – Antey". 2020. No. 3. P. 96–106. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-96-106>

Поступила 19.03.2020 Отрецензирована 23.04.2020 Одобрена 28.08.2020 Опубликована 14.10.2020

Введение

В глобальном аэронавигационном плане (ГАНП) на 2016–2030 гг. в разделе «Темпы развития и экономическая устойчивость современного воздушного транспорта» говорится о том, что глобальный объем авиаперевозок удваивается каждые 15 лет начиная с 1977 года и будет увеличиваться такими же темпами. Неуправляемые темпы роста воздушного движения могут привести к повышению риска безопасности полетов в обстоятельствах, когда они будут опережать темпы роста нормативных и инфраструктурных процессов, необходимых для их поддержки. Недостаток автоматизации системы управления воздушным движением может создать значительную нагрузку на диспетчера, вызывающую высокую

вероятность его ошибки. Контролировать наземное движение в аэропортах с высокой интенсивностью воздушного движения становится возможным только с использованием новейших технических средств и автоматизированных систем, обеспечивающих требуемую пропускную способность аэродромов в условиях ограниченной видимости и сложности движения с сохранением уровня безопасности за счет автоматизации функций наблюдения, контроля, маршрутизации и управления аэродромным движением [1, 2].

Основными источниками информации наблюдения в районе аэродрома являются радиолокаторы, многопозиционная система наблюдения и система радиовещательного автоматического зависимого наблюдения (АЗН-В). В 2003 году на «Одиннадцатой Аэронавигационной конференции» (AN Conf/11) Совет



ИКАО одобрил концепцию использования АЗН-В для решения задач управления наземным движением и контроля за ним и включил ее в ГАНП (блок B0-SURF) [1]. Однако согласно документу 9924 (Руководство по авиационному наблюдению) АЗН-В обладает такими недостатками, как [2]:

- на воздушных судах требуется установка и сертификация навигационного средства, способного предоставлять информацию о местоположении и скорости наряду с указанием на целостность и точность такой информации;
- существующие установки при получении данных о местоположении и скорости полагаются исключительно на GNSS. Поэтому возможны отказы в случаях, когда уровень характеристик или геометрия спутниковой группировки недостаточны для поддержки того или иного вида применения. Этот недостаток должен быть устранен в будущих системах, позволяющих интегрировать информацию GNSS с данными от других навигационных датчиков. Кроме того, появление системы «Галилео» должно улучшить работу GNSS;
- в настоящее время отсутствует проверка точности передаваемых данных о местоположении.

Предполагается, что реализация концепции наблюдения с использованием АЗН-В позволит улучшить организацию воздушного движения и принесет различные преимущества в этой области. В контексте оценки группы экспертов по эшелонированию и безопасности воздушного пространства следует обратить внимание на два преимущества: зона действия наблюдения расширится на малые высоты (ниже нынешней зоны действия радиолокаторов) и на районы, где в настоящее время не обеспечивается радиолокационное обслуживание, что позволит более эффективно использовать воздушное пространство; благодаря внедрению систем наблюдения с использованием АЗН-В будет достигнута экономия средств по сравнению с расходами, связанными с установкой, техническим обслуживанием, полным циклом эксплуатации и расширением существующих систем наблюдения на основе использования радиолокатора [3].

В документе 9924 отмечается, что:

• необходимо проводить оценку достоверности (или, по крайней мере, проверку на разумность) представленных АЗН-В данных о местоположении для уменьшения вероятности существенного в эксплуатационном отношении необнаруженного отказа источника навигационных данных на борту;

• в условиях полета, когда угроза безопасности полета играет существенную роль, необходимо иметь возможность обнаруживать и подавлять включение в донесение АЗН-В намеренно искаженной информации о местоположении.

Таким образом, оценка достоверности данных АЗН-В позволит использовать АЗН-В в качестве основного или дополнительного источника информации. В настоящее время для оценки достоверности информации от АЗН-В используется метод сравнения полученных координат объекта с измеренными с помощью многопозиционной системы наблюдения или вторичного обзорного радиолокатора с использованием режима S. Но на малых аэродромах с низкой интенсивностью воздушного движения невыгодно устанавливать данные источники информации, поскольку они имеют высокую стоимость. В России большинство аэропортов имеет среднюю или малую интенсивность движения, при этом, несмотря на то что значительное количество ВС оснащены АЗН-В, в большинстве случаев АЗН-В не используется для обслуживания воздушного движения (ОВД) и устанавливается как резервный источник информации.

Помимо оценки достоверности информации наблюдения существуют и другие проблемы, возникающие при управлении наземным движением объектов на аэродроме. На аэродромах, использующих радиолокационные станции обзора летного поля для обнаружения и оценки параметров движения объектов, аэродромные строения (например, металлический ангар) и крупные воздушные суда могут вызывать ложные отметки, возникающие в результате переотражения от них радиосигнала. Также ложные отметки могут быть вызваны активными помехами [4].

На крупных аэродромах, имеющих множество рулежных дорожек и на которых



одновременно движется по нескольку объектов, существует необходимость в расчете оптимальных траекторий движения этих объектов на аэродроме. Оптимизация по критерию минимального времени руления позволяет повысить пропускную способность аэродрома. Для своевременного выявления потенциальных конфликтов между объектами и нарушений правил движения на аэродроме необходимо оценивать параметры движения объектов и проводить их экстраполяцию. При высокой загруженности аэродрома необходимо разгружать внимание диспетчера, выдавая ему рекомендации по управлению аэродромным движением, снижая тем самым вероятность конфликта между объектами. Необходимость данной задачи подтверждается требованием ГАНП в повышении пропускной способности и эффективности глобальной системы гражданской авиации, в то же время повышая или по меньшей мере поддерживая существующий уровень безопасности полетов [2].

В статье предлагается цифровая модель движения на аэродроме, которая может быть применена для решения следующих задач:

- оценки достоверности информации наблюдения АЗН-В о воздушных судах и транспортных средствах, находящихся в пределах аэродрома;
- фильтрации ложных отметок об объектах;
- прокладки оптимальных маршрутов по аэродрому;
- оценки параметров движения объектов, в том числе в предыдущие и будущие моменты времени;
- борьбы со спуфингом (вид хакерской атаки, подменяющий передаваемую информацию на ложную).

В настоящей работе показывается возможность применения модели только для оценки достоверности информации наблюдения. Ее использование для решения остальных задач будет показано в следующих работах.

Оценка достоверности информации АЗН-В производится в отдельном модуле, на вход которого подается множество допустимых траекторий движения объектов, вычисляемых с помощью предложенной модели,

а также текущие параметры движения объектов и история их изменения. Метод оценки достоверности информации АЗН-В в системе наблюдения и контроля аэродромного движения описан в [5, 6].

Описание цифровой модели движения на аэродроме

Цифровая модель движения на аэродроме – это совокупность:

1. Всех допустимых траекторий движения ВС и ТС $\Phi_{\text{аэр}} = \{\varphi_k\}$, где $\varphi_k = (\theta_{ij})$ – k -я траектория, представляющая собой последовательность некоторых из допустимых участков движения θ_{ij} , находящихся на аэродроме из множества всех существующих участков движения $\Theta_{\text{аэр}} = \{\theta_{ij}\}$, где i – номер контрольного пункта, из которого исходит участок, j – номер контрольного пункта, в который входит участок (далее будет показано, как представить контрольные пункты вершинами графа), k – номер траектории, $k = 1 \dots N_{\text{тр}}$, $N_{\text{тр}}$ – количество допустимых траекторий движения на аэродроме.

2. Ограничений движения для всех типов объектов, находящихся на участке или в контрольном пункте и задающихся по отдельности для всех участков и контрольных пунктов. Ограничения описываются максимальными значениями скорости v_{max} , массы объекта m_{max} , классами объектов $Cl_{ij} = \{cl_k\}$, $k = 1 \dots N_{cl}$, которым разрешено присутствие на данном участке или пункте; N_{cl} – количество классов объектов, которые могут находиться на участке движения θ_{ij} .

3. Классов объектов, которые могут находиться на аэродроме $Cl_{\text{аэр}} = \{cl_k\}$, $k = 1 \dots N_{\text{аэр}}$.

4. Истории движения объектов $Tr_{ij} = ((x_1, y_1), \dots, (x_k, y_k))$, где $k = 1 \dots N_{\text{соп}}$, $N_{\text{соп}}$ – количество накопленных за время наблюдения дискретных отсчетов (точек) в траектории объекта.

5. Допустимых траекторий движения рассматриваемого объекта $\Phi_{\text{об}} = \{\theta_{ij}\} \subseteq \Phi_{\text{аэр}}$, являющихся подмножеством всех допустимых траекторий движения на аэродроме.

6. Правил движения $rule(.)$, по которым вычисляются допустимые параметры движения объекта с учетом его истории движения.

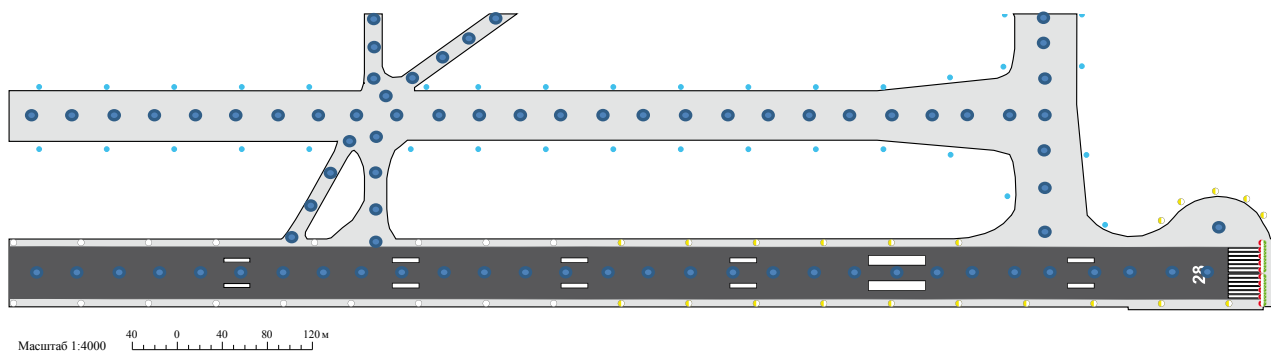


Рис. 3. Множества точек, соответствующие допустимым траекториям движения

и 25-ю ребрами $E = \{e_l\}$, где $l = 1 \dots 25$; e_n описывается парой (n, m) , где n и m – номера вершин, между которыми проходит ребро. Например, для графа, изображенного на рисунке 2, $e_1 = (1, 2)$, $e_2 = (2, 2)$, $e_3 = (2, 4)$, $e_4 = (3, 4)$, $e_5 = (3, 6)$, $e_6 = (4, 7)$ и т.д. Для определенности будем считать, что ребра нумеруются по графу слева направо и сверху вниз.

Для использования цифровой модели движения на аэродроме необходимо определить номера вершин графа, соответствующие пунктам начала и конца пути объекта. Для прилетающего ВС путь начинается с некоторой точки ВПП, для вылетающего ВС – с места стоянки. Если известны все вершины, то допустимая цифровая траектория движения объекта полностью известна. Если известны только пункты начала и конца пути, то между ними прокладывается N кратчайших траекторий, самая короткая из которых является наиболее вероятной, остальные альтернативными. Эти траектории создают множество допустимых траекторий движения объекта $\Phi_{об}$, по которым ему разрешено перемещаться. При выделении допустимых траекторий движения объекта могут учитываться номера вершин, соответствующих промежуточным пунктам его движения.

Множество допустимых траекторий движения объекта $\Phi_{об}$ является объединением N кратчайших траекторий ϕ_i из пункта начала пути в пункт конца пути $\Phi = \bigcup_i \phi_i$. Здесь ϕ_1 обозначает кратчайшую траекторию, ϕ_2 – вторую по длине и т.д. ϕ_1 вычисляется по одному из известных алгоритмов решения «Задачи о кратчайшем пути» на графе G . После чего из рассмотрения исключается ребро, имеющее самую маленькую длину из ребер, к которым

не привязаны участки движения, обязательные для прохождения, и по такому же алгоритму вычисляется траектория ϕ_2 , и т.д. до вычисления ϕ_N . Одними из наиболее известных алгоритмов решения «Задачи о кратчайшем пути» считаются алгоритм Дейкстры и алгоритм Беллмана – Форда [7–9].

Алгоритм Дейкстры работает по следующему принципу: каждой вершине из V сопоставляется метка, равняющаяся минимальному известному расстоянию от этой вершины до вершины начала пути, обозначаемой через a . Алгоритм работает пошагово — на каждом шаге он «посещает» одну вершину и пытается уменьшать метки. Работа алгоритма завершается, когда все вершины посещены. Перед запуском алгоритма метке вершины a присваивается нулевое значение, а меткам остальных вершин — бесконечные. Это отражает то, что расстояния от a до других вершин пока неизвестны. Все вершины графа помечаются как не посещенные. На каждом шаге из еще не посещенных вершин выбирается вершина u , имеющая минимальную метку. После посещения всех вершин алгоритм завершает работу. Таким образом рассматриваются все возможные маршруты, в которых u является предпоследней вершиной пути. Вершины, в которые ведут ребра из u , назовем соседями этой вершины. Для каждого соседа вершины u , кроме отмеченных как посещенные, рассмотрим новую длину пути, равную сумме значений текущей метки u и длины ребра, соединяющего u с этим соседом. Если полученное значение длины меньше значения метки соседа, заменим значение метки полученным значением длины. Рассмотрев всех соседей,



поставим вершину u как посещенную и повторим шаг алгоритма.

Предположим, что необходимо определить маршрут на аэродроме, изображенном на рисунке 1, от места стоянки, обозначаемой вершиной 17, до исполнительного старта, обозначаемого вершиной 16, и пройти неизменяемый обязательный маршрут по ВПП от исполнительного старта до взлета. В таком случае неизменяемая составляющая траекторий включает следующие ребра $\{(16, 11), (11, 8), (8, 7), (7, 4), (4, 2)\}$. При $N = 3$ кратчайший маршрут будет проходить через ребра $\varphi_1 = \{(17, 14), (14, 15), (15, 16), (16, 11), (11, 8), (8, 7), (7, 4), (4, 2)\}$, а два альтернативных маршрута проходят через ребра $\varphi_2 = \{(17, 14), (14, 13), (13, 10), (10, 15), (15, 16), (16, 11), (11, 8), (8, 7), (7, 4), (4, 2)\}$ и $\varphi_3 = \{(17, 14), (14, 13), (13, 10), (10, 11), (11, 16), (16, 11), (11, 8), (8, 7), (7, 4), (4, 2)\}$. Соответственно множество допустимых траекторий движения $\Phi_{об} = \{((17, 14), (14, 15), (15, 16), (16, 11), (11, 8), (8, 7), (7, 4), (4, 2)), ((17, 14), (14, 13), (13, 10), (10, 15), (15, 16), (16, 11), (11, 8), (8, 7), (7, 4), (4, 2)), ((17, 14), (14, 13), (13, 10), (10, 11), (11, 16), (16, 11), (11, 8), (8, 7), (7, 4), (4, 2))\}$. На рисунке 4 изображен граф, показывающий допустимые маршруты движения. Сплошные линии показывают ребра и вершины кратчайшего маршрута, пунктирные – альтернативных маршрутов.

После определения графа допустимых маршрутов движения и соответствующего ему множества допустимых траекторий $\Phi_{об}$ необходимо определить, находится ли объект вблизи разрешенных для него траекторий движения. Если расстояние между объектом и ближайшей точкой траектории φ_i из $\Phi_{об}$ не превышает $l_{марш}((x_d, y_d)_{ij})$, то объект считается движущимся по разрешенной для него траектории движения, а информация наблюдения о нем корректной.

Под ближайшей точкой ближайшей траектории понимается не ближайшая к объекту координата $(x_d, y_d)_{ij}$ траектории движения φ_i , а ближайшая к объекту интерполированная точка между двумя заданными координатами $(x_d, y_d)_{ij}$ и $(x_{d+1}, y_{d+1})_{ij}$ или $(x_d, y_d)_{ij}$ и $(x_{d-1}, y_{d-1})_{ij}$, где через d обозначен индекс ближайшей к объекту заданной изначально координаты траектории φ_i .

При нахождении на аэродроме нескольких ВС вычисление допустимых траекторий движения для каждого ВС в отдельности проводится в том же порядке, как и при одном. Это допустимо, поскольку при использовании модели для оценки достоверности информации наблюдения вычисляются все возможные траектории движения ВС, а наличие других объектов не изменяет множество траекторий, по которым допускается движение ВС.

Практическое использование цифровых траекторий движения

До начала работы заказчик представляет высокоточную информацию (координаты торцов ВПП, точек примыкания РД к ВПП, стоянок и т.д.), позволяющую рассчитать цифровую модель движения. При отсутствии такой информации цифровые траектории движения рассчитываются приближенно с использованием цифровых карт.

Точки осей допустимых траекторий движения расположены на расстоянии от 1 до 3 метров (1 – при наличии высокоточной информации).

Каждая точка оси движения нумеруется, и ей приводится в соответствие:

- 1) допустимая ширина (ВПП, РД, маршрута на перроне);
- 2) наименование участка движения (РД5 и т.п.);

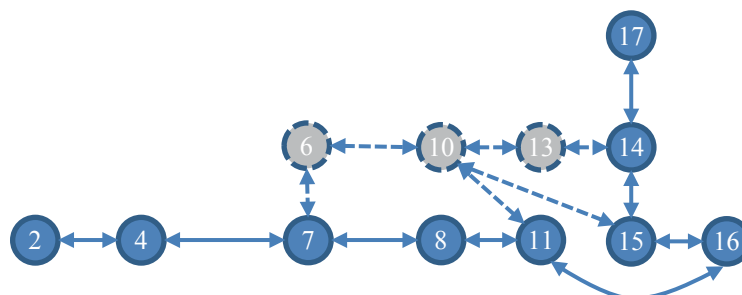


Рис. 4. Граф допустимых маршрутов движения



- 3) ограничения;
- 4) открыта/закрыта для движения ВС;
- 5) открыта/закрыта для движения ТС.

Для ТС началом и концом траекторий движения являются места стоянок.

При обнаружении системой нового движущегося объекта для него создается карта (множество) возможных траекторий движения, которая по мере его движения вырождается в одну-единственную фактическую траекторию.

По мере движения ВС система формирует траекторию фактического движения ВС или ТС, сужая множество возможных траекторий движения.

На рисунке 5 изображена структурная схема, показывающая, как осуществлять контроль информации наблюдения от АЗН-В с помощью цифровой модели движения.

Таким образом, практическое использование цифровой модели движения на аэродроме осуществляется в следующем порядке:

1) извлечь из очередного сообщения с информацией наблюдения координаты и идентификаторы объекта;

2) по координатам определить ближайший к объекту участок движения, представляемый ребром или вершиной графа, и множество допустимых траекторий движения $\Phi_{об}$;

3) используя историю состояний объекта и правила движения определить множество диапазонов пространства допустимых состояний объектов в настоящий момент времени;

4) передать множество диапазонов пространства допустимых состояний объекта и текущее состояние объекта в модуль оценки достоверности информации наблюдения;

5) сравнить оцененную достоверность с пороговым значением. Если оценка достоверности больше или равна пороговому значению, то передать информацию наблюдения потребителям.

Моделирование движения на аэродроме

Для проверки эффективности предложенного алгоритма было проведено компьютерное моделирование посадки и движения ВС по аэродрому. Моделирование проводилось на языке Python. Предполагалось, что на аэро-

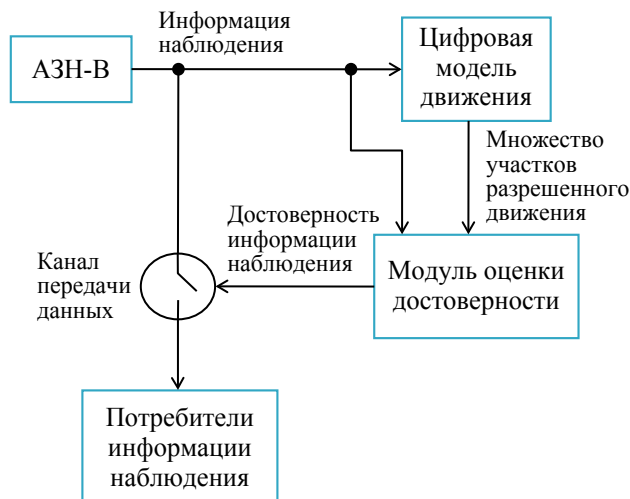


Рис. 5. Осуществление контроля информации наблюдения с помощью цифровой модели движения на аэродроме

дром со структурой, как на рисунке 1, осуществляют посадку один за другим ВС, так, чтобы на поверхности руления в один момент времени было 1–8 ВС. Скорость посадки была равной 75 м/с и изменялась с постоянным ускорением так, чтобы к концу движения по ВПП ВС снизило скорость до 11 м/с. Скорость руления принималась равной 11 м/с.

При движении ВС по ВПП и рулежным дорожкам величина отклонения его координаты от оси руления была распределена по нормальному закону распределения с нулевым математическим ожиданием и среднеквадратическим отклонением σ , зависящим от ширины ВПП/РД, по который движется ВС. σ выбиралась так, чтобы величина отклонения координаты ВС от оси руления превышала половину ширины РД (или ВПП) не более чем в 5 % случаев. Поскольку около 95 % значений лежат на расстоянии не более двух стандартных отклонений 2σ , σ принималась равной четверти ширины ВПП/РД ($\sigma_{ВПП} = 11,25$; $\sigma_{РД} = 4,5-7$ м, в зависимости от РД). Также по всей площади аэродрома размером 450 на 2200 м непрерывно имитировались от 2 до 50 ложных отметок со случайными координатами, распределенными по равномерному закону.

Пример траекторий ВС на фоне ложных отметок приведен на рисунках 6 и 7. Здесь изображены все ложные отметки, возникшие при моделировании. На рисунке 6 показан случай, при котором на протяжении всего времени

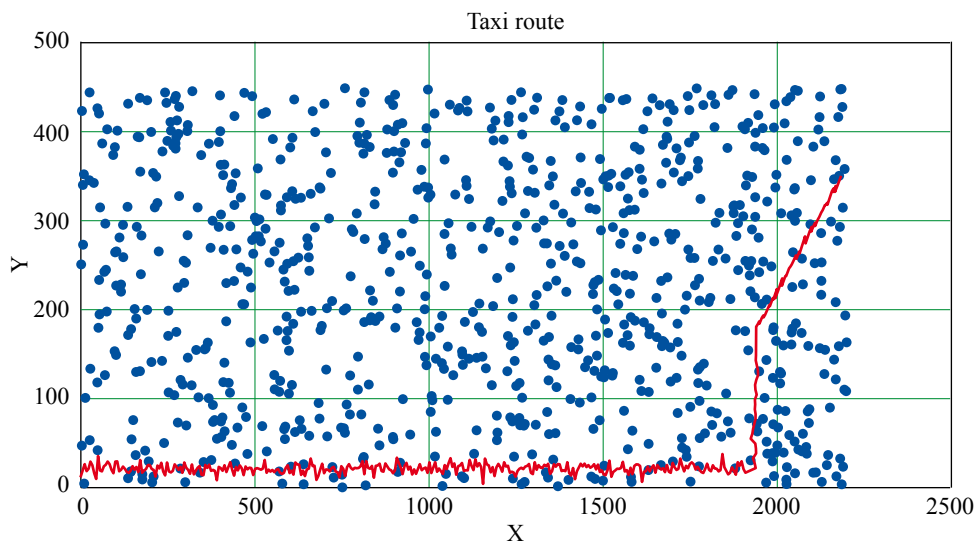


Рис. 6. Истинная траектория ВС и ложные отметки, возникшие за время движения ВС (по 2 ложные отметки за каждый период обзора в 3 сек)

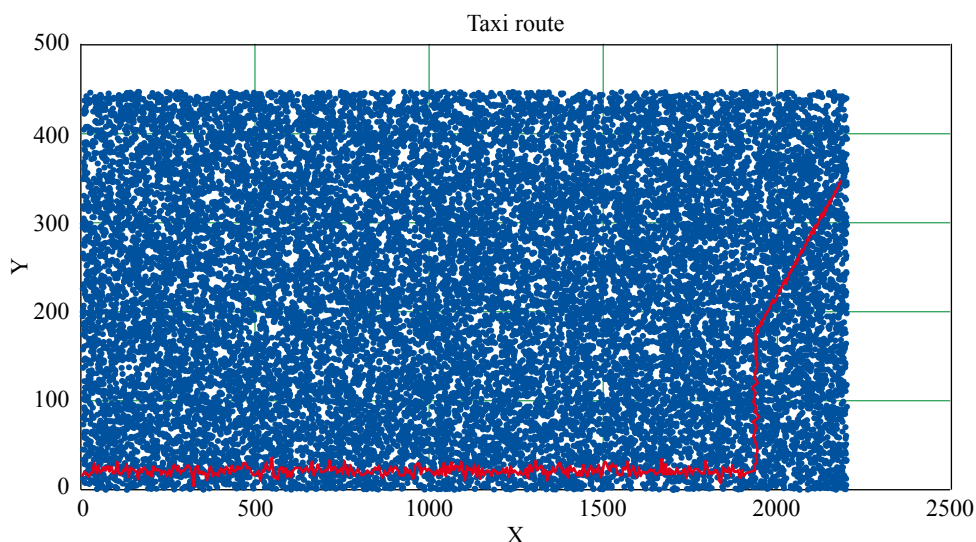


Рис. 7. Истинная траектория ВС и ложные отметки, возникшие за время движения ВС (по 50 ложных отметок за каждый период обзора в 3 сек)

моделирования присутствует одновременно по 2 ложные отметки.

На рисунке 7 показан случай, при котором на протяжении всего времени моделирования присутствует одновременно по 50 ложных отметок.

На рисунке 8 показаны истинные и ложные отметки, оцененные при моделировании как истинные.

Результаты моделирования показали, что предложенный алгоритм при таких условиях и одном ВС в среднем фильтрует 98–99 % ложных отметок независимо от их числа. Путем моделирования подтверждено пред-

положение, что эффективность фильтрации предложенным методом зависит от отношения площади области допустимого нахождения объекта к площади области вероятного появления отметок об объектах.

Также были оценены зависимости доли ложных отметок, принятых за истинные, от ширины области допустимого местоположения при следующих временных интервалах построения 4D-области: 3, 6, 9 и 12 сек. Данные зависимости приведены на рисунке 9.

Далее, в последующих опытах, пошагово увеличивалось на единицу количество ВС, осуществляющих руление, так чтобы

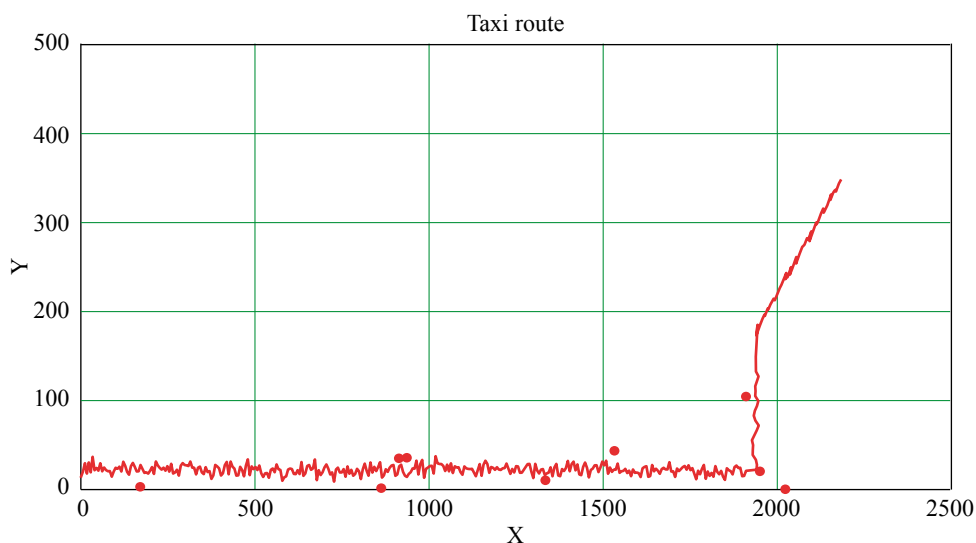


Рис. 8. Истинные и ложные отметки, оцененные при моделировании как истинные

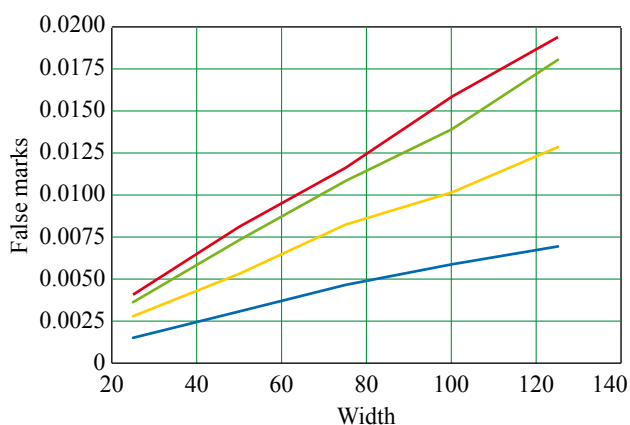


Рис. 9. Зависимость количества ложных отметок, принятых за истинные, от ширины области допустимого местоположения ВС при различных временных интервалах 4D-области

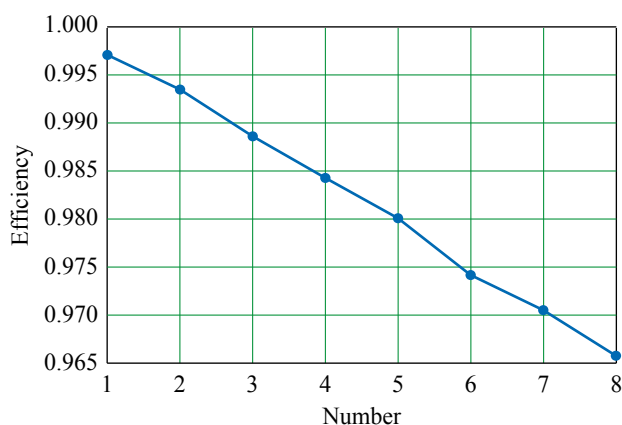


Рис. 10. Зависимость эффективности фильтрации ложных отметок от количества ВС на аэродроме

одновременно их было от 1 до 8. Опыты проводились при следующих условиях: ширина строга прогноза равнялась половине ширины участка движения, временной интервал прогноза – 3 сек, 50 ложных отметок каждые 3 сек случайным образом распределялись по равномерному закону распределения по всей поверхности аэродрома.

Опыты при одинаковых условиях моделирования, но разных случайных значениях повторялись по 30 раз, и их результаты усреднялись.

При увеличении количества ВС, находящихся на аэродроме, эффективность фильтрации ложных отметок линейно снижается с 0,997 до 0,965. Под эффективностью фильтрации здесь понимается отношение ко-

личества отфильтрованных ложных отметок к их общему числу.

Для проверки работы алгоритма в экстремальных условиях была смоделирована ситуация с 1000 ложных отметок со случайными координатами, генерируемыми по равномерному закону распределения после очередного поступления координатной информации. В среднем из них ошибочно принимались истинными 3–5 ложных отметок, находящихся в пределах прогнозируемой области нахождения ВС. В таком случае возможным решением является использование дополнительных методов фильтрации ложных отметок либо передача контроля достоверности информации наблюдения человеку после выделения истинных отметок предлагаемым алгоритмом.



Выводы

В статье предложена цифровая модель движения на аэродроме, определяющая множество допустимых траекторий движения контролируемых объектов. Величину отклонения полученного (например, с помощью АЗН-В) местоположения объекта от допустимой траектории можно использовать для оценки достоверности информации наблюдения. В самом простом случае устанавливается порог допустимого максимального отклонения, превышение которого говорит о низкой достоверности информации наблюдения. Величина порога зависит от местоположения и типа оцениваемого объекта и позволяет определять области допустимого местоположения объектов. Цифровая модель движения на аэродроме обеспечивает возможность управления наземным движением и контроля за ним с использованием АЗН-В в качестве источника информации наблюдения на аэродромах со средним уровнем сложности движения в соответствии с глобальным аэронавигационным планом ИКАО на 2016–2030 гг. (блок B0-SURF).

Также при наличии ложных отметок об объектах, возникающих, например, в результате переотражения радиосигнала систем наблюдения крупных объектов, в результате активных помех или спуфинга, большая часть ложных отметок с использованием предлагаемого в статье алгоритма может быть отфильтрована.

Список литературы

1. Максимов М. В., Бобнев М. П., Кривицкий Б. Х. и др. *Защита от радиопомех* /

Под ред. М. В. Максимова. М.: Советское радио, 1976. 496 с.

2. *Глобальный аэронавигационный план на 2016–2030 гг.* Дос 9750-AN/963. 5-е изд. – 2016. Канада: Международная организация гражданской авиации, 2018.

3. *Руководство по авиационному наблюдению.* Дос 9924AN/474. 1-е изд. – 2010. Монреаль, Канада: Международная организация гражданской авиации, 2010. 320 с.

4. *Оценка наблюдения с использованием систем ADS-B и мультilaterации в целях обеспечения обслуживания воздушного движения и рекомендации по их внедрению.* Cir 326 AN/188. Международная организация гражданской авиации, 2013.

5. Плясовских А. П., Рубцов Е. А. Метод оценки достоверности информации АЗН-В в системе наблюдения и контроля аэродромного движения // *Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации*. 2019. № 3. С. 90–102.

6. Плясовских А. П., Рубцов Е. А. Теоретическое обоснование подтверждения достоверности информации о местоположении объекта на рабочей площади аэродрома // *T-Comm: Телекоммуникации и транспорт*. 2020. Т. 14. № 3. С. 32–40.

7. Dijkstra E. W. A note on two problems in connexion with graphs // *Numer. Math.* 1959. No. 1. P. 269–271. DOI: 10.1007/BF01386390

8. Bellman R. On a Routing Problem // *Quarterly of Applied Mathematics*. 1958. Vol. 16. No. 1. P. 87–90.

9. Ford L. R. Jr., Fulkerson D. R. *Flows in Networks*. Princeton University Press, 1962.

Об авторах

Княжский Александр Юрьевич – канд. техн. наук, научный сотрудник, управление воздушным движением Акционерного общества «Ордена Трудового Красного Знамени Всероссийский научно-исследовательский институт радиопаратуры» (АО «ВНИИРА»), Санкт-Петербург, Российская Федерация.

Область научных интересов: обработка информации, управление воздушным движением.

Плясовских Александр Петрович – д-р техн. наук, главный конструктор научно-технического центра «Организация воздушного движения», управление воздушным движением Акционерного общества «Ордена Трудового Красного Знамени Всероссийский научно-исследовательский институт радиопаратуры» (АО «ВНИИРА»), Санкт-Петербург, Российская Федерация.

Область научных интересов: обработка информации, управление воздушным движением.



A digital model of airport surface traffic

Knyazhsky A. Yu., Plyasovskikh A. P.

All-Russian Research Institute of Radio Equipment (VNIIRA), JSC, Saint Petersburg, Russian Federation

The article proposes a digital model for determining permissible trajectories of objects moving within the airport landside area. This model can be used for assessing the reliability of information provided by automatic dependent surveillance systems, as well as for filtering false targets. False targets can arise due to reflection of radio signals emitted by surveillance systems from large objects, as well as due to active interference or spoofing attacks. The developed model is of particular importance for assessing the reliability of information provided by automatic dependent surveillance-broadcast systems at aerodromes with an average level of traffic complexity, since it allows simpler solutions in terms of surveillance compared to multilateration systems or secondary surveillance radar systems operating in Mode S.

Keywords: air traffic control, surveillance information, coordinates, aircraft, reliability

Information about the authors

Knyazhsky Alexander Yurievich – Cand. Sci. (Engineering), Research Fellow in the Field of Air Traffic Control, All-Russian Research Institute of Radio Equipment (VNIIRA), JSC, Saint Petersburg, Russian Federation.

Research interests: information processing, air traffic control.

Plyasovskikh Alexander Petrovich – Dr. Sci. (Engineering), Chief Design Manager in the Field of Air Traffic Control, Scientific and Technical Centre “Air Traffic Management”, All-Russian Research Institute of Radio Equipment (VNIIRA), JSC, Saint Petersburg, Russian Federation.

Research interests: information processing, air traffic control.