



УДК 629.051

ПРИНЦИПЫ ИНДИКАЦИИ МАРШРУТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ЭКРАНЕ БОРТОВЫХ СРЕДСТВ ОТОБРАЖЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ

В.В. Маркелов^a, М.О. Костишин^{a, b}, И.О. Жаринов^{a, b}, В.А. Нечаев^{a, b}, Д.А. Заколдаев^{b, c}^a АО «ОКБ «Электроавтоматика», Санкт-Петербург, 198095, Российская Федерация^b Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация^c ЗАО «Морские компьютерные системы», Санкт-Петербург, 192174, Российская Федерация

Адрес для переписки: igor_rabota@pisem.net

Информация о статье

Поступила в редакцию 09.11.15, принята к печати 07.12.15

doi:10.17586/2226-1494-2016-16-1-96-107

Язык статьи – русский

Ссылка для цитирования: Маркелов В.В., Костишин М.О., Жаринов И.О., Нечаев В.А., Заколдаев Д.А. Принципы индикации маршрутных траекторий полета летательного аппарата на экране бортовых средств отображения информации // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2016. Т. 16. № 1. С. 96–107.

Аннотация

Предмет исследования. Рассматриваются принципы и алгоритмы построения маршрутных траекторий полета летательного аппарата (воздушного судна) в горизонтальной плоскости для их последующего отображения на индикаторах навигационной обстановки в кабине экипажа. Индикаторы навигационной обстановки представляют собой средства отображения информации, выполненные на базе плоской жидкокристаллической панели. **Методы.** Отображение траектории полета на бортовых многофункциональных индикаторах осуществляется путем последовательной прорисовки определенных графических примитивов, имеющихся в библиотеке, в соответствии с массивом данных для отображения маршрута. Массив данных формируется программным обеспечением бортового комплекса на основе информации, представленной в полетном задании и соответствующей базе данных «Jeppesen» или аналогичной. Формирование массива осуществляется приведением заданных траекторий маршрута к форматам трех типовых описанных траекторий. При этом каждая из типовых траекторий имеет стандартное описание и алгоритм расчета параметров, составляющих массив данных для отображения. **Основные результаты.** Приведены новые алгоритмы формирования и расчета массивов данных маршрутных траекторий, необходимые для их построения и отображения на многофункциональных индикаторах, применяемых в авионике. **Практическая значимость.** Приведенные новые алгоритмы построения маршрутных траекторий унифицируют алгоритмы формирования информации для отображения на индикаторах навигационной обстановки и оптимизируют набор расчетных данных для управления полетом по траектории в горизонтальной плоскости

Ключевые слова

траектория маршрута летательного аппарата, навигационная обстановка, зональная навигация

PRINCIPLES OF INDICATION FOR EN-ROUTE FLIGHT PATHS OF THE AIRCRAFT ON THE SCREEN OF ON-BOARD DISPLAY DEVICES

V.V. Markelov^a, M.O. Kostishin^{a, b}, I.O. Zharinov^{a, b}, V.A. Nechaev^{a, b}, D.A. Zakoldaev^{b, c}^a Scientific Design Bureau “Electroavtomatica”, Saint Petersburg, 198095, Russian Federation^b ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation^c CJSC “Marine Computer Systems”, Saint Petersburg, 192174, Russian Federation

Corresponding author: igor_rabota@pisem.net

Article info

Received 09.11.15, accepted 07.12.15

doi:10.17586/2226-1494-2016-16-1-96-107

Article in Russian

For citation: Markelov V.V., Kostishin M.O., Zharinov I.O., Nechaev V.A., Zakoldaev D.A. Principles of indication for en-route flight paths of the aircraft on the screen of on-board display devices. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, 2016, vol. 16, no. 1, pp. 96–107.

Abstract

Subject of Research. We consider the principles and algorithms for construction of en-route flight paths of an aircraft (airplane) in a horizontal plane for their subsequent display on the navigation situation indicators in the cockpit. Navigation situation indicators are display devices designed on the basis of flat liquid crystal panel. **Methods.** Flight trajectory display by on-board multifunction indicators is performed by successive drawing of graphic primitives available in the library and defined in accordance with an array of data to display the route. An array of data is generated by on-board software complex

based on the information provided in the flight task and the corresponding «Jeppesen» database or analogous one. Formation of the array is carried out by bringing the set of trajectory paths to the format of three typical trajectories described. In addition, each of the types of trajectories has a standard description of the algorithm for calculating the parameters that make up an array of data to display. **Main Results.** The algorithms of forming and calculating the amounts of data of routing paths required for their construction and display on the multifunction indicators applied in avionics. **Practical Relevance.** These novel routing algorithms for constructing trajectory paths unify algorithms of generating information for display on the navigation situation indicators and optimize a set of calculated data for flight control at the trajectory in the horizontal plane.

Keywords

aircraft route trajectory, navigation situation, area navigation

Введение

Для обеспечения выполнения полета по заданному в полетном задании (плане полета) маршруту предусматривается отображение данного маршрута на индикаторах навигационной обстановки в кабине экипажа. Современные требования по точности навигации при полете по маршруту весьма высоки. Так, по правилам зональной навигации вероятность выдерживания заданной траектории составляет 0,95 при отклонении не более $\pm 1,85$ км (требуемые навигационные характеристики RNP не хуже RNP 1). Это обуславливают повышенные требования и к точности отображения маршрута на бортовых индикаторах, включая отображение участков перехода между фиксированными траекториями маршрута, которые должны максимально соответствовать фактической реализации данных переходов, обеспечиваемой бортовой системой управления [1–11]. Выполнение этих требований реализуется при использовании многофункциональных индикаторов и детализации маршрута на отдельные конечные траектории.

В общем случае представление маршрута состоит из набора заданных точек пути (WP) и набора образующих маршрут траекторий, определенных в геодезической системе координат. Непосредственно отображение маршрута на индикаторе обеспечивается преобразованием WP и траекторий из геодезической в экранную систему координат с учетом выбранного окна индикатора и масштаба изображения [12].

Исходные данные для построения маршрута включают в себя массив навигационной информации, определенный полетным заданием (планом полета) и содержащий последовательный перечень WP и описание траекторий полета между ними. В зависимости от поставленных задач, описание WP и траекторий может соответствовать стандартам ARINC-424 или собственной структуре базы данных [9–16].

Бортовой комплекс преобразует заданную навигационную информацию в массив образующих маршрут траекторий, каждая из которых формируется из WP, соединенных друг с другом. Координаты WP траектории и тип соединительной линии определяются расчетным путем в зависимости от заданных параметров соответствующего участка маршрута. Принципы и алгоритмы преобразования не регламентируются и определяются целевым назначением воздушного судна и техническими характеристиками бортового комплекса [1, 2, 17–20].

Вариант отображения траекторий полета на бортовом многофункциональном индикаторе представлен на рис. 1. Здесь представлен типовой вариант формирования массива данных для отображения маршрута (участков маршрута) на бортовых индикаторах с целью обеспечения полетов по правилам зональной навигации или аналогичным.

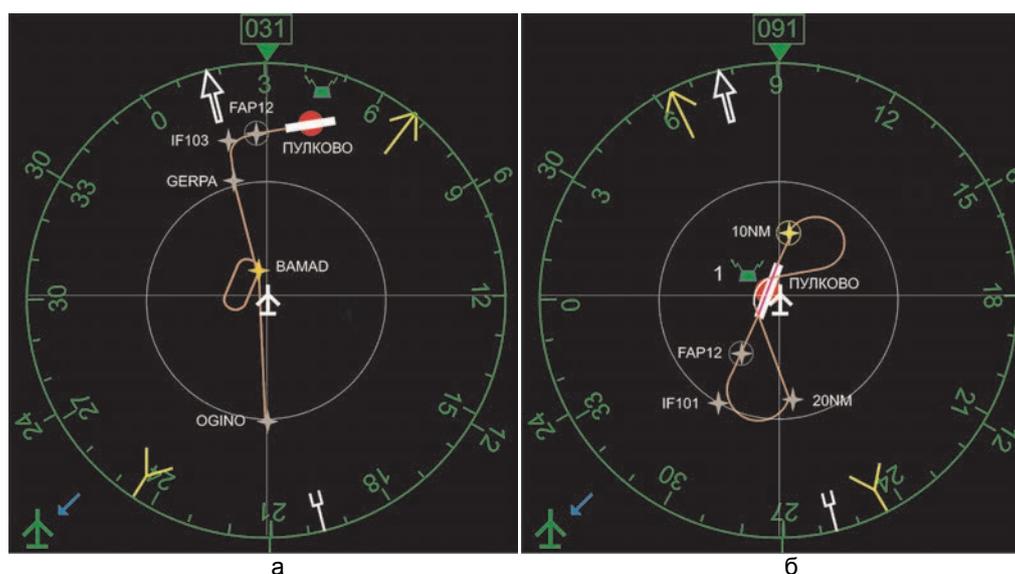


Рис. 1. Отображение участков маршрута на бортовом многофункциональном индикаторе: полет по маршруту (а); повторный заход на посадку (б)

Массив данных траектории

Массив данных каждой траектории включает в себя последовательный набор графических примитивов дуга–отрезок, определенных в геодезической системе координат. В общем случае каждая траектория состоит из набора дуг, построенных из характерных расчетных точек и соединенных отрезками.

Схема построения типовой траектории представлена на рис. 2. Для ее отображения используется ряд следующих рассчитываемых параметров, составляющих два или три участка типа дуга–прямая:

- геодезические координаты текущего или начального местоположения ($B0, L0$);
- радиус разворота (R);
- азимут центра первого разворота ($A1$);
- угол дуги первого разворота ($L1$) (знаковый);
- геодезические координаты точки конечного разворота (BR, LR);
- радиус разворота (R);
- азимут центра конечного разворота ($A2$);
- угол дуги конечного разворота ($L2$) (знаковый);
- геодезические координаты точки окончания траектории (BE, LE);
- радиус дуги (RF) (только для полета по дуге);
- азимут центра дуги ($A3$) (только для полета по дуге) (знаковый);
- угол полета по дуге ($L3$) (только для полета по дуге).

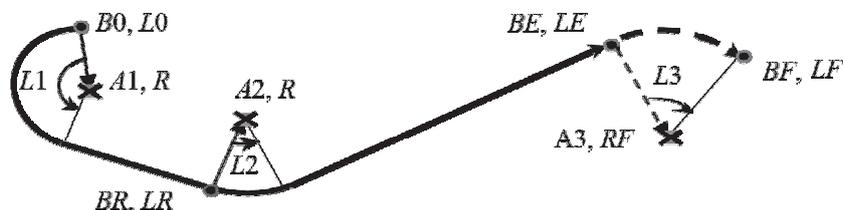


Рис. 2. Схема построения траектории

При построении маршрута последовательно отображаются все траектории, из которых маршрут состоит. При этом точка окончания траектории (BE, LE или BF, LF – для полета по дуге) принимается в качестве точки текущего местоположения ($B0, L0$) для следующей траектории.

Величина радиуса разворота, используемая при построении дуг траектории, определяется заданной скоростью полета и заданным углом крена и вычисляется по формуле $R = V_{ист}^2 / (g \cdot tg \gamma)$, где $V_{ист}$ – истинная скорость (заданная на данной траектории); g – ускорение свободного падения; γ – значение заданного угла крена на текущей траектории.

Для определения окончания траектории при наличии линейного упреждения разворота используется значение расчетного радиуса разворота для полета по следующей траектории (RE), определяемое приведенной формулой. Исходными данными для нее являются заданные параметры, относящиеся к следующей траектории. При построении маршрута последовательно отображаются все траектории, из которых маршрут состоит. При этом точка окончания траектории (BE, LE или BF, LF – для полета по дуге) принимается в качестве точки текущего местоположения ($B0, L0$) для следующей траектории.

Траектории полета в горизонтальной плоскости

Траектории полета в горизонтальной плоскости могут быть представлены тремя типовыми траекториями. Варианты реализуемых типовых траекторий полета в горизонтальной плоскости и исходные данные для их расчета представлены в табл. 1.

При построении маршрута, состоящего из последовательности траекторий, в качестве текущего путевого угла принимается расчетный азимут окончания предыдущей траектории.

Представление стандартных типов траекторий, в том числе некоторых траекторий зональной навигации [1, 2, 6] в виде типовых приведено в табл. 2. Там же представлено преобразование исходных данных для расчета траекторий по типовым методикам.

Функция типа $F_{пр}(B, L, A, D)$ обеспечивает расчет геодезических координат навигационной точки по известным координатам заданной точки и известному азимуту и дальности от нее. Функция представляет собой решение Прямой геодезической задачи в пространстве.

Функция типа $F_{обр}(B1, L1, B2, L2)$ обеспечивает расчет азимута от первой заданной координатами навигационной точки ко второй. Функция представляет собой решение обратной геодезической задачи на эллипсоиде.

Алгоритмы расчета параметров трех типовых траекторий (*Линия пути*, *Прямо на точку* или *Полет по дуге*) приведены ниже.

Траектория	Схема	Исходные данные
Линия пути		<p>B_0, L_0 – координаты текущего местоположения Ψ_0 – текущий путевой угол BF, LF – координаты исполняемой навигационной точки AF – конечный азимут ортодромии</p>
Прямо на точку (на касательную к окружности, построенной в заданном направлении)		<p>B_0, L_0 – координаты текущего местоположения Ψ_0 – текущий путевой угол BF, LF – координаты исполняемой навигационной точки AF – заданное направление подхода RF – радиус окружности TDF – направление разворота</p>
Полет по дуге		<p>B_0, L_0 – координаты текущего местоположения Ψ_0 – текущий путевой угол BF, LF – координаты центра дуги AF – заданный азимут исполняемой навигационной точки RF – радиус дуги TDF – направление разворота</p>

Таблица 1. Типовые траектории в горизонтальной плоскости

Траектория линии пути

В качестве исходных данных принимаются текущий путевой угол (Ψ_0); конечный азимут ортодромии (AF).

В качестве измеренных параметров принимаются рассчитываемые с помощью решения обратной геодезической задачи на эллипсоиде между текущим местоположением и местоположением исполняемой навигационной точки:

- азимут текущего местоположения от исполняемой навигационной точки (AF_0);
- азимут на исполняемую навигационную точку от текущего местоположения (A_0F);
- расстояние до исполняемой навигационной точки (D_0F).
- боковое отклонение от ортодромии (Z): $Z = D_0F \cdot \sin(AF - AF_0)$.
- азимут ортодромии (ΨF): $\Psi F = AF + \pi + (A_0F - AF_0)$ в диапазоне $[-\pi; \pi]$.

Развороты на участке выхода на траекторию осуществляются с расчетным радиусом (R).

Направление разворота. Направление первого разворота определяется из условия обеспечения меньшего угла разворота, потребного для выхода на траекторию приближения к ортодромии.

Траектория приближения к ортодромии представляет собой прямую, расположенную под заданным углом приближения к ортодромии, переходящую в дугу окружности, касательную к ортодромии, с радиусом, равным радиусу разворота. Заданный угол приближения принимается равным $45^\circ (\pi/4)$. В случае другой величины угла приближения значение $\pi/4$ в приведенных ниже формулах заменяется на соответствующее значение.

Направление разворота (TD):

- при $|Z| \geq R \cdot (1 - \cos(\pi/4))$:
 $TD = \text{sign}(\sin(\text{sign}(Z) \cdot \pi/4 - (\Psi_0 - \Psi F)))$. При $|Z| < R \cdot (1 - \cos(\pi/4))$:
 $TD = \text{sign}(\sin(\text{sign}(Z) \cdot \arccos(1 - |Z|/R) - (\Psi_0 - \Psi F)))$.
- при $TD = 1$ – разворот по часовой стрелке, при $TD = -1$ – против.

Угол приближения, заданный путевой угол. Угол приближения представляет собой угол выхода на дугу окружности, касательную к ортодромии с радиусом, равным радиусу разворота, и отсчитывается от направления ортодромии. Угол приближения определяется боковым отклонением от ортодромии и направлением разворота.

Угол приближения (Φ):

при $TD \cdot Z > R \cdot (1 + \cos(\Psi_0 - \Psi F) - 2 \cos \pi/4)$: $\Phi = TD \cdot \pi/4$;

при $TD \cdot Z \geq R \cdot (\cos(\Psi_0 - \Psi_F) - 1)$ и $TD \cdot Z \leq R \cdot (1 + \cos(\Psi_0 - \Psi_F) - 2 \cos \pi/4)$:
 $\Phi = TD \cdot \arccos(0.5 \cdot (1 + \cos(\Psi_0 - \Psi_F) - TD \cdot Z / R))$;
 при $TD \cdot Z < R \cdot (\cos(\Psi_0 - \Psi_F) - 1)$: $\Phi = -TD \cdot \pi/4$.
 Путьевой угол приближения (Ψ_D): $\Psi_D = \Psi_F + \Phi$ в диапазоне $[-\pi; \pi]$.

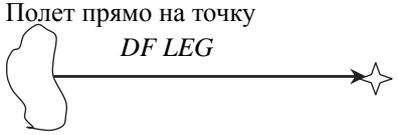
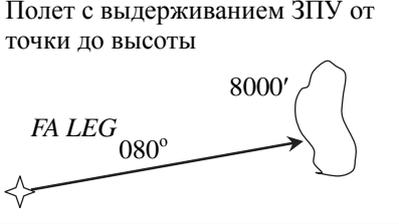
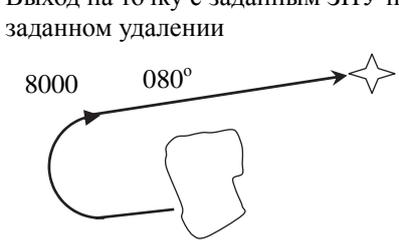
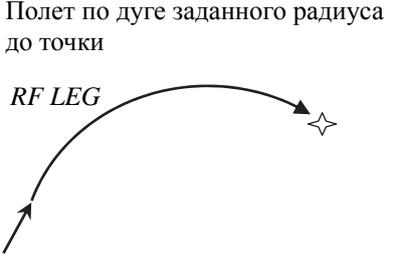
Описание траектории Указатель окончания траектории	Исходные данные траектории	Исходные данные типовой траектории
Линия пути между двумя точками <i>TF LEG</i> 	$B1, L1$ – координаты первой точки $B2, L2$ – координаты второй точки	Линия пути $BF, LF = B2, L2$ $AF = F_{обр}(B2, L2, B1, L1) + \pi$
Полет с выдерживанием ЗПУ на точку <i>CF LEG</i> 080° 	B, L – координаты точки ЗПУ – заданный путьевой угол	Линия пути $BF, LF = B, L$ $AF = ЗПУ$
Полет прямо на точку <i>DF LEG</i> 	B, L – координаты точки	Прямо на точку $BF, LF = B, L$ $AF = 0, RF = 0$ $TDF = 0$
Полет с выдерживанием ЗПУ от точки до высоты <i>FA LEG</i> 080° 8000' 	B, L – координаты точки ЗПУ – заданный путьевой угол ΔH – необходимый набор высоты	Линия пути $BF, LF = F_{пр}(B, L, ЗПУ, \Delta H / grad)$ где <i>grad</i> – градиент набора высоты $AF = ЗПУ$
Выход на точку с заданным ЗПУ на заданном удалении 8000 080° 	B, L – координаты точки ЗПУ – заданный путьевой угол Дуп – дальность упреждения	1 участок <i>Прямо на точку</i> $BF, LF = F_{пр}(B, L, ЗПУ + \pi, Дуп)$ $AF = ЗПУ$ $RF =$ радиус разворота $TDF = 0$ 2 участок <i>Линия пути</i> $BF, LF = B, L$ $AF = ЗПУ$
Полет по дуге заданного радиуса до точки <i>RF LEG</i> 	B, L – координаты точки $B_{ц}, L_{ц}$ – координаты центра дуги R дуги – радиус дуги HP – направление разворота	Полет по дуге $BF, LF = B_{ц}, L_{ц}$ $AF = F_{обр}(B_{ц}, L_{ц}, B, L)$ $RF = R$ дуги $TDF = HP$
Полет в зоне ожидания <i>HA, HF, HM</i> 080° 	B, L – координаты точки зоны ожидания ЗПУ – заданный путьевой угол приближения S – длина участка приближения HP – направление разворота	1 участок <i>Прямо на точку</i> $BF, LF = F_{пр}(B, L, ЗПУ + \pi, S)$ $AF = ЗПУ$ $RF =$ радиус разворота $TDF = HP$ 2 участок <i>Линия пути</i> $BF, LF = B, L$ $AF = ЗПУ$

Таблица 2. Представление траекторий в типовом формате

Параметры выхода на траекторию. Участок выхода на траекторию полета по линии пути – ортодромии включает в себя дугу первого разворота от текущего местоположения до достижения угла приближения и дугу конечного разворота выхода на ортодромию от точки начала конечного разворота, соединенные прямой. Радиусы дуг равны расчетному радиусу разворота.

Параметры участка выхода на линию пути представлены на рис. 3.

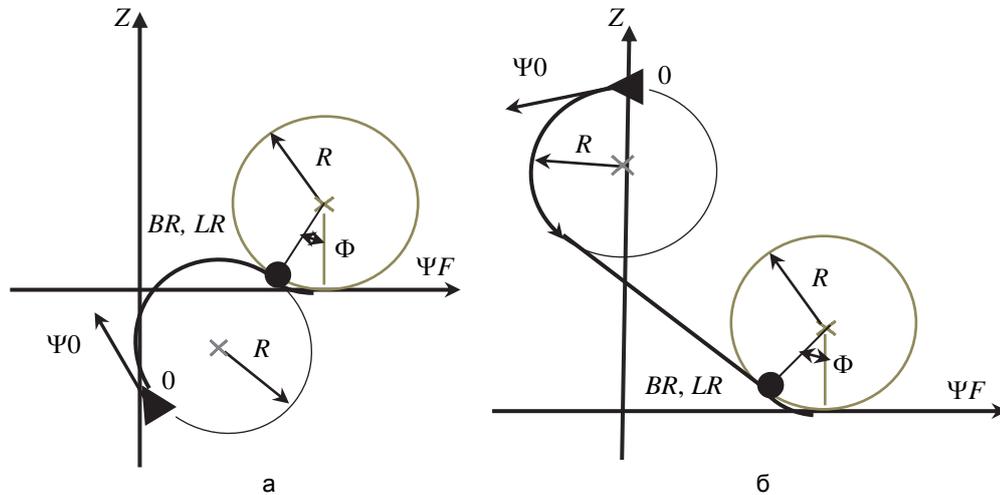


Рис. 3. Параметры выхода на траекторию полета по линии пути в зависимости от положения текущего местоположения относительно заданной линии пути: частный случай при отрицательном значении бокового отклонения от ортодромии (а); частный случай при положительном значении бокового отклонения от ортодромии (б)

Координаты точки начала конечного разворота в геодезической системе координат (BR, LR) определяются решением прямой геодезической задачи в пространстве относительно текущего местоположения при рассчитанных азимуте и дальности точки начала конечного разворота от текущего местоположения.

Азимут и дальность точки начала конечного разворота от текущего местоположения (AR, DR) : $AR = \Psi F + \arctg((Z - ZR) / SR)$; $DR = \sqrt{((Z - ZR)^2 + SR^2)}$, где (SR, ZR) – координаты точки начала конечного разворота в ортодромической системе координат с центром, смещенным вдоль ортодромии до траверза текущего местоположения:

$$ZR = \text{sign}(\Phi) \cdot R \cdot (1 - \cos(\Phi));$$

$$SR = TD \cdot R / \sin(\Phi) \cdot (1 - \cos(\Psi_0 - \Psi F - \Phi)) + (Z - ZR) / \text{tg}(\Phi);$$

$$\text{при } \Phi = 0: SR = 0.$$

$$\text{Азимут центра первого разворота (A1): } A1 = \Psi_0 + \pi/2 \cdot TD.$$

Угол дуги первого разворота $(L1)$:

$$L1 = TD \cdot L10, \text{ где } L10 = TD \cdot (\Psi D - \Psi_0) \text{ в диапазоне } [0; 2\pi].$$

$$\text{Азимут центра конечного разворота (A2): } A2 = \Psi D - \pi/2 \cdot \text{sign}(\Phi).$$

$$\text{Угол дуги конечного разворота (L2): } L2 = (-\Phi) \cdot R.$$

Суммарная длина прямолинейного участка ортодромии $(S0)$:

$$S0 = -D0F \cdot \cos(AF0 - AF) - (SR + \text{sign}(\Phi) \cdot R \cdot \sin(\Phi)).$$

Окончание траектории. Окончание траектории полета по линии пути определяется признаком прохождения исполняемой навигационной точки, который может принимать следующие значения: пролет исполняемой точки; достижение упреждения разворота.

Упреждение разворота предусматривает сдвиг точки окончания текущей траектории от исполняемой навигационной точки на линейное упреждение разворота (SE) с целью обеспечения выхода на следующую траекторию полета по линии пути или дуги в один разворот.

Параметры следующей траектории зависят от типа следующей траектории.

Если следующая траектория – линия пути, то используемый параметр

– азимут на навигационную точку следующей траектории от исполняемой точки (AN) .

Если следующая траектория – полет по дуге, то используемые параметры:

– азимут на центр следующей дуги от исполняемой навигационной точки (AN) ;

– дальность до центра следующей дуги от исполняемой навигационной точки (DN) ;

– радиус следующей дуги (RN) ;

– направление разворота по следующей дуге (TDN) .

Развороты на участке выхода на следующую траекторию осуществляются с расчетным радиусом разворота (RE).

Параметры линейного упреждения разворота представлены на рис. 4.

Если следующая траектория – линия пути, линейное упреждение разворота (SE):

$$SE = RE | \operatorname{tg}((AF - AN)/2) |.$$

Если следующая траектория – полет по дуге, линейное упреждение разворота (SE):

При $|RN + TDR \cdot RE| > |TDN \cdot RE - TDR \cdot DN \cdot \sin(AF - AN)|$:

$$SE = TDR \cdot \sqrt{(RN + TDR \cdot RE)^2 - (TDN \cdot RE - TDR \cdot DN \cdot \sin(AF - AN))^2} - DN \cdot \cos(AF - AN),$$

где $TDR = \operatorname{sign}(\cos(AF - AN))$.

При невыполнении данного условия или при $SE < 0$: $SE = 0$.

Во избежание некорректного перехода между соседними траекториями, величина линейного упреждения разворота ограничивается некоторой заданной величиной. В качестве заданного ограничения обычно принимается радиус разворота: при $SE > RE$ $SE = RE$.

При пролете исполняемой точки (отсутствии признака использования линейного упреждения разворота) линейное упреждение разворота принимается равным нулю: $SE = 0$.

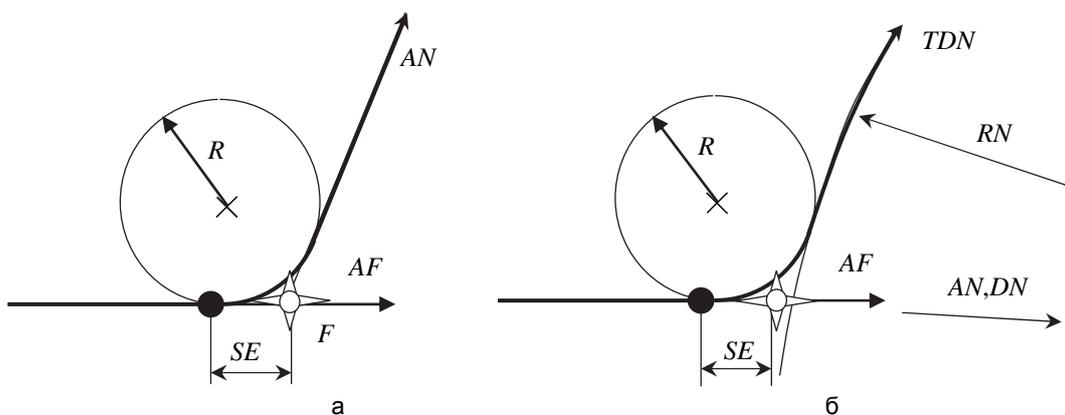


Рис. 4. Параметры линейного упреждения разворота: при переходе между траекториями линии пути (а); при переходе с линии пути на дугу окружности (б)

Координаты точки окончания траектории в геодезической системе координат (BE, LE) определяются решением прямой геодезической задачи в пространстве относительно исполняемой навигационной точки.

Азимут и дальность точки окончания траектории от исполняемой навигационной точки (AE, DE):

$$AE = AF + \pi; DE = SE.$$

Азимут окончания траектории (ΨE): $\Psi E = AF$ в диапазоне $[-\pi; \pi]$.

Прерывание траектории. Прерывание траектории определяется условием: $S0 - SE < 0$.

Выполнение данного условия означает невозможность выхода на траекторию линии пути до достижения точки окончания траектории. При этом данная траектория игнорируется, и ее расчет не производится.

Траектория прямо на точку

В качестве исходных данных принимается текущий путевой угол ($\Psi 0$).

В качестве измеренных параметров принимаются рассчитываемые с помощью решения обратной геодезической задачи на эллипсоиде между текущим местоположением и местоположением исполняемой навигационной точки:

- азимут текущего местоположения от исполняемой навигационной точки ($AF0$);
- азимут на исполняемую навигационную точку от текущего местоположения ($A0F$);
- расстояние до исполняемой навигационной точки (DOF).

Для путевого участка комбинированного способа или для выхода на точку касания окружности в заданном направлении дополнительно задаются:

- заданное направление подхода (AF);
- радиус окружности (RF);
- направление разворота по заданной окружности (TDF) – при необходимости.

Если траектория полета не является участком комбинированного способа или выходом на точку касания окружности, значения AF и RF принимаются равными нулю.

Развороты на участке выхода на траекторию осуществляются с расчетным радиусом (R).

Направление конечного разворота. Окружность конечного разворота с радиусом, равным радиусу разворота, строится для путевого участка комбинированного способа полета по траектории или для выхода на точку касания окружности в заданном направлении и обеспечивает выход на исполняемую навигационную точку с заданным направлением подхода.

Направление конечного разворота (TDF) подлежит расчету при отсутствии его однозначного задания. Направление конечного разворота определяется полусферой относительно экватора, проходящего через исполняемую навигационную точку с азимутом, равным заданному направлению подхода (AF), за исключением предполагаемого случая пересечения данного экватора при развороте. Выбор направления конечного разворота представлен на рис. 5.

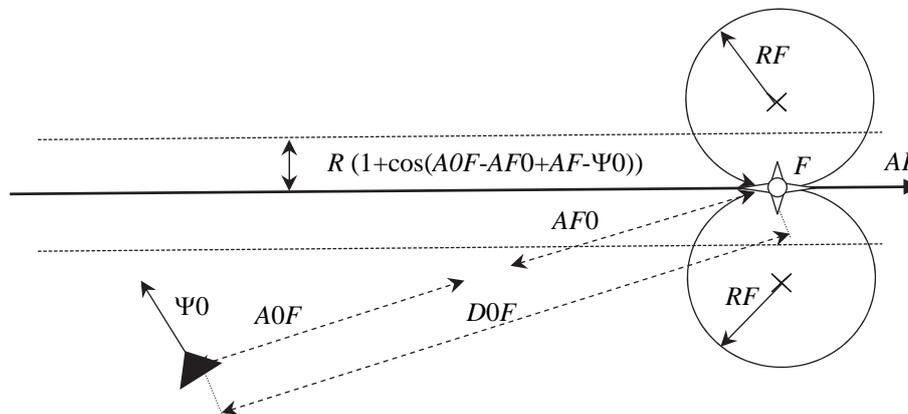


Рис. 5. Выбор направления конечного разворота

Направление конечного разворота определяется по формуле

$$TDF = \text{sign}(R \cdot \text{sign}(\sin(\Psi_0 - AF)) \cdot (1 + \cos(A_0F - A_0F + AF - \Psi_0)) + D_0F \sin(AF_0 - AF)).$$

Направление разворота. Направление первого разворота определяется из условия обеспечения меньшего угла разворота, потребного для выхода на азимут приближения к заданной навигационной точке или точке касания окружности.

Направление разворота (TD) рассчитывается по формуле:

$$TD = \text{sign}(\sin(AR - \Psi_0 - TDF \cdot \arcsin(RF/DR))),$$

где дальность до центра окружности конечного разворота (DR) равна

$$DR = \sqrt{D_0F^2 + RF^2 + 2 \cdot TDF \cdot D_0F \cdot RF \cdot \sin(AF - AF_0)}.$$

Азимут на центр окружности конечного разворота (AR) равен

$$AR = A_0F - TDF \cdot \arcsin(RF \cdot \cos(AF - AF_0)/DR).$$

При $TD = 1$ – разворот по часовой стрелке, при $TD = -1$ – против.

Угол приближения, заданный путевой угол. Угол приближения, он же заданный путевой угол (Ψ_D) представляет собой путевой угол выхода на исполняемую навигационную точку, либо для путевого участка комбинированного способа полета по траектории или для выхода на точку касания окружности – путевой угол выхода на касательную к окружности конечного разворота.

Угол приближения (Ψ_D):

$$\Psi_D = AC + \arcsin((TD \cdot R - TDF \cdot RF)/DC) \text{ в диапазоне } [-\pi; \pi],$$

где расстояние между центрами окружностей первого и конечного разворотов (DC) составляет

$$DC = \sqrt{DR^2 + R^2 + TD \cdot 2 \cdot DR \cdot R \cdot \sin(\Psi_0 - AR)}.$$

Угол между центрами окружностей первого и конечного разворотов равен

$$AC = AR - TD \cdot \arcsin(R/DC \cdot \cos(\Psi_0 - AR)).$$

При $|TD \cdot R - TDF \cdot RF| > DC$ – траектория не выполняется (см. Прерывание траектории).

Параметры выхода на траекторию. Участок выхода на траекторию включает в себя дугу первого разворота от текущего местоположения до достижения угла приближения с радиусом, равным радиусу разворота.

Параметры участка выхода на траекторию представлены на рис. 6.

Расчет параметров выхода на траекторию осуществляется по следующим формулам.

Азимут центра первого разворота (A_1): $A_1 = \Psi_0 + \pi/2 \cdot TD$.

Угол дуги первого разворота (L_1): $L_1 = TD \cdot L_{10}$,

где $L_{10} = TD \cdot (\Psi_D - \Psi_0)$ в диапазоне $[0; 2\pi]$.

Суммарная длина прямолинейного участка траектории (S_0):

$$S_0 = \sqrt{DC^2 - TDF \cdot (R - TD \cdot TDF \cdot RF)^2}.$$

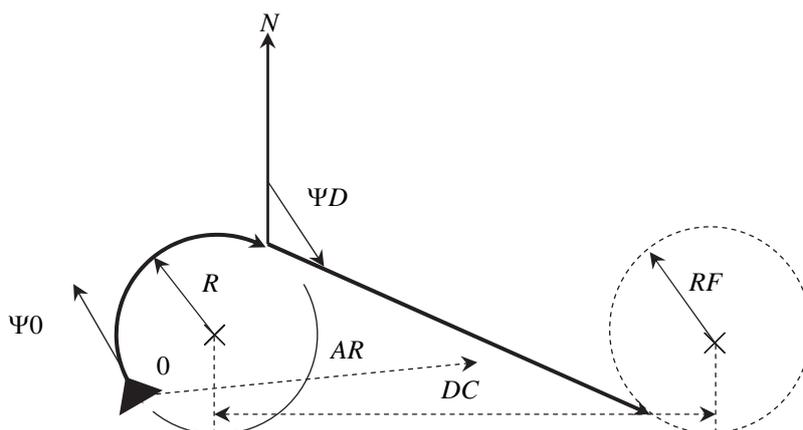


Рис. 6. Параметры траектории выхода прямо на точку

Окончание траектории. Если траектория полета не является участком комбинированного способа или выходом на точку касания окружности, окончание траектории (координаты точки окончания траектории) определяется в соответствии с окончанием траектории линии пути и заданным признаком прохождения исполняемой навигационной точки, где $AF = \Psi D + A0F - AF0 + \pi$.

В случае путевого участка комбинированного способа полета по траектории или выхода на точку касания заданной окружности траектория оканчивается в точке касания окружности конечного разворота на исполняемую точку. Координаты точки окончания траектории в геодезической системе координат (BE, LE) определяются решением прямой геодезической задачи в пространстве относительно исполняемой навигационной точки.

Дальность и азимут точки окончания траектории, отсчитываемые от исполняемой навигационной точки (DE, AE) : $DE = RF \cdot \sqrt{2 \cdot (1 + \cos(A0F - AF0 + \Psi D - AF))}$; $AE = \arccos(DE / RF/2)$.

Азимут окончания траектории (ΨE) : $\Psi E = \Psi D + A0F - AF0 + \pi$ в диапазоне $[-\pi; \pi]$.

Прерывание траектории. Прерывание траектории определяется каким-либо из условий:

$|TD \cdot R - TDF \cdot RF| > DC$ или $S0 - SE < 0$.

Выполнение одного из данных условий означает невозможность выхода на траекторию линии пути до достижения точки окончания траектории. При этом данная траектория игнорируется, и ее расчет не производится.

Траектория полета по дуге

В качестве исходных данных принимаются текущий путевой угол $(\Psi 0)$, радиус дуги (RF) , заданный азимут исполняемой навигационной точки от центра дуги (AF) , направление разворота (TDF) .

В качестве измеренных параметров принимаются рассчитываемые с помощью решения обратной геодезической задачи на эллипсоиде между текущим местоположением и местоположением центра дуги: азимут текущего местоположения от центра исполняемой дуги $(AF0)$, азимут центра исполняемой дуги от текущего местоположения $(A0F)$, расстояние до центра исполняемой дуги (DOF) .

Развороты на участке выхода на траекторию осуществляются с расчетным радиусом (R) .

Направление разворота. Направление первого разворота определяется из условия обеспечения меньшего угла разворота, потребного для выхода на траекторию приближения к дуге.

Траектория приближения к дуге представляет собой прямую, направленную на или от центра дуги, переходящую в дугу окружности с радиусом, равным радиусу разворота, и касательную к заданной дуге в заданном направлении (TDF) .

Сектора выбора направления разворота (TD) в зависимости от расстояния от центра дуги, направления разворота по дуге и направления текущего путевого угла представлены на рис. 7.

Направление разворота (TD) :

при $DOF^2 \geq (RF^2 + 2 \cdot RF \cdot R)$: $TD = \text{sign}(\sin(A0F - \Psi 0))$;

при $DOF \geq RF$ и $DOF^2 < (RF^2 + 2 \cdot RF \cdot R)$

$TD = \text{sign}(TDF \cdot \cos(A0F - \Psi 0 - TDF \cdot \arccos((DOF^2 - RF^2)/2/R/DOF - RF/DOF))$);

при $DOF < RF$ и $DOF^2 > (RF^2 - 2 \cdot RF \cdot R)$ и $DOF > (2 \cdot R - RF)$

$TD = -\text{sign}(TDF \cdot \cos(A0F - \Psi 0 - TDF \cdot \arccos((DOF^2 - RF^2)/2/R/DOF + RF/DOF))$);

при $DOF^2 \leq (RF^2 - 2 \cdot RF \cdot R)$ и $DOF > (2 \cdot R - RF)$: $TD = -\text{sign}(\sin(A0F - \Psi 0))$.

при $DOF \leq (2 \cdot R - RF)$: $TD = TDF$.

при $TD = 1$ – разворот по часовой стрелке, при $TD = -1$ – против.

Угол приближения, заданный путевой угол. Угол приближения, он же заданный путевой угол (ΨD), представляет собой путевой угол выхода на дугу окружности с радиусом, равным радиусу разворота, касательную к заданной исполняемой дуге.

Угол приближения (ΨD) в диапазоне $[-\pi; \pi]$:

при $DC \geq (RF + R)$: $\Psi D = AC + TD \cdot \arcsin(R/DC)$.

при $DC < (RF + R)$ и $DC > (RF - R)$:

$\Psi D = AC + TD \cdot \pi/2 - TDF \cdot \arccos((DC^2 + 4R^2 - (RF + TDF \cdot TD \cdot R)^2)/4/DC/R)$.

при $DC \leq (RF - R)$: $\Psi D = AC - TD \cdot \arcsin(R/DC) + \pi$,

где дальность от центра первого разворота до центра заданной дуги (DC) равна

$$DC = \sqrt{D0F^2 + R^2 + 2 \cdot TD \cdot D0F \cdot R \cdot \sin(\Psi0 - A0F)}.$$

Азимут от центра первого разворота до центра заданной дуги (AC):

при $D0F^2 > R^2 + DC^2$: $AC = \Psi0 + TD \cdot (\pi/2 - \arcsin(D0F \cdot \cos(\Psi0 - A0F)/DC))$.

при $D0F^2 \leq R^2 + DC^2$: $AC = \Psi0 - TD \cdot (\pi/2 - \arcsin(D0F \cdot \cos(\Psi0 - A0F)/DC))$.

Параметры выхода на траекторию. Участок выхода на траекторию полета по дуге включает в себя дугу первого разворота от текущего местоположения до достижения угла приближения и дугу конечного разворота выхода на заданную исполняемую дугу от точки начала конечного разворота, соединенные прямой. Радиусы дуг при разворотах равны расчетному радиусу разворота. Параметры траектории выхода на дугу представлены на рис. 7.

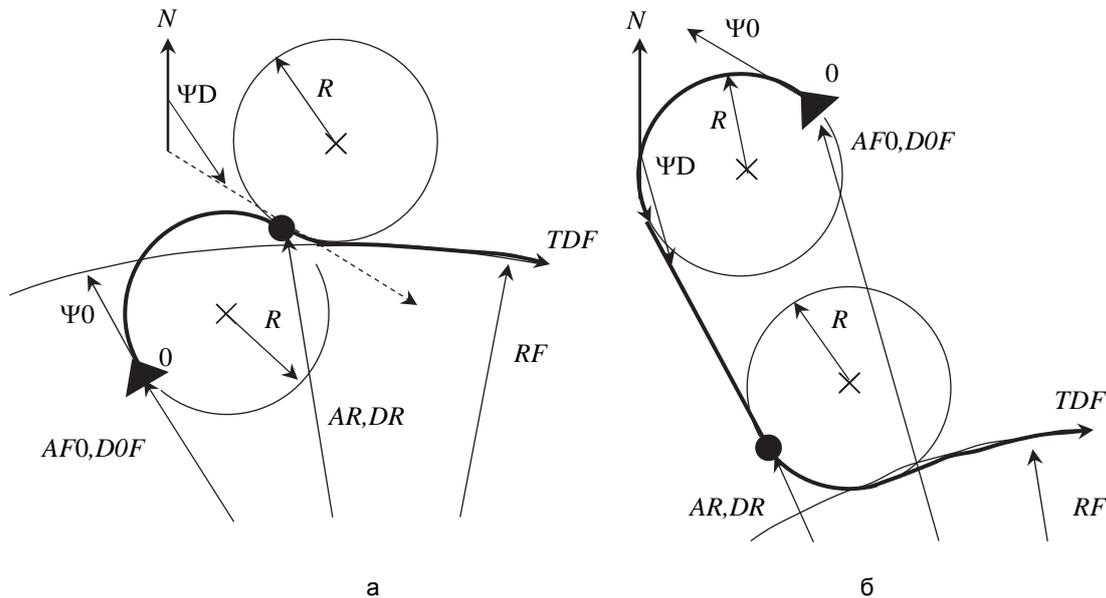


Рис. 7. Параметры выхода на траекторию полета по дуге в зависимости от положения текущего местоположения относительно заданной дуги: частный случай при текущем местоположении внутри исполняемой дуги (а); частный случай при текущем местоположении снаружи исполняемой дуги (б)

Расчет параметров участка выхода на дугу осуществляется по нижеследующим формулам. Координаты точки начала конечного разворота в геодезической системе координат (BR, LR) определяются решением прямой геодезической задачи в пространстве относительно центра исполняемой дуги при рассчитанных азимуте и дальности точки начала конечного разворота от центра дуги.

Дальность и азимут точки начала конечного разворота от центра дуги (DR, AR):

при $DC \geq (RF + R)$: $DR = \sqrt{RF^2 + 2 \cdot RF \cdot R}$; $AR = AF0 - A0F + \Psi D$;

при $DC < (RF + R)$ и $DC > (RF - R)$:

$$DR = \sqrt{DC^2 + R^2 + TD \cdot 2 \cdot DC \cdot R \cdot \sin(AC - \Psi D)}$$

$AR = AF0 - A0F + AC + TDF \cdot \arccos((DC^2 + DR^2 - R^2)/2/DC/DR)$; (при $DR = 0$: $AR = 0$).

при $DC \leq (RF - R)$: $DR = \sqrt{RF^2 - 2 \cdot RF \cdot R}$; $AR = AF0 - A0F + \Psi D + \pi$.

Азимут центра первого разворота ($A1$): $A1 = \Psi0 + \pi/2 \cdot TD$.

Угол дуги первого разворота ($L1$): $L1 = TD \cdot L10$,

где $L10 = TD \cdot (\Psi D - \Psi0)$ в диапазоне $[0; 2\pi]$.

Угол дуги конечного разворота ($L2$):

при $DR \geq RF$: $L2 = -TDF \cdot \arccos((R^2 + (RF + R)^2 - DR^2)/2/R/(RF + R))$.

при $DR < RF$: $L2 = TDF \cdot \arccos(-(R^2 + (RF - R)^2 - DR^2)/2/R/(RF - R))$.

Азимут центра конечного разворота ($A2$): $A2 = \Psi D + \pi/2 \cdot \text{sign}(L2)$.

Окончание траектории. Траектория дуги строится от точки выхода на дугу до исполняемой навигационной точки. Координаты точки выхода на дугу (BE, LE) в геодезической системе координат определяются решением прямой геодезической задачи в пространстве относительно центра исполняемой дуги при рассчитанном азимуте точки выхода на дугу от центра дуги и на дальности, равной радиусу дуги.

Азимут точки выхода на дугу от центра дуги ($A0$): $A0 = \Psi D + L2 - \pi/2 \cdot TDF$.

Азимут центра разворота по заданной дуге до исполняемой точки ($A3$): $A3 = A0 + \pi$.

Угол разворота по заданной дуге ($L3$):

$L3 = TDF \cdot L30$, где $L30 = TDF \cdot (AF - A0)$ в диапазоне $[0; 2\pi]$.

Азимут окончания траектории (ΨE): $\Psi E = AF + \pi/2 \cdot TDF$ в диапазоне $[-\pi; \pi]$.

Прерывание траектории. Прерывание траектории определяется ограничением величины угла разворота по заданной дуге. При абсолютном значении угла разворота ($L3$) в заданном направлении превышающем $(2\pi - \pi/12)$ данная траектория игнорируется, и ее расчет не производится. Таким образом, угол полета по дуге не превышает 345° .

Заключение

Построение маршрута полета летательного аппарата в горизонтальной плоскости для отображения на бортовых индикаторах обеспечивается преобразованием заданных траекторий, составляющих маршрут, определенный полетным заданием (планом полета), в фиксированный массив данных траекторий. Массив данных содержит определенный набор расчетных точек в геодезической системе координат, соединенных друг с другом либо дугой, либо отрезком.

При этом любая заданная траектория полета воздушного судна (в том числе траектория зональной навигации) может быть представлена в виде одной или нескольких определенных типовых траекторий: *Линия пути*, *Прямо на точку* или *Полет по дуге*. Данное представление унифицирует алгоритмы формирования информации для отображения на индикаторах навигационной обстановки и оптимизирует набор расчетных данных для управления полетом по траектории в горизонтальной плоскости.

References

1. *Procedures for Air Navigation Services-Aircraft Operations. V. 1. Flight Procedures. Doc 8168/OPS/611.* 3rd ed. Montreal, ICAO, 2006, 386 p.
2. *Procedures for Air Navigation Services-Aircraft Operations. V. 2. Construction of Visual and Instrument Flight Procedures. Doc 8168/OPS/611.* Montreal, ICAO, 2006, 880 p.
3. *Minimum Aviation System Performance Standards (MASPS) for Required Navigation Performance for RNP Area Navigation.* Malakoff, France, EUROCAE ED 75.
4. *Global Positioning System. Standard Positioning Service. Performance Standard. Technical Report DC 20301-6000.* Washington, 2001.
5. *RTCA: Minimum Aviation System Performance Standard. Required Navigation Performance for Area Navigation.* RTCA DO236A/EUROCAE ED-75, 2003.
6. *ARINC Specification 424, Navigation System Data Base.* Warrendale, Airlines Electronic Engineering Committee, 2008.
7. Vovk V.I., Lipin A.V., Saraiskii Yu.N. *Area Navigation.* St. Petersburg, Academia GA Publ., 2004, 123 p. (In Russian)
8. *Procedures for Air Navigation Services-Air Traffic Management (PANS-ATM). Doc 4444-ATM/501.* Montreal, ICAO, 2007.
9. Zharinov I.O., Zharinov O.O., Kostishin M.O. The research of redundancy in avionics color palette for on-board indication equipment. *Proc. Int. Siberian Conference on Control and Communications, SIBCON-2015.* Omsk, Russian Federation, 2015, art. 7147313. doi: 10.1109/SIBCON.2015.7147313
10. Shchepilov Yu.N. *Construction of Aerodrome Schemes: Textbook.* St. Petersburg, SPbSU GA, 2013, 120 p. (In Russian)
11. *Performance Base Navigation Manual. Doc 9613.* Montreal, ICAO, 2013.
12. Gatchin Y.A., Zharinov I.O., Korobeynikov A.G., Zharinov O.O. Theoretical estimation of Grassmann's transformation resolution in avionics color coding systems. *Modern Applied Science*, 2015, vol. 9, no. 5, pp. 197–210. doi: 10.5539/mas.v9n5p197
13. Paramonov P.P., Shukalov A.V., Raspopov V.Ya., Ivanov Yu.V., Shvedov A.P. Backup strapdown attitude control system on the Russian-made inertial sensors. *Russian Aeronautics*, 2014, vol. 57, no. 3, pp. 319–323. doi: 10.3103/S1068799814030179
14. Aleksanin S.A., Zharinov I.O., Korobeynikov A.G., Perezyabov O.A., Zharinov O.O. Evaluation of chromaticity coordinate shifts for visually perceived image in terms of exposure to external illuminance. *ARPJN Journal of Engineering and Applied Sciences*, 2015, vol. 10, no. 17, pp. 7494–7501.

15. Raspopov V.Ja., Tovkach S.E., Shvedov A.P., Paramonov P.P., Sabo J.I. Vertical references for unmanned aerial vehicles. *IEEE Aerospace and Electronic Systems*, 2011, vol. 26, no. 3, pp. 42–44. doi: 10.1109/MAES.2011.5746185
16. Raspopov V.Ya., Shvedov A.P., Tovkach S.E., Paramonov P.P., Sabo Yu.I. Vertical references for unmanned aerial vehicles. *Gyroscopy and Navigation*, 2011, vol. 2, no. 2, pp. 92–98. doi: 10.1134/S2075108711020064
17. Kharin E.G. *Integrated Data Processing in Aircraft Navigation Systems. The Experience of Many Years of Practical Application*. Moscow, MAI Publ., 2002, 264 p. (In Russian)
18. Lipin A.V., Klyuchnikov Yu.I. *Application of Area Navigation for Air Traffic Services*. St. Petersburg, University GA Publ., 2011, 78 p.
19. Kharin E.G., Kopylov I.A. *Technology of Flight Testing of Aircraft Avionics Using Complex Airborne Trajectory Measurements*. Moscow, MAI-Print, 2012, 360 p. (In Russian)
20. Raspopov V.Ya., Ivanov Yu.V., Alaluev R.V., Shukalov A.V., Pogorelov M.G., Shvedov A.P. The impact of sensor parameters on the accuracy of a strapdown inertial vertical gyroscope. *Automation and Remote Control*, 2013, vol. 74, no. 12, pp. 2189–2193. doi: 10.1134/S0005117913120217

- Маркелов Владимир Владимирович** – ведущий инженер-программист, АО «ОКБ «Электроавтоматика», Санкт-Петербург, 198095, Российская Федерация, vvmarkel@gmail.com
- Костишин Максим Олегович** – кандидат технических наук, ассистент, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация; старший инженер, АО «ОКБ «Электроавтоматика», Санкт-Петербург, 198095, Российская Федерация, maksim@kostishin.com
- Жаринов Игорь Олегович** – доктор технических наук, доцент, заведующий кафедрой, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация; руководитель учебно-научного центра, АО «ОКБ «Электроавтоматика», Санкт-Петербург, 198095, Российская Федерация, igor_rabota@pisem.net
- Нечаев Владимир Анатольевич** – доцент, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация; главный конструктор, АО «ОКБ «Электроавтоматика», Санкт-Петербург, 198095, Российская Федерация, nil-12@mail.ru
- Заколдаев Данил Анатольевич** – кандидат технических наук, доцент, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация; заместитель генерального директора, ЗАО «Морские компьютерные системы», Санкт-Петербург, 192174, Российская Федерация, d.zakoldaev@mail.ru
- Vladimir V. Markelov** – senior software engineer, Scientific Design Bureau “Electroavtomatica”, Saint Petersburg, 198095, Russian Federation, vvmarkel@gmail.com
- Maksim O. Kostishin** – PhD, assistant, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation; senior engineer, Scientific Design Bureau “Electroavtomatica”, Saint Petersburg, 198095, Russian Federation, maksim@kostishin.com
- Igor O. Zharinov** – D.Sc., Associate professor, Head of Chair, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation; Head of Learning Scientific Center, Scientific Design Bureau “Electroavtomatica”, Saint Petersburg, 198095, Russian Federation, igor_rabota@pisem.net
- Vladimir A. Nechaev** – Associate professor, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation; Chief Designer, Scientific Design Bureau “Electroavtomatica”, Saint Petersburg, 198095, Russian Federation, nil-12@mail.ru
- Danil A. Zakoldaev** – PhD, Associate professor, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation; Deputy Director General, CJSC “Marine Computer Systems”, Saint Petersburg, 192174, Russian Federation, d.zakoldaev@mail.ru