

E.S. MANUKYAN

## APPLICATION OF IMITATING MODELLING IN CLOUD ROBOTIC SYSTEMS

The possibilities of applying semantic networks in the planning blocks of cloud robotic systems are considered.

**Keywords:** cloud robotics, semantic network, knowledge base.

УДК 629.7.05:681.5.073

A.A. БАГИЯН

## КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ ИНФОРМАЦИИ В ЗАДАЧЕ ПРОГРАММНОГО СОПРОВОЖДЕНИЯ НАЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ С ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Рассмотрена задача комплексирования информации в период автоматического слежения за наземными объектами с летательных аппаратов. Приведены метод комплексирования и его математическое описание. Проведено математическое моделирование процесса программного сопровождения наземного объекта с использованием комплексирования информации и без нее в среде MATLAB. Обозначена целесообразность применения предложенного способа комплексирования информации на практике.

**Ключевые слова:** летательный аппарат, программное сопровождение, комплексирование информации, математическая модель, точность.

**Введение.** Сопровождение объектов является одной из основных задач современных обзорно-прицельных систем (ОПС) летательных аппаратов (ЛА). В настоящее время автоматическое слежение за объектами с ЛА проводится на основе сигнала от них – радиолокационного, инфракрасного или оптического их изображения. На практике часто возникают ситуации, когда сигнал от объекта действия (ОД) теряется, и происходит срыв указанного автосопровождения. При кратковременном срыве автосопровождения обычно переходят к программному слежению за объектами.

С учетом ограничений на вектор скорости наземной цели, как в направлении, так и по величине, применительно к программному сопровождению подвижных наземных объектов на основе предположения о прямолинейности и равномерности их движения была получена система дифференциальных уравнений (СДУ) [1]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{y}_1 = -y_1^2 + (y_2/y_4)^2 + (y_3/y_4)^2 - j_{1XD}/y_4; \\ \dot{y}_2 = -y_1y_2 + j_{1ZD}; \\ \dot{y}_3 = -y_1y_3 - j_{1YD}; \\ \dot{y}_4 = y_1y_4, y_4 \neq 0; \\ \dot{y}_5 = (\omega_{1X1}y_4y_6 + (\omega_{1Y1}y_4 - y_2)y_7 + (\omega_{1Z1}y_4 - y_3)y_8)/2y_4; \\ \dot{y}_6 = (-\omega_{1X1}y_4y_5 - (\omega_{1Y1}y_4 + y_2)y_8 + (\omega_{1Z1}y_4 + y_3)y_7)/2y_4; \\ \dot{y}_7 = (\omega_{1X1}y_4y_8 - (\omega_{1Y1}y_4 - y_2)y_5 - (\omega_{1Z1}y_4 + y_3)y_6)/2y_4; \\ \dot{y}_8 = (-\omega_{1X1}y_4y_7 + (\omega_{1Y1}y_4 + y_2)y_6 - (\omega_{1Z1}y_4 - y_3)y_5)/2y_4; \\ \dot{y}_9 = -\omega_{1Y1} + ((1 - 2y_6^2 - 2y_8^2)y_2 - (2y_5y_6 - 2y_7y_8)y_3)/y_4; \\ \dot{y}_{10} = -\omega_{1Z1} + ((1 - 2y_6^2 - 2y_7^2)y_3 + (2y_5y_6 + 2y_7y_8)y_2)/y_4, \end{array} \right. \quad (1)$$

где через величины  $y_1, y_2, y_3, y_4$  соответственно обозначены отношение скорости сближения с наземным объектом к величине вектора дальности  $\dot{D}/D$ , произведение составляющих угловой скорости вектора дальности в связанной с ним системе координат на дальность до ОД  $\omega_{\Gamma D}, \omega_{\text{в}}D$  и величина дальности  $D$  (условие  $D=0$  отражает столкновение ЛА с ОД, что неприемлемо из соображений безопасности полета);  $y_5, y_6, y_7, y_8$  – компоненты кватерниона поворота визирной линии на наземный объект  $Q$ ;  $y_9, y_{10}$  – расчетные угловые координаты объекта  $\varphi_{Y1}, \varphi_{Z1}$ ;  $j_{1XD}, j_{1YD}, j_{1ZD}$  – проекции абсолютного ускорения ЛА на оси связанной с вектором дальности лучевой системы координат;  $\omega_{1X1}, \omega_{1Y1}, \omega_{1Z1}$  – составляющие абсолютной угловой скорости ЛА по своим строительным осям.

В данной статье рассмотрена задача повышения точности программного сопровождения наземных объектов с летательных аппаратов на основе математического описания (1) с применением методов комплексирования информации.

**Постановка задачи.** Рассмотрим случайный процесс сопровождения наземного объекта после потери сигнала от него. Ошибка программного слежения за ОД, выраженная разностью его расчетных и действительных угловых координат, содержит следующие основные составляющие:

- методические ошибки, вызванные несоответствием предположения о прямолинейности и равномерности движения цели действительности;
- ошибки измерений, обусловленные погрешностями измерительных приборов, информация от которых используется в решении системы дифференциальных уравнений (1);
- ошибки реализации алгоритмов на бортовых вычислительных машинах;

- ошибки исполнительных устройств, выполняющих повороты визирной линии.

В данной работе рассматриваются ошибки измерений и способы их минимизации. Оценка остальных составляющих ошибки программного сопровождения будет проведена в следующих работах. Вопросы определения ошибок измерений и способов ее уменьшения рассматриваются при нулевых значениях остальных составляющих. Такая структуризация оценки составляющих ошибки программного сопровождения существенно не влияет на результаты, но вносит выгодные упрощения в процесс получения этих результатов.

Как показывает практика, ввод неточных начальных условий (НУ) имеет большее влияние на ошибку реализации программного сопровождения, чем измерения в процессе решения СДУ [2]. Следовательно, для реализации программного сопровождения наземных объектов с ЛА получение начальных условий с высокой точностью является одной из главных задач. Вопросы получения НУ с высокой точностью рассмотрим ниже.

**Комплексирование информации в процессе автосопровождения наземного объекта.** Задача повышения точности определения НУ решается на этапе автосопровождения, предшествующего программному способу слежения за ОД. В процессе автосопровождения наземного объекта все величины, входящие в СДУ (1), можно вычислить или измерить. Рассмотрим способы определения величин, которые используются в качестве начальных условий при решении указанной системы дифференциальных уравнений.

Известно, что на борту ЛА измеряются величины углов курса  $\psi$ , тангажа  $\vartheta$  и крена  $\gamma$  для ориентации в пространстве. На основе указанных углов можно легко найти кватернион  $P$  перехода из абсолютной земной системы координат  $Ox_0y_0z_0$  ( $O$ ) в систему координат ЛА  $Ox_1y_1z_1$  ( $I$ ), который имеет следующие составляющие:

$$\begin{cases} p_0 = \cos(\psi/2) \cos(\vartheta/2) \cos(\gamma/2) - \sin(\psi/2) \sin(\vartheta/2) \sin(\gamma/2); \\ p_1 = \cos(\psi/2) \sin(\vartheta/2) \sin(\gamma/2) + \sin(\psi/2) \cos(\vartheta/2) \cos(\gamma/2); \\ p_2 = \cos(\psi/2) \sin(\vartheta/2) \cos(\gamma/2) - \sin(\psi/2) \cos(\vartheta/2) \sin(\gamma/2); \\ p_3 = \cos(\psi/2) \cos(\vartheta/2) \sin(\gamma/2) + \sin(\psi/2) \sin(\vartheta/2) \cos(\gamma/2). \end{cases}$$

В процессе автосопровождения измеряются угловые координаты наземного объекта  $\varphi_{yл}$ ,  $\varphi_{zл}$ , которые выражают два поворота: первый – относительно вертикальной оси ЛА  $OY_1$ , второй – относительно образованной первым поворотом боковой оси  $OZ_л$ . По указанному принципу происходит сопровождение объектов в большинстве обзорно-прицельных систем. Определим

составляющие кватерниона поворота визирной линии  $R$  на ОД на основе измеряемых угловых координат  $\varphi_{YЛ}$ ,  $\varphi_{ZЛ}$ :

$$\begin{cases} r_0 = \cos(\varphi_{YЛ}/2) \cos(\varphi_{ZЛ}/2); \\ r_1 = \sin(\varphi_{YЛ}/2) \sin(\varphi_{ZЛ}/2); \\ r_2 = \sin(\varphi_{YЛ}/2) \cos(\varphi_{ZЛ}/2); \\ r_3 = \cos(\varphi_{YЛ}/2) \sin(\varphi_{ZЛ}/2). \end{cases}$$

Угловые координаты ОД относительно продольной оси ЛА  $\varphi_{Y1}$ ,  $\varphi_{Z1}$  выражаются через указанные выше величины  $\varphi_{YЛ}$ ,  $\varphi_{ZЛ}$ . На основе измерения углов крена ЛА  $\gamma$  и угловых координат  $\varphi_{YЛ}$ ,  $\varphi_{ZЛ}$  определяются величины  $\varphi_{\Gamma}$ ,  $\varphi_{\text{В}}$ , тем самым и составляющие  $q_0$ ,  $q_1$ ,  $q_2$ ,  $q_3$  кватерниона  $Q$  перехода из связанной с ЛА системы координат  $OX_1Y_1Z_1$  в стабилизированную по крену лучевую систему  $OX_DY_DZ_D$  ( $\mathbf{E}$ ):

$$\begin{cases} q_0 = \cos(\gamma/2) \cos(\varphi_{\Gamma}/2) \cos(\varphi_{\text{В}}/2) + \sin(\gamma/2) \sin(\varphi_{\Gamma}/2) \sin(\varphi_{\text{В}}/2); \\ q_1 = \cos(\gamma/2) \sin(\varphi_{\Gamma}/2) \sin(\varphi_{\text{В}}/2) - \sin(\gamma/2) \cos(\varphi_{\Gamma}/2) \cos(\varphi_{\text{В}}/2); \\ q_2 = -\cos(\gamma/2) \sin(\varphi_{\Gamma}/2) \cos(\varphi_{\text{В}}/2) - \sin(\gamma/2) \cos(\varphi_{\Gamma}/2) \sin(\varphi_{\text{В}}/2); \\ q_3 = -\cos(\gamma/2) \cos(\varphi_{\Gamma}/2) \sin(\varphi_{\text{В}}/2) + \sin(\gamma/2) \sin(\varphi_{\Gamma}/2) \cos(\varphi_{\text{В}}/2). \end{cases}$$

Применением кватернионов  $P$  и  $Q$  легко можно выразить орты системы координат  $\mathbf{O}$  через орты системы  $\mathbf{E}$  по следующей формуле:

$$\mathbf{O} = \tilde{Q} \circ \tilde{P} \circ \mathbf{E} \circ P \circ Q, \quad (2)$$

где  $\tilde{Q}$ ,  $\tilde{P}$  – сопряженные кватернионы  $Q$  и  $P$  соответственно.

Особый интерес представляет орт  $\vec{Y}_0$  системы координат  $OX_0Y_0Z_0$ , который на основе выражения (2) можно представить в виде функции ортов  $\vec{X}_D$ ,  $\vec{Y}_D$ ,  $\vec{Z}_D$  системы координат  $OX_DY_DZ_D$ :

$$\vec{Y}_0 = a\vec{X}_D + b\vec{Y}_D + c\vec{Z}_D, \quad (3)$$

где  $a$ ,  $b$ ,  $c$  – величины, определяемые с помощью составляющих кватернионов  $P$  и  $Q$ .

Дальность  $D$  до наземного объекта можно измерить с помощью дальнометрических устройств или угломестного способа, выраженного с помощью кватернионов по формуле

$$D = -H/a, \quad (4)$$

где  $H$  – высота полета относительно поверхности Земли (относительная высота).

В процессе автосопровождения также измеряются угловые скорости  $\dot{\varphi}_{YЛ}, \dot{\varphi}_{ZЛ}$ , с помощью которых легко определяются величины  $\dot{\varphi}_{X1}, \dot{\varphi}_{Y1}, \dot{\varphi}_{Z1}$ . Для нахождения составляющих абсолютной угловой скорости  $\omega_{\Gamma}, \omega_{В}$  запишем следующее векторное уравнение:

$$\overline{\omega_D} = \overline{\omega_1} + \overline{\omega_{D/1}},$$

где  $\overline{\omega_D}$  – абсолютная угловая скорость вектора дальности;  $\overline{\omega_1}$  – абсолютная угловая скорость ЛА;  $\overline{\omega_{D/1}}$  – угловая скорость вектора дальности (линии визирования ОД) относительно ЛА. Переходя к гиперкомплексным отображениям указанных векторов, можно получить уравнение

$$\Omega_D = \tilde{Q} \circ (\Omega_{1I} + \Omega_{D/1I}) \circ Q, \quad (5)$$

где  $\Omega_D = \omega_{\Gamma}\mathbf{j} + \omega_{В}\mathbf{k}$ ,  $\Omega_{1I} = \omega_{1X1}\mathbf{i} + \omega_{1Y1}\mathbf{j} + \omega_{1Z1}\mathbf{k}$ ,  $\Omega_{D/1I} = \dot{\varphi}_{X1}\mathbf{i} + \dot{\varphi}_{Y1}\mathbf{j} + \dot{\varphi}_{Z1}\mathbf{k}$  – гиперкомплексные отображения векторов  $\overline{\omega_D}, \overline{\omega_1}, \overline{\omega_{D/1}}$  соответственно;  $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$  – мнимые единицы.

На основе измерений составляющих угловой скорости ЛА  $\omega_{1X1}, \omega_{1Y1}, \omega_{1Z1}$  и вычисления величин  $\dot{\varphi}_{X1}, \dot{\varphi}_{Y1}, \dot{\varphi}_{Z1}$  из уравнения (5) определяются составляющие абсолютной угловой скорости вектора дальности  $\omega_{\Gamma}, \omega_{В}$ . При возможности измерения  $\omega_{\Gamma}, \omega_{В}$  и  $D$  нахождение величин  $\omega_{\Gamma}D, \omega_{В}D$  сводится к простому умножению первых двух величин на третью.

Измерения относительной высоты  $H$ , вертикальной составляющей скорости полета ЛА  $\dot{H}$  с применением в расчет выражений (3), (4), (5) и допущения о горизонтальности вектора скорости наземного объекта позволяют вычислить величину  $\dot{D}/D$ :

$$\dot{D}/D = \dot{H}/H + b\omega_{В}D/H - c\omega_{\Gamma}D/H.$$

Указанные измеряемые в процессе автосопровождения наземного объекта величины  $\dot{D}/D, \omega_{\Gamma}D, \omega_{В}D, D, q_0, q_1, q_2, q_3, \varphi_{Y1}, \varphi_{Z1}$  для краткости и их отличия от величин, получаемых решением СДУ (1), соответственно обозначим  $y_{1и}, y_{2и}, y_{3и}, y_{4и}, y_{5и}, y_{6и}, y_{7и}, y_{8и}, y_{9и}, y_{10и}$ . Полученные величины используются в решении задачи комплексирования информации и в начальный момент выступают в качестве исходных значений вектора  $Y$  ( $Y(0) = [y_{1и}(0), y_{2и}(0), y_{3и}(0), y_{4и}(0), y_{5и}(0), y_{6и}(0), y_{7и}(0), y_{8и}(0), y_{9и}(0), y_{10и}(0)]^T$ ). Справедливо предположение, что измеренные величины  $y_{1и}, y_{2и}, y_{3и}, y_{4и}, y_{5и}, y_{6и}, y_{7и}, y_{8и}, y_{9и}, y_{10и}$  являются центрированными случайными величинами, распределенными по нормальному закону, со следующими значе-

ниями среднеквадратических отклонений (СКО) [2, 7, 8]:  $\sigma(y_{1и}) = 0,001 \text{ с}^{-1}$ ;  $\sigma(y_{2и}) = \sigma(y_{3и}) = 0,7 \text{ м/с}$ ;  $\sigma(y_{4и}) = 15 \text{ м}$ ;  $\sigma(y_{5и}) = \sigma(y_{6и}) = \sigma(y_{7и}) = \sigma(y_{8и}) = 0,0008$ ;  $\sigma(y_{9и}) = \sigma(y_{10и}) = 0,08^\circ$ .

Необходимо отметить, что параллельно с измерениями указанных величин их еще можно определить решением СДУ (1) в процессе автосопровождения ОД. Полученные на этапе автосопровождения решением СДУ (1) величины соответственно обозначим  $y_{1п}, y_{2п}, y_{3п}, y_{4п}, y_{5п}, y_{6п}, y_{7п}, y_{8п}, y_{9п}, y_{10п}$ .

Таким образом, в процессе автосопровождения наземного объекта имеется возможность определения вектора  $Y = [y_1, y_2, y_3, y_4, y_5, y_6, y_7, y_8, y_9, y_{10}]^T$ , как минимум, двумя способами. Следовательно, для повышения точности определения НУ целесообразно применить методы комплексирования информации [3–5].

Как показывает практика, измерения вектора  $Y_{и} = [y_{1и}, y_{2и}, y_{3и}, y_{4и}, y_{5и}, y_{6и}, y_{7и}, y_{8и}, y_{9и}, y_{10и}]^T$  содержат высокочастотные ошибки, а вектора  $Y_{п} = [y_{1п}, y_{2п}, y_{3п}, y_{4п}, y_{5п}, y_{6п}, y_{7п}, y_{8п}, y_{9п}, y_{10п}]^T$  – низкочастотные [2]. Для такого случая в [6] описан метод комплексирования информации. Суть указанного метода комплексирования заключается в следующем (см. рис. 1 а): разность измерений величины с высокочастотными и низкочастотными ошибками проходит через фильтр нижних частот первого порядка и суммируется с измерением величины с низкочастотными ошибками.

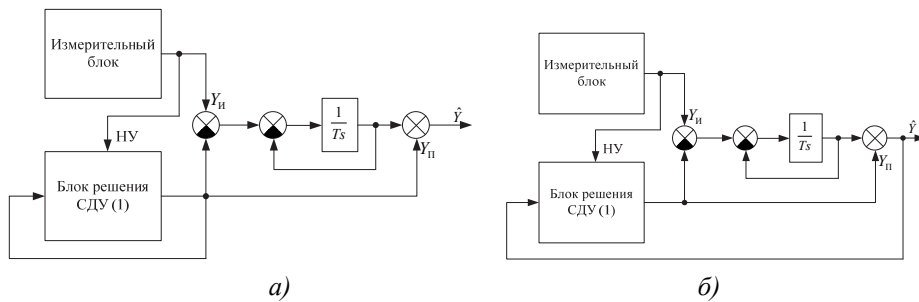


Рис. 1. Схема комплексирования информации

Вместо величин  $y_{1п}, y_{2п}, y_{3п}, y_{4п}, y_{5п}, y_{6п}, y_{7п}, y_{8п}, y_{9п}, y_{10п}$  на следующих шагах решения СДУ (1), подавая вектор их оценок  $\hat{Y} = [\hat{y}_1, \hat{y}_2, \hat{y}_3, \hat{y}_4, \hat{y}_5, \hat{y}_6, \hat{y}_7, \hat{y}_8, \hat{y}_9, \hat{y}_{10}]^T$  обратно в СДУ (1) (то есть заменой вектора  $Y$  на вектор  $\hat{Y}$  в СДУ (1) (см. рис. 1 б), получаем более быстрое уменьшение ошибок НУ.

Для простоты записей математическое описание, соответствующее схеме 2 (рис. 1 б), выразим векторным дифференциальным уравнением, которое решается численными методами:

$$\dot{\hat{Y}} = (A_1 - \hat{A})\hat{Y} + B_1 U_1 + \hat{A} Y_{\text{н}}. \quad (6)$$

Далее оценим эффективность предложенных способов комплексирования информации с помощью математической модели процесса автосопровождения для некоторого случая в среде MATLAB.

**Оценка точности определения начальных условий.** С учетом скорости процессов в полете на решение задачи сопровождения наземных объектов отводится ограниченный промежуток времени. Рассмотрим следующую последовательность событий: наземный объект захвачен на автосопровождение в течение 3 с, после чего сигнал от него теряется, и включается предложенный выше метод программного сопровождения в течение 5 с.

Пусть ЛА совершает полет со следующими постоянными параметрами:  $j_{1XD} = 1 \text{ м/с}^2$ ,  $j_{1YD} = 2 \text{ м/с}^2$ ,  $j_{1ZD} = 0,5 \text{ м/с}^2$ ,  $\omega_{1X1} = -0,0001 \text{ с}^{-1}$ ,  $\omega_{1Y1} = 0,00001 \text{ с}^{-1}$ ,  $\omega_{1Z1} = 0,002 \text{ с}^{-1}$ . При этом в момент захвата объекта на автосопровождение имеются следующие исходные данные: дальность до объекта  $D_0 = 7000 \text{ м}$ , его угловые координаты  $\varphi_{\Gamma 0} = 3^\circ$ ,  $\varphi_{B0} = -10^\circ$ , скорость полета  $V_{10} = 200 \text{ м/с}$ , относительная высота полета  $H_0 = 1000 \text{ м}$  и угол крена  $\gamma_0 = 5^\circ$ .

Измерения, необходимые для решения задачи программного сопровождения, являются центрированными случайными величинами, распределенными по нормальному закону со следующими значениями СКО [7, 8]:  $\sigma(j_{1XD}) = \sigma(j_{1YD}) = \sigma(j_{1ZD}) = 0,15 \text{ м/с}^2$ ,  $\sigma(\omega_{1X1}) = \sigma(\omega_{1Y1}) = \sigma(\omega_{1Z1}) = 0,0003 \text{ с}^{-1}$ .

После потери сигнала от наземного объекта рассмотрим пятисекундный отрезок программного его сопровождения. Используя полученные результаты, смоделируем этот отрезок и на основе 300 опытов оценим ошибки определения угловых координат ОД  $\varphi_{Y1}$ ,  $\varphi_{Z1}$  без комплексирования информации (см. рис. 2 а) и с применением схемы 2 (рис. 2 б).

В данном примере с помощью комплексирования информации по схеме 2 (рис. 2 б) ошибки угловых координат были уменьшены приблизительно в 4 раза. Полученные моделированием результаты свидетельствуют об эффективности применения предложенного способа комплексирования информации в задаче программного сопровождения наземных объектов с ЛА.

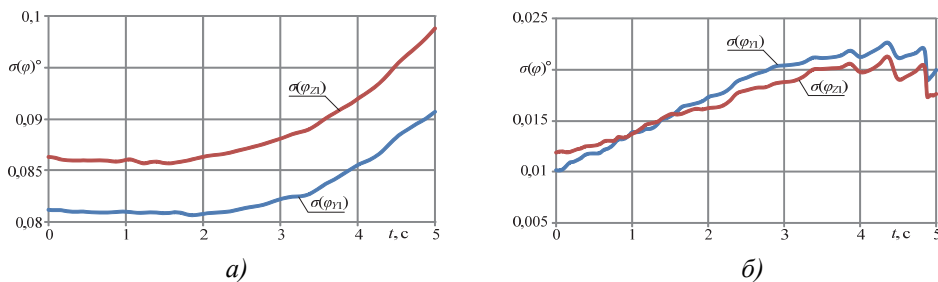


Рис. 2. Зависимость СКО ошибок определения угловых координат от времени

**Заключение.** Рассмотренный в работе способ комплексирования информации по схеме 2 (рис. 2 б) значительно повышает точность определения угловых координат наземного объекта в процессе его программного сопровождения, что обусловлено значительным уменьшением ошибок величин, выступающих в качестве начальных условий для решения уравнений (1). Использование предложенного способа комплексирования информации и фильтра Калмана (без комплексирования) [9] для повышения точности программного сопровождения дает эквивалентные результаты, но для реализации схемы 2 (рис. 2 б) требуется решить систему из 10 дифференциальных уравнений, а для калмановской фильтрации без комплексирования – систему из 65 дифференциальных уравнений.

Таким образом, при недостаточной производительности бортовых вычислительных машин реализация предложенного способа повышения точности программного сопровождения наземных объектов является более простой, чем фильтра Калмана, но вместе с этим дает эффект, аналогичный эффекту калмановской фильтрации.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Багиян А.А.** Применение кватернионов в задаче программного сопровождения наземных объектов с летательных аппаратов // Гироскопия и навигация. – 2011 – № 4. – С. 11-22.
2. **Багиян А.А.** Лазерная станция подсвета и дальнометрирования самолета-штурмовика с программным сопровождением цели: Дипломный проект. – М.: ВВИА, 2008. – 141 с.
3. **Liggins M.E., Hall D.L., Llinas J.** Handbook of Multisensor Data Fusion: Theory and Practice. – Boca Raton: CRC Press, 2008. – 872 p.
4. **Mitchell H.B.** Multi-Sensor Data Fusion: An Introduction. – N.Y.: Springer, 2007. – 296 p.

5. Методы классической и современной теории автоматического управления: Учебник в 5 тт. Т. 2. Статистическая динамика и идентификация систем автоматического управления / Под ред. К.А. Пупкова, Н.Д. Егупова. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. – 640 с.
6. **Ганулич А. К.** Авиационные прицельные системы, их исследование и испытание. – М.: ВВИА, 1984. – 210 с.
7. **Боднер В.А.** Системы управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1973. – 504 с.
8. **Fraden J.** Handbook of Modern Sensors: Physics, Designs, and Applications. – Springer, 2004. – 589 p.
9. **Багиян А.А.** К вопросу о точности системы программного сопровождения наземных объектов с летательных аппаратов: Конкурс научно-технических работ и проектов “Молодежь и будущее авиации и космонавтики”: Аннотации работ. – М., 2011. – С. 80.

#### Ա.Հ. ԲԱԴԻՅԱՆ

#### ՏՎՅԱԼՆԵՐԻ ՀԱՄԱԴՐՈՒՄԸ ԹՈՂՈՂ ՍԱՐՔԵՐԻՑ ՎԵՐԳԵՏՆՅԱ ՕՐՅԵԿՏՆԵՐԻ ԾՐԱԳՐԱՅԻՆ ՈՒՂԵԿՑՄԱՆ ԽՆԴՐՈՒՄ

Դիտարկված է տվյալների համադրումը թռչող սարքերից վերգետնյա օբյեկտների ուղեկցման ժամանակ: Ներկայացված են տվյալների համադրման մեթոդը և մաթեմատիկական նկարագիրը: MATLAB ծրագրային միջավայրում իրականացվել է թռչող սարքերից վերգետնյա օբյեկտների ուղեկցման պրոցեսի մոդելավորում՝ տվյալների համադրման կիրառմամբ և առանց դրա օգտագործման: Ընդգծված է առաջարկվող լուծումների կիրառման նպատակահարմարությունը պրակտիկայում:

**Առանցքային բառեր.** թռչող սարք, ծրագրային ուղեկցում, տվյալների համադրում, մաթեմատիկական մոդել, ճշգրտություն:

#### A.H. BAGHIYAN

#### DATA FUSION IN THE PROBLEM OF PROGRAMMED TRACKING OF GROUND OBJECTS FROM AIRCRAFT

The problem of information integration is considered in the process of autotracking of ground objects from aircraft. The method of information integration and its mathematical description are presented. The modeling of the process of programmed tracking of ground objects from aircraft, using data fusion and without it has been carried out in MATLAB. The expediency of application of the proposed method of data fusion in practice is designated.

**Keywords:** aircraft, programmed tracking, information integration, mathematical model, accuracy.