

## ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЁТОВ В РАЙОНЕ АЭРОДРОМА

Писаренко В.Н.\*, Васильева И.А.\*\*, Куликова М.С.\*\*\*

Самарский государственный аэрокосмический университет  
им. академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет),  
СГАУ, Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия

\*e-mail: viktornpisarenko@gmail.com

\*\*e-mail: irina.vasileva.14@mail.ru

\*\*\*e-mail: 0maiii0@mail.ru

Проанализированы условия полётов в районе аэродрома. Проведено расчётно-теоретическое исследование различных способов установки давления с целью определения наиболее безопасного из них при пилотировании в районе аэродрома, а также в горной местности. Раскрыты определения давлений QFE, QNE и QNH, и обоснован выбор области их применения. Оценено поведение самолёта при автоматизированном движении с использованием давления QFE и QNH. Выявлена закономерность влияния варианта установки давления на барометрическом высотомере на связанные с ним системы самолёта (TCAS, GPWS, автопилот, SNS) и на безопасность полётов в целом. Произведена оценка движения самолёта при изменении начала координат при уходе на второй круг. Построена модель управления каналом высоты на самолёте Boeing-737 при автоматизированном полёте. Выполнено моделирование канала управления рулём высоты системой автоматического управления (CAU) с целью определения влияния установки высотомера на работу CAU. Определён ряд существенных различий в системах управления безопасностью полёта в России и за рубежом, которые влияют на безопасность при осуществлении международных рейсов.

**Ключевые слова:** безопасность полёта, аэродром, высота перехода, эшелон перехода, высотомер, барометрическое давление, единицы измерения.

Выполнение полёта в районе аэродрома имеет некоторые особенности, связанные со способами установки барометрического давления на высотомерах.

Существуют следующие стандартные варианты установки давления на высотомерах воздушных судов, которые обозначаются QNH, QFE и QNE (рис. 1).



Рис. 1. Определение высоты полета

QNH (Queens Nautical Height) — давление, отсчитываемое относительно уровня Балтийского моря (мировой эталон). Для определения реальной высоты полёта воздушного судна (ВС) над поверхностью земли, необходимо знать градиент рельефа земли над уровнем моря. Эти значения можно найти на топографической карте. Вычитая из высоты на высотомере превышение рельефа местности над уровнем моря, получают истинную высоту полёта над землёй:

$$H_{\text{ист}} = H_{\text{в}} - \Delta H, \quad (1)$$

где  $H_{\text{ист}}$  — истинная высота полёта;  $H_{\text{в}}$  — высота по высотомеру;  $\Delta H$  — разница уровней рельефа и моря.

QFE (Query Field Elevation) — давление, которое отсчитывается от уровня взлётно-посадочной полосы (ВПП) аэродрома. После установки на высотомере будет индцироваться ноль в двух случаях: если ВС готовится к взлёту или после совершения посадки. Давление аэродрома зависит от его географического расположения, фактических метеоусловий и определяется при прослушивании метеоинформации аэропорта на частоте радиосвязи АТИС.

QNE (Queens Nautical Elevation) — стандартное давление 760 мм рт.ст. или 1013 гПа, или 29.92 д.рт.ст. — устанавливается для того, чтобы у всех ВС была единая система отсчёта. Это необходимо для вертикального эшелонирования полётов.

При полёте по QNH и QFE используется термин «Высота», по QNE — термин «Эшелон».

Высота перехода (Transition Altitude) — это высота, на которой осуществляется переход с аэродромного давления на стандартное давление.

Эшелон перехода (Transition Level) — это эшелон, на котором шкала высотомера переводится со стандартного давления на давление аэродрома, приведенное к месту посадки воздушного судна.

Переходный слой (Transition Layer) — воздушное пространство между высотой перехода и эшелоном перехода, в котором запрещено осуществлять горизонтальный полёт [2, 3].

При вырубивании самолёта на ВПП высотомеры устанавливаются по давлению на аэродроме QFE. После взлёта, на высоте перехода лётчики осуществляют переход с давления QFE на приведённое давление уровня моря QNE (760 мм рт.ст.) и начинают набор высоты эшелона. При снижении на эшелоне перехода члены экипажа производят установку высотомеров на давление аэродрома QFE и производят посадку ВС.

Имеется ряд различий установки давления на высотомерах, существенно влияющих на положение ВС и безопасность полётов.

Первым можно отметить расхождение в значениях высот и эшелонов перехода. Разные страны используют различные значения. Кроме того, в России не существует единого эшелона перехода для территории всей страны, в то время как почти все страны мира используют единый эшелон.

Второе отличие заключается в использовании неодинаковых единиц измерения. Например, практически вся Европа для измерения давления использует мБар, Российская Федерация — гПа, Америка — дюйм рт.ст. Для определения высоты также применяются различные единицы: большая часть стран использует футы, а в нашей стране измерение осуществляется в метрах. При эксплуатации иностранных ВС российские экипажи сталкиваются с проблемой определения высоты, так как высотомеры отградуированы в футах. Схожую проблему имеют иностранные экипажи при осуществлении полёта на территории РФ при запросе у диспетчеров данных для посадки. Исходя из этого можно сделать вывод о необходимости применения во всем мире единых единиц измерения высоты.

Третье различие заключается в том, что практически никто, кроме отечественных пилотов, не производит установку по QFE, а иностранные экипажи ВС используют давление QNH. Данная ситуация также усложняет пилотирование ВС при международных полётах, приводит к возникновению авиационных событий [4].

Применяемые в авиации высотомеры взаимодействуют с другими системами самолёта, и поэтому неправильная настройка, установка либо погрешность самого прибора могут повлечь за собой некорректную работу смежных систем воздушного судна. Различные варианты установки давления на высотомере фактически меняют начало отсчёта высоты.

Электронные барометрические высотомеры, используя статическое, динамическое давление и температуру наружного воздуха, вырабатывают и передают данные в смежные системы: системы предупреждения столкновений с землей GPWS и системы предупреждения столкновений самолетов в воздухе TCAS, автопилот, навигационные спутниковые системы, и от того, на какое давление они установлены, зависит работа смежных систем.

Оценим движение самолёта при изменении начала координат при уходе на второй круг. Пусть положение одного и того же ВС при автоматизи-

рованном движении в разных системах QNH или QFE задано соответственно векторами скоростей  $V_1$  и  $V_2$  (рис. 2).

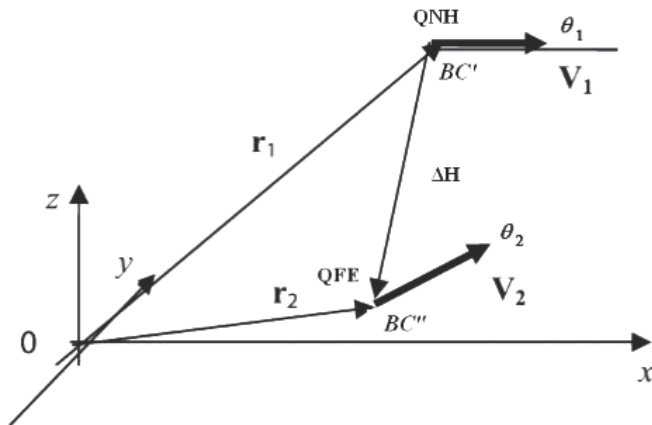


Рис. 2. Оценка движения BC в режиме QNH или QFE

BC, выполняющее полёт и имеющее векторы абсолютных скоростей при уходе на второй круг  $V_1$ ,  $V_2$ , характеризуется в нормальной земной системе координат радиус-векторами  $r_1$ ,  $r_2$ . При уходе на второй круг из положения QFE  $V_2$  должно быть больше  $V_1$  из-за необходимости увеличения угла тангажа до  $\theta_2$ , кабрирующего момента и увеличения противодействующего момента от горизонтали стабилизатора. Относительное положение BC в режимах QFE и QNH определяется радиус-вектором  $\Delta H = r_2 - r_1$ . Измерение  $\Delta H$  производится со случайными ошибками, которые определяются выбором защищённой зоны вокруг BC и точностью установки барометрического давления в режиме QFE. Вектор  $V_1$  предполагается известным, вектор  $V_2$  — неизвестная функция времени. Требуется найти оценку вектора  $\Delta H$ , т.е. определить положение самолёта BC'' относительно положения самолёта BC'. В общем случае вектор относительной скорости самолёта точки BC'' описывается уравнением

$$\frac{\delta \Delta H}{\delta t} = V_2 - V_1 - \bar{\omega} \cdot \Delta H, \quad (2)$$

где  $\bar{\omega}$  — вектор угловой скорости подвижной системы координат, связанной с BC'.

Из (2) видно, что для определения  $\Delta H$  необходимо знать векторы  $V_1$ ,  $V_2$  и  $\bar{\omega}$ . Основная проблема заключается в получении информации о векторе  $V_2$  положения самолёта в системе QFE, наиболее опасном в отношении столкновения с землёй.

Другим вариантом рассматриваемой задачи является случай, когда с ошибками измеряется вектор  $\Delta H$  и задано ускорение BC'. В этом случае относительное ускорение BC'' описывается векторным уравнением

$$\frac{\partial V}{\partial t} = \frac{\partial V_2}{\partial t} - \frac{\partial V_1}{\partial t} - 2\bar{\omega} \cdot V - \frac{d\bar{\omega}}{dt} \cdot \Delta H - \bar{\omega} \cdot 2 - \bar{\omega} \Delta H. \quad (3)$$

Для нахождения оценки вектора  $\Delta H$  необходимо знать абсолютное ускорение BC'', а также угловое ускорение  $\frac{d\bar{\omega}}{dt}$ .

Оценивание параметров движения в режиме QFE точки BC'' в системе координат BC' типично для GPWS.

Если оценивается движение BC' относительно BC'', то этот процесс описывается теми же уравнениями (2) или (3).

Оценим параметры опасного сближения с землёй. Пусть движение одного и того же самолёта при уходе на второй круг в разных системах QNH или QFE задано векторами скоростей  $V_1$  и  $V_2$  (рис. 2). Основным параметром, характеризующим опасность столкновения с землёй при уходе на второй круг, является максимальное расстояние сближения с землёй

$$\gamma = H_3 - \Delta \hat{H}, \quad (4)$$

где  $H_3$  — высота эшелона полёта.

Время достижения максимального сближения определяется формулой

$$t_m = \frac{1}{V_{12}} \sqrt{\Delta H^2 - \gamma^2}, \quad (5)$$

где  $V_{12} = V_2 - V_1$  — вектор относительной скорости.

Задача определения  $\gamma$  и  $t_m$  решается на маневрирующем самолёте. Как следует из (4) и (5), для определения  $\gamma$  и  $t_m$  необходимо знать векторы  $V_1$ ,  $V_2$ ,  $\Delta \hat{H}$ . Однако чаще всего известно только с некоторой точностью расстояние  $\Delta H$  и скорость его изменения  $\Delta \dot{H}$ . Полагая для этого случая  $\gamma \approx 0$ ,  $V_{12} = -\Delta \hat{H}$ , из (5) получаем

$$t_m = \tau = -\frac{\Delta H}{\Delta \dot{H}}. \quad (6)$$

Параметр  $\tau$  характеризует время, оставшееся до максимального сближения самолёта с землёй.

Ясно, что чем выше будет достигнутая точность опеределения параметра  $\tau$ , тем меньше будут в TCAS вероятность пропуска конфликтной ситуации и вероятность ложных срабатываний системы GPWS.

Допустимые погрешности измерения относительного расстояния определяют исходя из заданного уровня безопасности полётов (по геометрическим размерам зоны безопасности TCAS и GPWS) [5].

Управление относительным положением ВС заключается в выдерживании временной или линейной дистанции до подстилающей поверхности, а также относительных скоростей снижения и превышения. Основной проблемой при автоматизации управления самолётом является определение вектора скорости и текущих координат самолёта в заданной системе координат.

Произведем оценку движения самолета при автоматизированном уходе на второй круг в режиме QFE. Для этого выполним моделирование канала управления рулем высоты под управлением САУ и математическое изображение оригинала функции управляющего движения руля высоты

Модель управления каналом высоты на самолёте В-737 при автоматическом управлении самолётом представлена на рис. 3.

Передаточная функция воздействия на руль высоты

$$\Phi(X) = \frac{W_1 \cdot W_2}{1 + W_1 \cdot W_2 \cdot W_3} \tag{9}$$

Реакция системы управления рулем высоты

$$X(t) = \frac{H_{зад}(t)W_1W_2 - H_{факт}(t)W_2 + P(t)}{1 + W_1W_2W_3} \tag{10}$$

Если заданная высота полета установлена в режиме QNH, а фактическая высота полета считывается с системы воздушных данных, установленной в режим QFE, то в продольном канале автопилота возникает возмущающее воздействие разности высот заданной и фактической, приводящей к отклонению руля высоты. Таким образом, впервые показано и доказано, что при уходе на второй круг в автоматическом режиме возникает управляющее воздействие на руль разницы высоты  $\Delta H = H_{зад} - H_{факт}$  как следствие изменения фазовых координат начала отсчёта высоты: сначала в режиме измерения высоты QNH, а затем в режиме измерения высоты QFE.

Случай возмущённого движения самолёта в вертикальной плоскости проявился при катастрофе

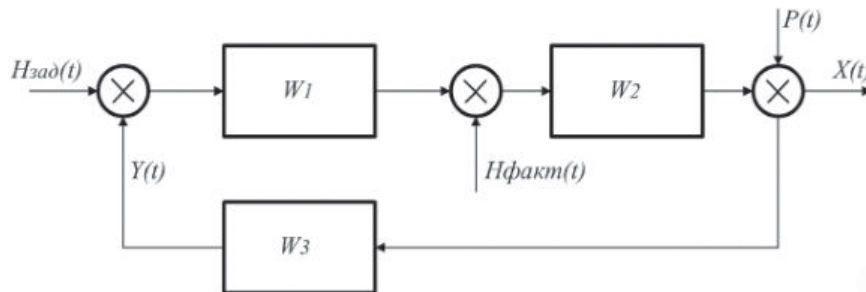


Рис. 3. Модель управления каналом высоты на самолёте В-737 при автоматизированном движении:  $W_1$  — передаточная функция канала заданной высоты полета;  $W_2$  — передаточная функция канала фактической высоты полета;  $W_3$  — передаточная функция канала отрицательной обратной связи;  $P$  — воздействие ручного управления на руль высоты;  $X$  — воздействие на руль высоты;  $Y$  — сигнал обратной связи автоматического управления

Запишем систему дифференциальных уравнений САУ каналом высоты, которые описывают движение самолета при наличии возмущающего воздействия  $\Delta H$ :

$$\Delta H = H_{зад} - H_{факт}; \tag{7}$$

$$X(S) = \Phi(X) \cdot \left[ H_{зад}(S) - \frac{H_{факт}(S)}{W_1} + \frac{P(S)}{W_1W_2} \right] \tag{8}$$

самолета Boeing 737-500 в Казани 17 ноября 2013 г. Заход на посадку производился в автоматическом режиме. Боковой канал был установлен в режим LNAV. Продольный канал был установлен в режим стабилизации заданной высоты полета по кругу  $H_{QNH} = 500$  м. На эшелоне перехода высотомеры были переведены на давление QFE. При возникшей необходимости ухода на второй круг был включен автоматический режим ухода на второй круг VNAV, автомат тяги увеличил режим работы двигателей почти до взлётного, самолёт увеличил угол танга-

жа на кабрирование до  $25^\circ$  и произвёл набор с текущей высоты 300 м по QFE до высоты 700 м, стабилизатор автоматически переложился на пикирование. Экипаж отключил автопилот, полностью отклонил штурвальную колонку вперёд, перевёл самолёт на пикирование и столкнулся с землёй с углом тангажа  $-75^\circ$  [7].

В Перми (2008 г.) случай возмущенного движения самолёта вследствие разности высот  $H_{QNH}$  и  $H_{QFE}$  проявился при уходе в автоматическом режиме на второй круг (катастрофа самолета В-737 авиакомпании «Аэрофлот Норд»).

В случае ухода на второй круг в ручном режиме пилот сам устанавливает режим ухода в зависимости от высоты принятия решения о посадке и сам благополучно справляется с управлением ВС. В автоматическом уходе на второй круг автопилот однозначно переводит самолет в набор высоты с увеличением угла тангажа, что и является следствием перехода на QFE.

Никто ранее, в том числе и члены комиссии Международного авиационного комитета по расследованию катастроф в Перми и Казани, даже не пытались рассмотреть влияние QNH и QFE на поведение самолёта, а причину катастроф объяснили недоученностью летного состава и неудовлетворительным управлением безопасностью полетов в авиакомпаниях. Но, как показано в данной статье, при уходе на второй круг в автоматическом режиме возникает особенность движения самолета в вертикальной плоскости, обусловленная возмущенным воздействием на автоматизированное движение возникающей разности статического давления различных фазовых координат отсчёта высоты режимов  $H_{QNH}$  и  $H_{QFE}$ . Такого процесса не произойдёт, если на всём протяжении полета будет установлен только один режим полета QNH. Данные для управления самолётом вводятся автоматизированно от системы ADC и запрограммированы на движение в системе QNH.

### Недостатки QFE по сравнению с QNH и их обоснование

1. Если экипаж воздушного судна не переставит высотомеры с QFE на QNH на высоте перехода, существенно возрастает вероятность сближения ВС.

Допустим, что ВПП расположена на 340 м по давлению QNH (предположим 761 мм рт.ст.), тогда в QFE будет 974 гПа (730,5 мм рт.ст.).

Дано:

$$P_{QNE} = 760 \text{ мм рт.ст.},$$

$$P_{QFE} = 730,5 \text{ мм рт.ст.}$$

Решение: 1 мм рт.ст.  $\approx$  11 м

$$\Delta P = P_{QNE} - P_{QFE} = 760 - 730,5 = 29,5 \text{ мм рт.ст.} \quad (11)$$

Следовательно, разница высот

$$\Delta H = 29,5 \times 11 = 324,5 \text{ м.}$$

В случае непрерывности давления с QFE на QNH ВС превысит заданную высоту на 324,5 м. Это очень опасно при эшелонировании через 1000 футов (300 м)!

В случае использования QNH:

$$\Delta P = P_{QNE} - P_{QNH} = 761 - 760 = 1 \text{ мм рт.ст.}, \quad (12)$$

что эквивалентно 11 м. Разница высот в 11 м фактически не влияет на безопасность полёта.

2. При осуществлении полётов в горной местности повышена вероятность столкновения с землёй при полёте по QFE.

Условие: ВПП расположена на 880 м по давлению QNH (765 мм рт.ст.), значит, давление QFE равно 690 мм рт.ст.

Дано:

$$P_{QNE} = 760 \text{ мм рт.ст.},$$

$$P_{QFE} = 690 \text{ мм рт.ст.}$$

Решение: 1 мм рт.ст.  $\approx$  11 м

$$\Delta P = P_{QNE} - P_{QNH} = 760 - 690 = 70 \text{ мм рт.ст.}$$

Следовательно, разница высот

$$\Delta H = 70 \times 11 = 770 \text{ м.}$$

В случае непрерывности давления с QFE на QNH ВС превысит заданную высоту на 770 м. Это очень опасно при посадке на аэродром в горной местности.

Из анализа представленных задач следует вывод, что возможность выбора варианта установки давления на высотомере значительно влияет на безопасность полётов. Поэтому необходимо строго регламентировать принцип установки давления, по которому выполняют полёты во всём мире. Правила использования высотомера в РФ регулируются Федеральными авиационными правилами. Согласно Приказу Минтранса от 31.07.2009г. №128 Об утверждении Федеральных авиационных правил «Подготовка и выполнение полётов гражданской авиации Российской Федерации» (далее по тексту ФАП-128) в соответствии с п. 20 ст. 3 перед взлётом лётный экипаж ВС устанавливает на высотомерах давление аэродрома (QFE или QNH) и сравнивает показания высотомеров (с отметкой «0» на высотомере или превышением места взлёта) [8].

Пункт 22 статьи 3 ФАП-128 гласит, что после взлёта с контролируемого аэродрома перевод шкал давления барометрических высотомеров с QFE аэродрома членами лётного экипажа ВС производится: на стандартное атмосферное давление QNE при пересечении высоты перехода; на QNH района — по указанию органа ОВД. Перед заходом на посадку на контролируемый аэродром перевод шкал давления барометрических высотомеров на QFE или QNH аэродрома членами лётного экипажа ВС производится: со стандартного атмосферного давления (QNE) — при пересечении эшелона перехода; с QNH района — по указанию органа ОВД.

#### Библиографический список

1. Сулаев С.А. Обеспечение безопасности воздушного движения. — М.: Изд-во Института аэронавигации, 2006. — 132 с.
2. Писаренко В.Н. Управление безопасностью полётов. — Самара: Изд-во Сам. НЦ РАН, 2014. — 226 с.
3. Писаренко В.Н. Управление процессами и системами эксплуатации авиационной техники. — Самара: Изд-во Сам. НЦ РАН, 2012. — 318 с.
4. Окладников А.О. Изменение базы отсчёта барометрической высоты (переход от QFE к QNH): причины, проблемы, перспективы. — М.: Филиал НИИ «Аэронавигации» ФГУП ГосНИИГА, 2013. — 14 с.
5. Писаренко В.Н. Техническая эксплуатация и ремонт электрических систем и пилотажно-навигационных комплексов. Ч. 2. — Самара: Изд-во СГАУ, 2007. — 284 с.
6. Марьин Н.П. Состояние и направление развития систем предупреждения столкновений летательных аппаратов в воздушном пространстве // Новости навигации. 2007. № 1. — М.: Изд-во НТЦ «Интернавигация», 2007. С.14-24.
7. Писаренко В.Н. Самолёт Boeing 737-300/-400/-500 и его системы. — Самара: Изд-во СГАУ, 2008. — 431 с.
8. Федеральные авиационные правила «Подготовка и выполнение полётов в гражданской авиации Российской Федерации» / Приказ Минтранса РФ от 31 июля 2009г. № 128 (в ред. Приказов Минтранса РФ от 21.12. 2009г № 242, от 22.11 2010г № 263). — 80 с.

## SPECIFICS OF FLIGHT EXECUTION IN THE VICINITY OF AN AIRPORT

Pisarenko V.N.\* , Vasil'eva I.A.\*\* , Kulikova M.S.\*\*\*

*Samara State Aerospace University  
named after academician S.P. Korolev (National Research University),  
SSAU, 34, Moscovskoe shosse, Samara, 443086, Russia*

*\*e-mail: viktornpisarenko@gmail.com*

*\*\*e-mail: irina.vasileva.14@mail.ru*

*\*\*\*e-mail: 0maiia0@mail.ru*

#### Abstract

The execution of flights in the vicinity of an airport area in Russia differs from flights execution abroad. Before flight, Russian pilots set the airfield pressure on all barometric altimeters, the so-called mode of an airplane aviating according to the pressure over the airfield - QFE. Take off, After takeoff and circuit the altimeters are set to standard mean sea level pressure of 1013.2 hPa (760 mm. Hg) - QFH. This is the mode of airplane aviating according to pressure of the sea level. After taking a decision on the height of the flight execution of the flight at the set level begins. During preparation to landing after the plane descends to circle height, all barometric altimeters are set to the pressure over the airfield. After landing in QFE mode, the altimeters indicate the altitude of zero meters at the airfield.

Barometric altimeters do not change pressure indication all over the world world. While in flight at

the level and at landing, barometric altimeters are set to standard pressure of 1013.2 hPa (760mm. Hg) and the whole flight is executed in the QNE mode at the height relative to mean sea level pressure. At the airfield, barometric altimeters indicate the remaining altitude relative to sea level. Pilots should know it, and take into account the location of every airfield relative to sea level.

The change of pressure in barometric altimeters results in errors and failures in interacting systems, such as system of automatic flight control, system of the early warning of dangerous closeness of earth of GPWS, system of warning of collision of airplanes of TCAS control the and signal permutation pressure due to height-indicators entered as barometric flight altitude. GPWS (EGPWS) provides radio altitude signaling. The change of pressure in barometric altimeters in the course of the flight is dangerous, and may result in a catastrophe at an attempt to go around in automatic mode. It happened in Kazan in 2013, in Perm in 2008 - at go-

around of the airplane Boeing-737 in the automatic mode instead of circuit circling, when the set of height was translated to the autopilot. Eventually it resulted in a catastrophe.

For absolute promotion of safety, it is necessary to bring about the changes in the normative document of civil aviation of Russian Federation FAR-128 and oblige a crew to execute the flight on all stages only in the QNH mode.

**Keywords:** flight safety, airdrome, transition altitude, transition level, altimeter, barometric pressure, units of measurement.

## References

1. Sulaev S.A. *Obespechenie bezopasnosti vozdušnogo dvizheniya* (Security of air traffic promotion), Moscow, Institut aeronavigatsii, 2006, 132 p.
2. Pisarenko V.N. *Upravlenie bezopasnost'yu poletov* (Flight safety management), Samara, NTs RAN, 2014, 226 p.
3. Pisarenko V.N. *Upravlenie protsessami i sistemami ekspluatatsii aviatsionnoi tekhniki* (Management of processes and systems of aircraft engineering), Samara, NTs RAN, 2014, 318 p.
4. Okladnikov A.O. *Izmenenie bazy otscheta barometricheskoi vysoty (perekhod ot QFE k QNH): prichiny, problemy, perspektivy* (Changing of base reference of barometric altitude (Transition from QFE to QNH): reasons, problems, prospects), Moscow, Filial NII "Aeronavigatsii" FGUP GosNIIGA, 2013, 14 p.
5. Pisarenko V.N. *Tekhnicheskaya ekspluatatsiya i remont elektricheskikh sistem i pilotazhno-navigatsionnykh kompleksov* (Maintenance and servicing of electric systems and flight and navigation systems), Samara, SGAU, 2007, part 2, 284 p.
6. Mar'in N.P. *Novosti navigatsii*, 2007, no. 1, pp. 14-24.
7. Pisarenko V.N. *Samolet Boeing 737-300/-400/-500 i ego sistemy* (Aircraft Boeing 737-300/-400/-500 and its systems), Samara, SSAU, 2005, 200 p.
8. *Federal'nye aviatsionnye pravila "Podgotovka i vypolnenie poletov v grazhdanskoi aviatsii Rossiiskoi Federatsii". Prikaz Mintransa Rossiiskoi Federatsii ot 31 July 2009, №128* (Federal air rules "Preparation and fulfillment of flights in a civil aviation of RF". The order of Ministry of Transport of RF dated July 31, 2009, No. 128), Moscow, 2010, 80 p.