МОСКОВСКИЙ ИНСТИТУТ ЭЛЕКТРОМЕХАНИКИ И АВТОМАТИКИ (МИЭА)

НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Под общей редакцией доктора технических наук А.Г. Кузнецова

Выпуск 27

Москва 2019



УДК 629.73.02; 681.5.01

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ТРАЕКТОРИИ ВЗЛЕТА САМОЛЕТА

Андрей Михайлович ШЕВЧЕНКО, к. т. н.,

E-mail: shev-chik@yandex.ru,

Галина Николаевна НАЧИНКИНА, Мария Владимировна ГОРОДНОВА,

Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова Российской академии наук (ИПУ РАН)

Предложен метод прогнозирования траектории взлета летательного аппарата, осложненный наличием высотных препятствий по курсу. Метод основан на энергетическом подходе к управлению полетом. Уравнение энергетического баланса распространяется на наземные режимы движения. Получены алгоритмы расчета расстояний до точки принятия решения о взлете, до точки подъема носового колеса и запаса качения в пределах взлетно-посадочной полосы. Прогноз определяет возможность взлета гораздо раньше, чем руководство по летной эксплуатации. Результаты статистических испытаний продемонстрировали высокую точность и достоверность метода прогнозирования.

Ключевые слова: метод прогнозирования, энергетический подход, взлет самолета, статистические испытания.

DEVELOPMENT AND RESERACH OF A METHOD FOR AIRCRAFT TAKEOFF TRAJECTORY PREDICTION

Andrey M. SHEVCHENKO, PhD in Engineering,

E-mail: shev-chik@yandex.ru,

Galina N. NACHINKINA, Maria V. GORODNOVA,

V. A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences

The article offers a method for prediction of aircraft takeoff trajectory with high obstacles on the heading. The method is based on energy approach to flight control. Energy balance equation can be applied to ground operation modes. Computation algorithms for takeoff decision point, nosewheel lift-off point and available takeoff ground roll distances are obtained. The prediction defines the possibility to takeoff much earlier then the aircraft flight manual. Statistical tests showed high accuracy and validity of the prediction method.

Keywords: prediction method, energy approach, aircraft takeoff, statistical tests.

Введение

Устойчивой тенденцией последних лет в организации пассажирских и транспортных перевозок стало уплотнение трафика и расширение допустимых погодных условий эксплуатации воздушных судов. В этой связи вопросы безопасности эксплуатации авиационной техники становятся все более острыми.

Особую роль в вопросах безопасности авиационных перевозок играет «человеческий фактор». Статистика летных происшествий (ЛП) по материалам последних зарубежных [1–3] и отечественных [4–5] исследований показывает высокую долю авиационных происшествий (АП), обусловленных участием человека в процессе выполнения полетного задания. Эта доля колеблется в зависимости от методик оценки от 50 до 70%. При этом на этапы взлета и посадки, как и во все предыдущие годы, приходится более половины АП [6].

Хронологический анализ АП не выявил тенденции к снижению общей аварийности. Более того, анализ состояния отечественного парка самолетов [7] показывает, что по мере совершенствования техники доля авиационных происшествий, связанных с недостатками систем самолетов и их характеристик, уменьшилась с 40% до 15%, а доля происшествий, обусловленных отклонениями в работе персонала, в основном экипажа, выросла с 50% до 80%.

Повышенное внимание уделяется в настоящее время вопросам безопасности операций на взлетно-посадочной полосе. По этому направлению в структуре ИКАО созданы международные комиссии с участием отечественных специалистов. Деятельность международных отделений освещается на специальном сайте www.icao.int/RunwaySafety.

Наземные участки траектории движения воздушного судна (ВС) выполняются под контролем или при непосредственном участии пилота в управлении. Ввиду высоких психологических нагрузок на пилота повышается вероятность ошибочных или несвоевременных действий. Возникновение непредвиденных или нештатных ситуаций при ограничении на время реакции может провоцировать стрессовые состояния пилота.

В этой связи становится очевидной необходимость улучшения информационной поддержки пилота и создание дружественной среды взаимодействия пилота с приборным оборудованием кабины. С этими целями нами были предложены методы и алгоритмы прогнозирования движения ВС на наземных участках траектории [8—12]. Методологической базой разработок является энергетический подход к управлению пространственным движением летательных аппаратов (ЛА) [13—15].



В данной работе получил дальнейшее развитие метод прогнозирования движения воздушного судна на этапе разбега по взлетно-посадочной полосе перед взлетом и последующего набора высоты для пролета над высотным препятствием. Метод учитывает накопление энергии на впередилежащей траектории, включая воздушный сегмент.

Для управления траекторией на режиме взлета применена энергетическая система. Представлены результаты модельных испытаний алгоритмов прогнозирования в широком диапазоне условий на ВПП.

Метод прогнозирования безопасного пролета над препятствием

На этапе разбега при пониженной тяговооруженности по причине отказа двигателей или в условиях высокогорья, или при повышенной температуре воздуха, или при предельных полезных нагрузках необходимо оценить возможность самолета осуществить разбег до взлетной скорости в пределах ВПП и набрать достаточную высоту для пролета над препятствиями в виде искусственных сооружений или естественных возвышений рельефа местности по курсу взлета.

В момент пролета над препятствием самолет должен иметь скорость не ниже минимальной скорости устойчивого горизонтального полета V_2 , известной для каждого типа самолетов. Таким образом, полная энергия движения в момент преодоления препятствия $E_{H_{\rm преп}}$ должна содержать необходимый минимум кинетической составляющей и запас потенциальной составляющей, которая и определяют достижимую высоту $H_{\rm пp}$ пролета над препятствием:

$$E_{H_{\text{npen}}} = 0.5m(V_2)^2 + mgH_{\text{npen}}.$$
 (1)

Величина полной накопленной энергии в конце какого-либо маневра складывается из текущих кинетической и потенциальной составляющих и работы всех внешних сил F_i на траектории маневра. Траектория подлета к препятствию включает наземный и воздушный участки. Считая малыми углы набора высоты, длину пространственной траектории принимаем равной ее проекции длиной S. Тогда спрогнозированная накопленная энергия на пути:

$$E(t)_{\text{npor}} = 0.5mV(t)^{2} + mgh(t) + S\sum_{i} F_{i}(t),$$
 (2)

где $\sum_i F_i(t)$ — сумма всех внешних сил: тяги двигателя, аэродинамического сопротивления, трения качения и торможения. Это уравнение непосредственно связывает энергетическое состояние объекта управления и длину траектории для достижения этого состояния.

В предлагаемой методике результирующая сила естественным образом вычисляется через продольное ускорение a(t):

$$\sum_{i} F_i = ma(t),\tag{3}$$

которое на борту обычно определяется по измеряемой перегрузке

$$a(t) = gn_{r}(t). (4)$$

Приравнивая выражения для необходимой (1) и прогнозной (2) энергий с учетом эквивалентной замены (3) и измерений (4), в процессе разбега можно найти длину впередилежащего участка траектории, необходимого для накопления недостающей полной энергии:

$$D_{\text{TIIP}}(t) = \left(g\left(H_{\text{преп}} - h(t)\right) + 0.5\left(V_2^2 - V(t)^2\right)\right) / gn_x(t) - L_{\text{преп}}.$$

Заметим, что это выражение инвариантно относительно массы. В точке траектории, где прогнозируемая длина этого участка обнуляется, прогнозная величина энергии будет достаточной для пролета над препятствием с требуемой скоростью. Эта точка названа точкой принятия решения (ТПР) о безопасном взлете: $X_{\text{ТПР}} = x(t)|_{D=0}$.

Координата этой точки вычисляется просто:

$$X_{\text{TIIP}}(t) = X(t) + D_{\text{TIIP}}(t).$$

Отличительной особенностью энергетического метода прогнозирования является то, что в текущем прогнозе учитывается полная энергия, приобретаемая самолетом на воздушном сегменте за пределами наземного участка. Соотношение энергий на наземном и воздушном сегментах представлено на рис. 1.

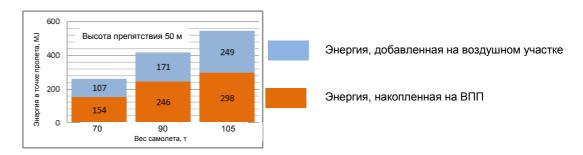


Рис. 1. Распределение энергий на наземном и воздушном сегмента траектории



В отличие от методики взлета, предписываемой руководствами по летной эксплуатации, метод прогнозирования полной энергии с учетом ее прироста на воздушном участке указывает на возможность взлета не в момент достижения скорости принятия решения, а намного раньше и в координатах дальности, привязанных к взлетной полосе.

Для повышения ситуативной осведомленности весьма полезным считается знание запаса, или резерва, дальности до обреза взлетной полосы в точке принятия решения. Величина резерва также прогнозируется в процессе разбега:

$$L_{\text{pe3}}(t) = L_{\text{BIII}} - X(t) - D_{\text{TIIP}}(t).$$

Метод прогнозирования на основе энергетического подхода позволил получить прогнозную оценку еще одной характерной точки на траектории разбега. Для каждого типа самолета существует минимальная скорость на разбеге V_r , при которой разрешен подъем передней стойки шасси для разворота самолета на взлетный угол тангажа. Эта скорость зависит от его взлетной массы, конфигурации крыла и регламентируется техническими условиями на самолет. В нештатных ситуациях пилот должен оценивать не только возможность продолжения взлета, но и положение самолета на полосе, в котором можно начинать подъем передней стойки. Длина дистанции от текущего положения самолета до достижения скорости подъема вычисляется по формуле:

$$D_{V_r}(t) = (V_2^2 - V^2(t))/2gn(t).$$

Объективная оценка этой дальности, в отличие от интуитивной, улучшает ситуативную осведомленность пилота и снижает предпосылки для ошибочных действий. В процессе разбега пилоту может выдаваться сообщение о дальности до точки подъема передней стойки. Момент обнуления этой дальности служит сигналом готовности для начала разворота самолета на взлетный угол тангажа.

Предполагается, что интенсивный маневр подъема носового колеса будет начат после достижения скорости отрыва, а набор высоты будет выполнен в соответствии с нормами летной годности с допустимым углом наклона траектории, известным априори для каждого типа самолетов и метеоусловий в зоне аэродрома.

Коррекция прогноза дальности

Прогноз движения ЛА, основанный на текущих значениях его координат, не может совпадать с реальным процессом, т. к. все силы меняются или под действием возмущений, или в соответствии с регламентирующими требованиями правил выполнения полетов. На этапе взлета наибольшее влияние на тягу двигателя оказывает скорость разбега. Нами предложено для компенсации этого влияния ввести мультипликативный корректирующий член в алгоритм прогнозирования:

$$D_{\text{TIIP}}^{\text{kop}}(t) = D_{\text{TIIP}}(t) \cdot k_{\text{kop}}$$

Коэффициент коррекции $k_{\text{кор}}$ выбирался в нескольких варианта, и его окончательный вид:

$$k_{\text{kop}} = k_1 \sqrt{k_0 \cdot VP/V_2}.$$

Здесь $\mathit{VP}-$ скорость разбега V_2- скорость устойчивого горизонтального полета; k_0 и k_1- настроечные коэффициенты, формирующие $k_{\text{кор}}.$ Для поиска оптимальных значений коэффициентов k_0 и k_1 в составе стенда имеется сервисная программа поиска по критерию минимума ошибки на участке до точки принятия решения на взлет.

Эффективность коррекции показана на рис. 2, где приведены реальная и скорректированная прогнозная дальность до точки достижения скорости V_1 . Их различие на начальном участке разбега находится в пределах 30 м, а на дальности ближе 300 м ошибка прогноза снижается до 5 м.

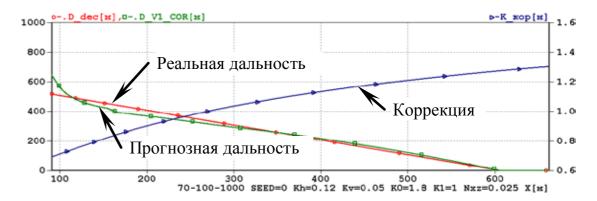


Рис. 2. Эффективность коррекции алгоритма прогнозирования



Моделирование взлета при наличии препятствий

Испытания алгоритмов прогнозирования траектории разбега, взлета и последующего пролета над препятствием проводились и ранее на компьютерном стенде с полной моделью самолета Ту-204-120С в варианте с двигателями RB.211 535 [16, 17]. Пульт оператора стенда позволял устанавливать массу и центровку самолета, климатические условия, высотность аэродрома и составлять сценарий взлета в соответствии с действующим руководством по летной эксплуатации.

K настоящему времени режимы работы стенда существенно изменились. Добавлен режим моделирования с отказом двигателя, введена процедура поиска оптимальных коэффициентов энергетической системы управления (Kh и Kv), расширен перечень настраиваемых коэффициентов. Добавлено окно режима статистических испытаний для настройки уровня и вида случайных отклонений массы и центровки самолета. Вид пульта оператора стенда показан на рисунке 3. Оператору предоставлена возможность создавать или изменять сценарии взлета.

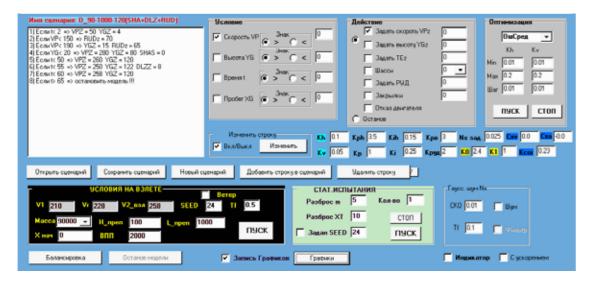


Рис. 3. Окно настроек режима моделирования взлета

Целью моделирования было получение множества расчетных точек принятия решения и сопоставление их с рекомендациями стандартных методик пилотирования.

Следует отметить, что на режиме взлета управление полетом на воздушном участке осуществлялось не штатной, а энергетической системой управления. Энергетическая система, как было показано ранее [13], экономно и рационально расходует ресурсы органов управления — сектора газа и ручки траекторного канала — при выполнении

пространственных маневров. Высокое качество переходных процессов показано на рис. 4.

Моделирование показало высокое качество переходных процессов, что иллюстрируется на рис. 4. На рисунке показаны графики высоты и скорости на взлете при наличии препятствия высотой 100 м на дальности 1000 м от торца ВПП. Графики приведены для самолета с тремя различными взлетными массами.

Целью моделирования было получение множества расчетных точек принятия решения, сопоставление их с рекомендациями стандартных методик пилотирования и формирования базы данных для дальнейшего анализа.

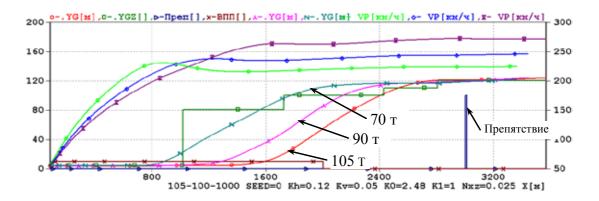


Рис. 4. Переходные процессы с энергетической системой управления

Были выполнены серии взлетов самолета с разной массой — от минимальной до максимальной и расположением препятствий высотой от 50 до 150 метров на удалении от конца ВПП от 500 до 3000 метров. Особый интерес представляли полеты с имитацией отказа одного двигателя на начальном участке разбега. В процессе взлета фиксировалось положение самолета на ВПП (координата DTПР), в котором текущее энергетическое состояние с учетом прогноза движения было достаточным для разгона до минимальной скорости полета и подъема на высоту препятствия в точке его расположения.

При больших дальностях до препятствий — свыше 2000 м — прогноз показывает возможность взлета практически с самого начала разбега для самолета с любой, в том числе максимальной взлетной массой. Это вполне объяснимо, так как от точки старта до препятствия длина траектории включает еще и воздушный участок.

В процессе моделирования также вычислялись дальности до достижения скорости подъема носовой опоры D_{V_r} . Для самолета Ту-204 с закрылками во взлетном положении (18°) в трех исследуемых вариантах загрузки



эти скорости равны 210, 228 и 245 км/ч соответственно. Анализ результатов показывает, что на аэродромах с препятствиями, расположенными достаточно далеко от задней кромки ВПП, далее 1500 м, прогноз энергетического состояния для успешного взлета наступает раньше, чем достигается скорость подъема передней стойки, которая и является ограничением для начала отрыва от ВПП. В случае близкорасположенных препятствий оказывается, что достижение скорости подъема стойки не гарантирует успешного набора высоты. Для этого необходимо накопить достаточный запас энергии, находясь еще на ВПП, т. к. на коротком воздушном участке взлета возможно набрать лишь малую долю от требуемой величины полной энергии. В таких ситуациях разбег должен быть продолжен до точки принятия решения.

Для иллюстрации опережающих свойств прогноза в таблице 1 приведены координаты точек принятия решения X_TПР, рассчитанные из условия достижения нормативной скорости V1 и координаты точек возможности взлета X_ТВВ, в которых прогноз гарантирует накопление энергии для преодоления высотного препятствия. Результаты приведены для самолета с взлетными массами 70 т, 90 т и 105 т при выполнении взлета с использованием двух сценариев управления траекторией. Первый сценарий взлета (комфортный) содержал только задания на требуемые переходы по скорости и высоте. По второму сценарию (энергичному) задавались принудительное манипулирование сектором газа для более интенсивного достижения требуемых значений координат.

Масса, т	Сценарии	X_V1	X_TBB	Опережение	Ошибка
70	Комфортный	1037,65	752,36	285,29	-0,81
/0	Энергичный	602,15	154,05	448,10	2,87
90	Комфортный	1066,63	909,27	157,35	-0,78
90	Энергичный	784,36	133,18	651,18	0,37
105	Комфортный	1268,55	1213,41	55,14	-5,42
105	Энергичный	1201,15	957,15	244,00	-0,23

Таблица 1. Сравнение прогнозных и регламентных координат точки принятия решения на взлет

Сравнение координат показывает, что прогнозная достижимость конечного энергетического состояния, достаточного для пролета над препятствием, фиксируется намного раньше, чем самолет приобретает скорость принятия решения, предписываемую руководствами по летной эксплуатации.

Статистический анализ алгоритма прогнозирования

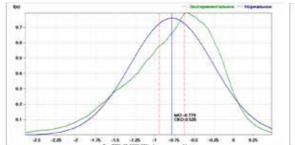
Для получения оценок качества и достоверности алгоритма прогнозирования был разработан специальный программный модуль. Окно настроек модуля анализа показано на рис. 5.



Рис. 5. Панель управления модулем статистического анализа

По результатам статистических испытаний строятся графики функций распределения и плотности вероятностей. Нормативами ИКАО установлены 5 уровней тяжести последствий от вероятных ошибок пилотирования. В нашей работе также используются 5 допусковых зон для оценки количества ошибок прогнозирования справа и слева от среднего значения анализируемого параметра. Модуль анализа строит гистограммы распределения ошибок прогнозирования по пяти зонам. В качестве примера графического оформления результатов статистического анализа модельных испытаний на рис. 6 и 7 показаны график плотности вероятности и гистограмма распределения ошибок прогнозирования.

Номинальные условия взлета: масса m=105 т, центровка XT=0,35. Вариации: $3\sigma_m=5\%$, $3\sigma_{YT}=10\%$. Число испытаний 1000.



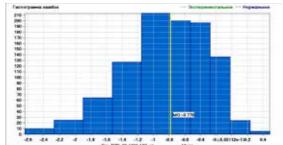


Рис. 6. Плотность вероятности ошибок прогнозирования дальности до ТПР

Рис. 7. Гистограмма распределения ошибок прогнозирования по пяти зонам

Заметна несимметричность закона распределения ошибок, что подтверждается вычисленными в модуле значениями эксцесса (0,241) и асимметрии (-0,698).

Для отработки навыков пилотирования при информационной поддержке на стенде был реализован прототип индикатора движения самолета в реальном времени по ВПП и на воздушном участке.



Вариант такого индикатора приведен на рис. 8. В окне индикатора показаны графики заданных и реальных значений основных параметров полета — высоты и скорости. На высотной траектории изображен символ самолета в его текущем положении. Условно нарисованы ВПП и препятствие. Индицируются прогнозные метки характерных событий, а именно, точки достижения возможности взлета (X_TVV), точки достижения регламентной скорости принятия решения (XG_V1) и точки отрыва носового колеса (XG_Vr). Показываются также численное значение этих координат. Для оперативного анализа результатов моделирование взлета может быть выполнено в ускоренном времени.

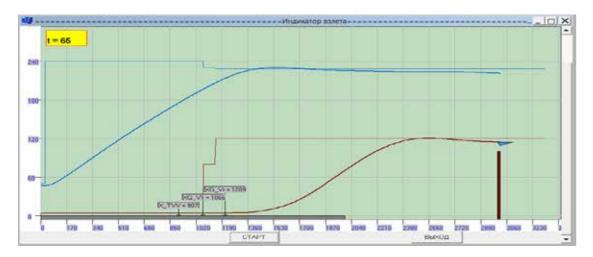


Рис. 8. Прототип индикатора взлета в кабине пилота

Заключение

12

Количество аварий на взлетно-посадочных режимах в течение последнего десятилетия остается на уровне выше 50%. На этих режимах движение летательного аппарата контролируется пилотом. Во избежание ошибочных действий крайне желательно информировать пилота об эволюции ситуации. С этой целью разработан и исследован энергетический метод прогнозирования расстояния до характерных точек на впередилежащей траектории летательного аппарата при взлете.

Синтезирован алгоритм расчета расстояния до точки принятия решения о возможности взлета при наличии высотных препятствий по курсу. Для повышения точности прогноза в работе предложена коррекция алгоритмов прогнозирования. Возможность взлета с гарантированным пролетом над препятствием обосновывается до намного раньше достижения скорости принятия решения, предписываемой руководством по летной эксплуатации.

Также синтезирован алгоритм расчета расстояния до точки достижения скорости отрыва носового колеса от ВПП. Информационное сообщение о резерве разбега, сформированное в поле зрения пилота, позволит ему соотнести текущую ситуацию с положением самолета на взлетно-посадочной полосе, что повысит ситуационную уверенность и снизит напряженность. Было проведено большое количество детерминированных и статистических испытаний модифицированного алгоритма прогнозирования. Продемонстрирована высокая точность прогноза и высокая достоверность результатов.



Литература

- 1. S. Shappel, A. Boquet, D. Wiegmann. "Human Error and Commercial Aviation Accidents: An Analysis Using the Human Factors Analysis and Classification System". Journal of the Human Factors and Ergonomics Society · May 2007. DOI: 10.1518/001872007X312469.
- 2. J.Orasanu, L. Martin. "Errors in Aviation Decision Making: A Factor in Accidents and Incidents" NASA Ames Research Center. doi=10.1.1.434.3878&rep=rep1&type=pdf.
- 3. S. D. Pinder, "Aircraft Takeoff Performance Monitoring in Far-Northern Regions: An Application of the Global Positioning System," Ph.D. thesis, University of Saskatchewan. 2002.
- 4. M.A. Erusalimskiy, "Analysis of a decision-making about rejection or continuation of takeoff in flight accident and incidents". Aviation Explorer, 07.11.2011. http://www.aex.ru/docs/4/2011/11/7/1447.
- 5. M. G. Glubokaya, Technology of Air Fleet. 82, 21–30 (2008).
- 6. Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents. Worldwide Operations 1959 2017". October 2018. Boeing. http://www.boeing.com/news/techissues/pdf/statsum.pdf.
- 7. *Кофман В. Д.*, *Полтавец В. А.*, *Теймуразов Р. А.* Сравнительный анализ безопасности полетов отечественных и зарубежных самолетов. // Транспортная безопасность и технологии. № 4(5). Декабрь 2005.
- 8. *Shevchenko A. M.* Some Means for Informational Support of Airliner Pilot // 5th Int. Scientific Conf. on Physics and Control (Physcon 2011). Leon, Spain. Sept. 5—8 2011. P. 1—5. http://lib.physcon.ru/doc?id=78f90e41e746/.
- 9. Шевченко А. М., Павлов Б. В., Начинкина Г. Н. Метод прогнозирования взлета самолета при наличии высотных препятствий // Изв. Южного федерального ун-та. Техн. науки. / Изд-во ТТИ ЮФУ. -2012. -№3. С. 167-172.

- 10. Шевченко А. М., Солонников Ю. И., Начинкина Г. Н. Разработка и исследование метода прогнозирования взлета самолета // Проблемы управления. -2012. -№ 6. С. 63-68.
- 11. A. Kuznetsov, A. Shevchenko, Ju. Solonnikov. The Methods of Forecasting Some Events During the Aircraft Takeoff and Landing, // 19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace (ACA2013). Germany. 2013. Proceedings. P. 183—187.
- 12. А. М. Шевченко, Г. Н. Начинкина, О. Б. Кербер, Ю. И. Солонников. Методы улучшения ситуативной осведомленности экипажа воздушного судна на взлетно-посадочных режимах. // Труды Московского института электромеханики и автоматики (МИЭА). Выпуск 12. «Навигация и управление летательными аппаратами». М.: МИЭА, 2016. С. 37—38.
- 13. Борисов В. Г., Начинкина Г. Н., Шевченко А. М. Энергетический подход к управлению полетом. // «Автоматика и телемеханика». -1999. -№ 6. С. 59-70.
- 14. Kurdjukov A. P., Nachinkina G. N., Shevtchenko A. M. Energy approach to flight control. // AIAA Conf. Navigation, Guidance & Control. AAIA. Paper 98–4211. Boston. 1998.
- 15. Шевченко А. М., Павлов Б. В., Начинкина Г. Н. Применение энергетического подхода для проектирования систем управления полетом. // Труды XII Всероссийского совещания по проблемам управления (ВСПУ 2014). М.: ИПУ РАН. 2014. С. 3417—3430.
- 16. О. Б. Кербер, Г. Н. Начинкина, Ю. И. Солонников, А. М. Шевченко. Методы улучшения ситуационной осведомленности экипажа воздушного судна на взлетно-посадочных режимах. // «Авиакосмическое приборостроение», № 5, 2016. С. 33—47.
- 17. О. Б. Кербер, Г. Н. Начинкина, Ю. И. Солонников, А. М. Шевченко. Эволюция методов информационной поддержки экипажа воздушного судна на взлетно-посадочных режимах. // «История науки и техники», № 9, 2016. С. 57—75.



УДК 681.5.015.42

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА МГНОВЕННОГО АПОСТЕРИОРНОГО ОЦЕНИВАНИЯ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ СЧИСЛЕНИЯ ПУТИ САМОЛЕТА*

Игорь Сергеевич КИКИН, к. т. н.

ФГУП «Государственный научно исследовательский институт авиационных систем» ГНП РФ

E-mail: kikin@gosniias.ru

Продемонстрирована эффективность реализации мгновенного апостериорного оценивания в системах автоматического счисления пути самолета. При проведении исследований использована имитационная математическая модель (ИММ) продольного канала счисления пути, функционирующего совместно с системой автоматического управления тягой двигателя, применяемой в качестве регулятора величины путевой или истинной воздушной скорости. Проведена оценка возможности повышения точности (снижения скорости накопления ошибок) счисления длины пути самолета за счет компенсации влияния погрешностей измерений параметров полета. В ИММ учитывались следующие факторы неопределенности измерительной информации и внешних воздействий: погрешности измерений путевой, истинной воздушной скорости и динамического давления; погрешность априорных данных о коэффициенте лобового сопротивления; отклонения статического давления и температуры воздуха от значений, соответствующих международной стандартной атмосфере; ошибки измерений статического давления и температуры; возмущающая продольная сила. Задача решалась в условиях отсутствия априорных данных о ветре. Указанные факторы задаются случайными числами, которые сохраняют постоянные значения на интервале наблюдения. На этом интервале имитировался переходный режим контура регулирования скорости полета самолета и дальнейшее поддержание заданного скоростного режима полета автоматом тяги двигателя. На примере исследуемых информационно-управляющих систем (ИУС) продемонстрирован конкретный вариант применения интегрированной технологий конструирования ИУС: в сигнал управления тягой двигателя введена составляющая, компенсирующая силу лобового сопротивления. Указанная коррекция структуры системы регулирования скорости полета самолета обеспечивает эффективную компенсацию влияния погрешностей измерений на точность счисления длины пути.

Ключевые слова: мгновенное апостериорное оценивание, счисление пути, длина пути, погрешности измерения, накопление погрешностей счисления.

*Работа выполнена при поддержке РФФИ, проект № 19-08-00752

THE USE OF INSTANTANEOUS POSTERIOR ESTIMATION CONCEPT FOR ENHANCING THE AIRCRAFT DEAD RECKONING ACCURACY*

Igor S. KIKIN, PhD in Engineering

'FSUE "State Research Institute of Aviation Systems' State Scientific Center of Russian Federation E-mail: kikin@gosniias.ru

The article shows the efficiency of instantaneous posterior estimation implementation in aircraft automatic dead reckoning systems. Simulation mathematical model (SMM) of dead reckoning longitudinal channel that operates together with the engine thrust control system applied as a controller of the ground and true air speed, was used for research. The assessment of accuracy enhancement (errors accumulation rate reduction) possibility for aircraft dead reckoning by means of flight parameters measurement error compensation was carried out. The following factors of measurement data uncertainty and external influences were considered in SMM: ground speed, true air speed and dynamic pressure measurement errors; apriori drag coefficient data error; static pressure and air pressure deviation from the international standard atmosphere values; static pressure and temperature measurement errors; disturbing axial force. The problem was solved without any apriori wind data. The specified factors are determined as random numbers that remain constant on the monitoring interval. Flight speed control loop transition mode and further maintaining the flying speed by autothrust were simulated on this interval. The article shows the specific information and control systems (ICS) integrated design technology application by the example of examined ICS: a component, balancing out the drag force was added to the engine thrust control signal. The flight speed control system structure correction provides effective compensation of measurement errors effects on flight path dead reckoning accuracy.

Keywords: instantaneous posterior estimation, dead reckoning, flight path, measurement error, dead reckoning errors accumulation.

^{*}The study was supported by grant № 19-08-00752 from RFBR (Russian Foundation for Basic Research)



Введение

В данной работе представлены результаты исследований практически значимых вариантов применения мгновенного апостериорного оценивания (МАО) с целью повышения точности счисления пути летательного аппарата (ЛА) самолетного типа. Счисление пути — методы определения координат местоположения ЛА, основанные на информации о его начальном местоположении и информации о навигационных элементах движения. Для осуществления счисления пути необходимо располагать данными о направлении движения ЛА и его ускорении или скорости движения относительно поверхности Земли. При этом пройденный путь определяется двукратным интегрированием ускорения или однократным интегрированием скорости по времени. К этой группе относятся методы курсо-воздушного, курсо-доплеровского и инерциального счисления пути, а также их комплексное применение.

Одним из перспективных направлений развития новых технологий навигационного обеспечения ЛА является применение МАО для формирования интегрального навигационного решения, основанного на методах счисления координат места ЛА. Ожидаемое снижение темпа накопления погрешностей счисления за счет применения МАО позволит качественно улучшить характеристики навигационных комплексов в части их помехоустойчивости благодаря снижению временных, вычислительных и информационных ресурсов, необходимых для реализации позиционной коррекции процессов счисления. При оценке технической эффективности реализации МАО для систем счисления координат необходимо учитывать:

- критичность как автономных, так и неавтономных средств позиционирования к воздействию естественных и организованных помех;
- объемы и необходимое качество априорной информации для автономных средств позиционирования.

Принцип МАО позволяет реализовать процесс циклической позиционной и скоростной коррекции систем счисления за счет применения новых алгоритмических методов оценивания состояния ЛА на базе стандартного набора измерителей параметров полета. Существенным достоинством применения МАО в информационно-управляющих системах счисления пути является возможность высокоточного оценивания путевой скорости ЛА с использованием измерителя воздушной скорости, что открывает возможность новых эффективных интегрированных навигационных решений.

Существенные по уровню компоненты ошибок счисления пути связаны с погрешностями определения угловой ориентации датчиков, измеряющих навигационные элементы движения. В работах [1, 2]

на примере одноканальной системы автоматического управления (САУ) углом поворота платформы проиллюстрированы возможности повышения точности угловой ориентации за счет реализации МАО.

В настоящей работе представлены результаты исследования точности счисления длины пути (ДП) ЛА самолетного типа с использованием измерителей путевой и воздушной скорости полета при реализации МАО путевой скорости и длины пройденного пути. Имитационные математические модели (ИММ) анализируемых каналов управления и счисления пути соответствуют концепции конструирования САУ, представленной в [3, 4]. В ИММ учтены следующие факторы неопределенности измерительной информации и внешних воздействий:

- погрешности измерений путевой, истинной воздушной скорости и динамического давления;
- погрешность априорных данных о коэффициенте лобового сопротивления;
- отклонения статического давления и температуры воздуха от значений, соответствующих международной стандартной атмосфере (MCA);
 - ошибки измерений статического давления и температуры;
 - возмущающая продольная сила;
 - отсутствие априорных данных о ветре.

При имитационном моделировании процессов регулирования скорости полета ЛА и ее оценивания указанные факторы представляются случайными числами, которые сохраняют постоянные значения на интервале наблюдения.

Результаты, представленные в [1, 2] показывают, что информация о возмущающем воздействии на объект управления, эквивалентном совокупности возмущений, действовавших на интервале наблюдения, позволяет сформировать оценку состояния объекта на этом интервале, инвариантную к ошибкам измерений выходных параметров объекта.

Процесс идентификации эквивалентного возмущения при управлении движущимися объектами усложняется наличием внутренних обратных связей, описывающих диссипативные силы, действующие на объект. В этом случае существенное повышение точности МАО параметров состояния объекта может быть обеспечено за счет реализации управляющих связей, компенсирующих влияние диссипативных сил. Максимальная точность идентификации эквивалентного возмущения и, соответственно, максимальная точность МАО параметров состояния объекта достигается при реализации в процессе МАО поискового режима идентификации исходных погрешностей измерений. Этот режим обеспечивает также идентификацию возмущающего воздействия на объект управления.



Постановка задачи

Исходные данные.

1) Система дифференциальных уравнений, описывающая движение объекта управления:

$$\begin{cases} \frac{dL}{dt} = W, \\ \frac{dW}{dt} = m^{-1}(P + X + D), \\ \frac{dm}{dt} = \dot{m}_{yA} \cdot P, \end{cases}$$
 (1)

где L — текущее значение ДП, м;

W — путевая скорость полета, м/с;

m — масса ЛА, кг;

P — тяга двигателей, H; X — сила лобового сопротивления, H;

D — продольная возмущающая сила, H;

 $\dot{m}_{_{\mathrm{V}\mathrm{J}}}$ — удельный расход топлива, кг/НЧс. $\dot{m}_{_{\mathrm{V}\mathrm{J}}}$ = const.

 $X = -c_X q S$, где c_X — безразмерный аэродинамический коэффициент сопротивления;

S — характерная площадь; q — динамическое давление (скоростной напор). Па.

 $q = 0.5 \rho V^2$, где ρ — плотность воздуха, соответствующая эшелону полета, кг/м³.

 $\rho = \frac{p \cdot \mu}{R \cdot T}$, где p — статическое давление воздуха на высоте полета, Π а;

 μ — молярная масса сухого воздуха (μ = 0,0289644 кг/моль);

R — универсальная газовая постоянная ($R = 8,31447 \, \text{Дж/(моль) K}$);

T — температура воздуха на высоте полета, K.

 $p=p_{
m MCA}+\Delta p_{
m MCA},~T=T_{
m MCA}+\Delta T_{
m MCA},$ где индексом «МСА» отмечено значение параметра, соответствующее Международной стандартной атмосфере и отклонение Δ фактического значения параметра от стандартного;

V — истинная воздушная скорость ЛА, м/с. $V = W - U_{\rm ЭКВ}$, где $U_{\rm ЭКВ}$ — скорость эквивалентного ветра, направление которого совпадает с линией пути, а скорость такова, что он создает такую же путевую скорость, как и реальный ветер. В данной работе исследование проводится в предположении отсутствия априорной информации о ветре.

В ИММ скорость эквивалентного ветра задается случайным числом, сохраняющим постоянное значение на интервале наблюдения. Положительному значению $U_{\scriptscriptstyle \rm 2KB}$ соответствует попутный ветер.

2) Модель измерений:

$$W^* = W + \Delta W, \quad q^* = q + \Delta q, \quad \rho^* = \frac{p^* \cdot \mu}{R \cdot T^*}, \quad p^* = p + \Delta p,$$

$$T^* = T + \Delta T, \quad V^* = \sqrt{2q^*/\rho^*}, \quad a^* = 20,047\sqrt{T^*}, \quad M^* = V^*/a^*,$$

где a — скорость звука; M — число Маха; знаком «*» обозначены измеренные значения параметров полета, а символом « Δ » — отклонения измеренных значений от фактических.

Примечание 1. Измерение M необходимо для расчета тяги двигателя и коэффициента лобового сопротивления. Ошибка косвенного измерения M как отдельный фактор неопределенности условий функционирования системы в настоящей работе не рассматривается.

- 3) Коэффициент лобового сопротивления $c_X = c_X^* + \Delta c_X$, где c_X фактическое значение коэффициента, c_X^* значение коэффициента лобового сопротивления по априорным данным об аэродинамических характеристиках ЛА, Δc_X погрешность априорных данных.
- 4) Диапазоны значений факторов неопределенности измерительной информации и возмущений:

$$\begin{split} \Delta p_{\text{MCA}} &\in \left[-0,05\,p_{\text{MCA}} \,, +0,05\,p_{\text{MCA}} \right], \, \Pi \text{a} \left(\text{H/m}^2 \right); \\ \Delta p &\in \left[-0,05\,p, +0,05\,p \right], \, \Pi \text{a}; \\ \Delta T_{\text{MCA}} &\in \left[-0,05T_{\text{MCA}} \,, +0,05T_{\text{MCA}} \right], \, K; \\ \Delta T &\in \left[-0,05T, +0,05T \right], \, K; \\ U_{\text{9KB}} &\in \left[-50, +50 \right], \, \text{m/c}; \\ \Delta W &\in \left[-2, +2 \right], \, \, \text{m/c}; \\ \Delta q &\in \left[-0,05q, +0,05q \right], \, \, \text{H/m}^2; \end{split}$$



22

$$\Delta c_X \in [-0,05c_X, +0,05c_X];$$

 $D \in [-0,05P, +0,05P], H.$

Требуется:

- 1) Синтезировать имитационную математическую модель процессов автоматического счисления ДП ЛА самолетного типа, осуществляющего полет на постоянной высоте эшелона, для вариантов регулирования путевой и истинной воздушной скорости с реализацией режима МАО путевой скорости и ДП.
- 2) Провести оценку технической эффективности коррекции продольных каналов воздушного и доплеровского счисления пути с использованием режима МАО.

Примечание 2. Оценка технической эффективности МАО проводится без учета погрешностей информации о начальной скорости и начальном местоположении ЛА. Эффективное применение МАО невозможно, если для формирования начальной скорости используется измеритель скорости, на базе которого построена система счисления.

Структура имитационной математической модели для исследования режимов счисления длины линии пути самолета

Предварительный анализ задачи и результаты моделирования показали, что структура исследуемой системы с прямым регулированием тяги для поддержания заданной скорости полета не обеспечивает эффективной реализации МАО с целью компенсации влияния ошибок измерения путевой скорости ЛА на точность счисления ДП. Аналогичная по содержанию проблема возникает в системе угловой ориентации платформы, обладающей собственным демпфированием [1, 2]. Исходя из возможной преемственности решений, в структуру регулятора тяги разрабатываемой ИММ введена связь, компенсирующая силу лобового сопротивления. При этом тяга представляется в виде двух слагаемых:

$$P = P_X + F_{ynp},$$

где P_{χ} — компонента тяги, компенсирующая силу лобового сопротивления;

 $\vec{F_{\mathrm{ynp}}}$ — компонента тяги, формируемая регулятором.

Фактически автоматом тяги должны формироваться сигналы на перемещение дроссельных заслонок двигателей. Сигнал для формирования $P_{\scriptscriptstyle Y}$ определяется в цепи компенсирующей связи в соответствии

с высотно-скоростными и дроссельными характеристиками двигателей. Погрешность реализации компенсирующей связи учитывается в ИММ наличием возмущающей продольной силы D, которая парируется регулирующей связью, формирующей компоненту тяги $F_{\rm ynp}$. В ИММ использован пропорционально-интегральный регулятор путевой или истинной воздушной скорости вида:

$$F_{\rm ymp} = k_{\rm II} \varepsilon + k_{\rm II} \int_0^t \varepsilon(\tau) d\tau,$$

где ε — рассогласование измеренной и заданной регулируемой скорости полета (путевой или воздушной);

 k_{Π} , k_{Π} — коэффициенты пропорциональной и интегральной составляющих сигнала регулятора;

т — время на интервале интегрирования.

Структурная схема ИММ системы счисления ДП представлена на рис. 1.

Изменение структуры ИММ, связанное с возможностью применения датчиков путевой и воздушной скорости, а также с необходимостью реализации режимов наблюдения и МАО, осуществляется за счет использования переменных σ и λ , которые подобно логическим переменным принимают значения 0 или 1. Структура ИММ при $\sigma=1$ соответствует системе счисления пути с измерителем путевой скорости (ССПП), а при $\sigma=0$ — системе с измерителем воздушной скорости (ССПВ). Аналогично значение переменной λ определяет моделируемый режим системы: наблюдение или МАО. В режиме наблюдения $\lambda=1$.

Для обозначений параметров состояния и выхода наблюдателя используется знак « $^{\circ}$ ».

На схеме представлены регистраторы-анализаторы:

PAO — регистратор-анализатор «плавающий», который применим для любого входного и выходного сигнала, а также любой внутренней переменной состояния модели;

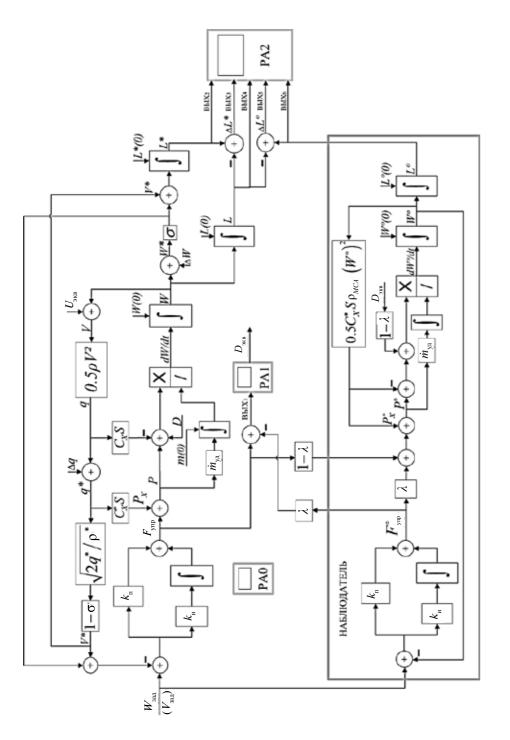
PA1 — регистратор-анализатор для формирования и запоминания оценки эквивалентного возмущения, применяемой в режиме MAO;

PA2 — регистратор-анализатор для выходов модели, которые регистрируются и анализируются при каждом прогоне модели ($BbIX_2$ — $BbIX_6$).

ИММ включает в свой состав динамический имитатор реальной системы и динамический наблюдатель, моделирующий процесс функционирования реальной системы. Информационное взаимодействие реальной системы и наблюдателя осуществляется только в режиме наблюдения.



24



– длина пути, определяемая по результатам результатам измерений (ΔL^*); $BBIX_4$ длины пути (ΔL^o); $BBIX_6$ — оценка дли

Наблюдается реальный управляемый процесс с целью формирования и запоминания последовательностей $F_{\rm ynp}\{t_{\rm N}\}$ и $D_{\rm экв}\{t_{\rm K}\}$, отображающих значения соответствующих переменных в дискретные моменты времени, по которым с необходимой точностью восстанавливаются функции $F_{\rm ynp}(t)$ и $D_{\rm экв}(t)$, необходимые для реализации МАО. При исследовании с применением ИММ процессы дискретизации, запоминания и восстановления указанных функций заменяются повторным прогоном динамического имитатора реальной системы.

Оценка точности счисления длины пути при реализации мгновенного апостериорного оценивания

Предварительные исследования, проведенные с использованием разработанной имитационной модели, показали, что основное ограничение точности счисления ДП связано с погрешностью априорной информации о коэффициенте лобового сопротивления ЛА. Если $c_X^* = c_X$, то пренебрежимо малые погрешности МАО путевой скорости и ДП обеспечиваются как для ССПВ так и для ССПП при любом сочетании значений других факторов неопределенности процесса оценивания, принадлежащих допустимой области значений.

Результаты оценки точности ССПВ и ССПП с учетом погрешностей априорной информации о коэффициенте лобового сопротивления для трех вариантов высоты полета представлены в табл. 1. Результаты слева от косой черты соответствуют ССПВ, а справа от косой черты — ССПП. Все результаты, приведенные в таблице, получены для наиболее неблагоприятных по влиянию на точность МАО сочетаний факторов неопределенности имитируемых процессов. Погрешность априорной информации о коэффициенте c_{χ} определена величиной относительной

погрешности
$$\delta c_{x} = \left(\frac{|\Delta c_{x}|}{c_{x}}\right) \cdot 100 \%$$
.



Результаты моделирования, представленные в табл. 1 показывают, что использование МАО позволяет обеспечить точность счисления ДП по измерениям воздушной скорости выше, чем по измерениям путевой скорости с максимальной погрешностью, соответствующей разделу 4 постановки задачи и равной 2 м/с.

Следует иметь в виду, что в рамках исследований, результаты которых представлены в статье, оценки погрешностей МАО путевой скорости и ДП самолета характеризуют возможности минимизации увеличения ошибок оценивания, которые обусловлены погрешностями формирования начальных условий:

$$\Delta W_{\rm HY} = \Delta W(t_0), \quad \Delta L_{\rm HY} = \Delta L(t_0) + (t - t_0) \Delta W(t_0), \tag{1}$$

где $\Delta W_{\rm HY}$ — составляющая погрешности оценивания путевой скорости, обусловленная ошибкой определения скорости в момент начала режима счисления пути; $\Delta L_{\rm HY}$ — составляющая погрешности счисления длины пути, обусловленная ошибками определения начальных условий по длине пути и путевой скорости; $\Delta W(t_0) = W^*(t_0) - W(t_0)$, $\Delta L(t_0) = L^*(t_0) - L(t_0)$.

Таблица 1.	Оценка	точности	систем	счисления
------------	--------	----------	--------	-----------

Эшелон полета, м	Характеристики $\delta c_{_{X}}$,%	Максимальная погрешность МАО ДП $\left \Delta L^{\circ} \right _{\rm max} \;\;,\; {\rm M}$	Минимальная кратность уменьшения погрешности $\left \Delta L^* \middle/ \Delta L^\circ \right _{\text{min}}$	Максимальная погрешность МАО путевой скорости $\left \Delta W^{\circ}\right _{\rm max} = \left W^{\circ} - W\right _{\rm max},{\rm M/c}$
Цирко	0,2	151/256	225/8,4	0,16/0,25
Низко- высотный	0,5	388/609	88/3,3	0,42/0,64
полет	0,7	553/867	61,5/2,3	0,61/0,91
	1	810/1269	42/1,58	0,89/1,34
	1	153/244	222/8.2	0,16/0,24
8000	3	533/850	63,6/2,35	0,58/0,85
	5	1016/1615	33,4/1,24	1,12/1,64
	3	198/307	174/6.5	0,22/0,28
12000	5	376/582	92/3.44	0,4/0,55
12000	7	589/912	58,7/2,2	0,64/0,88
	10	973/1511	35,5/1,32	1,07/1,49

В практике эксплуатации систем навигационного обеспечения ЛА может возникнуть ситуация, когда максимальная точность измерения путевой скорости обеспечивается доплеровским измерителем скорости и угла сноса (ДИСС). В этом случае максимальная точность счисления ДП достигается в режиме курсо-доплеровского счисления. В этом случае применение МАО не эффективно, поскольку ДИСС используется и для формирования начальной путевой скорости $W^{\circ}(t_0)$ модели счисления пути, применяемой в наблюдателе. При выполнении определенных требований по точности априорной информации о коэффициенте c_{y} максимальные значения сумм случайных величин $\left|\Delta W_{\mathrm{HY}} + \Delta W_{B}^{\circ}\right|_{\mathrm{max}} \cong \left|\Delta W_{\mathrm{HY}}\right|_{\mathrm{max}}; \quad \left|\Delta L_{\mathrm{HY}} + \Delta L_{B}^{\circ}\right|_{\mathrm{max}} \cong \left|\Delta L_{\mathrm{HY}}\right|_{\mathrm{max}}, \quad \mathsf{где} \quad \Delta W_{\mathrm{HY}} \quad \mathsf{и} \quad \Delta L_{\mathrm{HY}}$ определяются формулами (1), ΔW_B° и ΔL_B° — результаты МАО путевой скорости и ДП в ССПВ. Иными словами точность курсо-воздушного счисления пути с применением МАО, при формировании начальной путевой скорости наблюдателя $W^{\circ}(t_0)$ по показаниям ДИСС, не ниже точности курсо-доплеровского счисления. Это позволяет выключить ДИСС в режиме счисления пути, повысив помехоустойчивость и скрытность навигационного комплекса.

Для выработки максимально обоснованных рекомендаций по облику перспективных систем счисления пути самолета на базе измерителей скорости полета необходимо провести исследование возможностей повышения точности МАО путевой скорости и ДП. Необходимость такого исследования диктуется существованием значения эквивалентного возмущения $\tilde{D}_{_{3KB}}$, при котором $\left|\Delta L^{\circ}\left(t_{f}\right)\right|=0$: $\tilde{D}_{_{3KB}}=D_{_{3KB}}+\Delta D_{_{OIIT}}$, где $\Delta D_{_{OIIT}}-$ оптимальное для реализуемого процесса значение поправки величины эквивалентного возмущения, обеспечивающего компенсацию ошибок измерений при $c_{_X}^*=c_{_X}$.

На рис. 2 иллюстрируется характер процессов изменения во времени погрешности счисления ДП при полете ЛА на высоте эшелона $H_9 = 8000$ м для трех вариантов режимов счисления:

- 1) по измеренной скорости полета (без режима МАО);
- 2) в режиме MAO с использованием $D_{\text{экв}} = -F_{\text{упр}}^{\infty}$;
- 3) в режиме MAO с использованием $\tilde{D}_{_{_{^{9KB}}}}$.

Номер кривой на рис. 2 соответствует номеру варианта режима счисления.

Рис. 2а соответствует модели ССПП, рис. 26 — модели ССПВ.



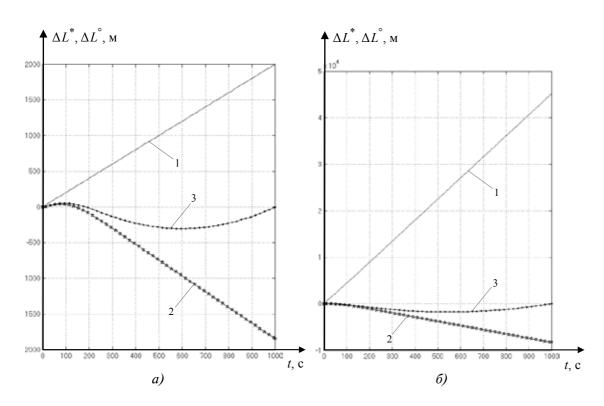


Рис. 2. Графики изменения погрешностей счисления длины пути:

a) ССПП,
$$\Delta q = 900$$
 Па, $D = 500$ H, $U_{_{9KB}} = 50$ м/c, $\delta c_{_X} = 6\%$, $D_{_{9KB}} = 1487$ H, $\Delta D_{_{OHT}} = 10,9$ H;

б) ССПП,
$$\Delta q = 700$$
 Па, $D = 450$ H, $U_{9KB} = 50$ м/c, $\delta c_{\chi} = 20$ %, $D_{3KB} = 2019$ H, $\Delta D_{OHT} = 49$ H

Представленные на рис. 2 результаты моделирования подтверждают актуальность постановки задач о существовании эффективных методов оптимизации эквивалентного возмущения в процессе МАО путевой скорости и ДП самолета. Оптимальная поправка величины эквивалентного возмущения минимизирует величину погрешности МАО ДП, которая в момент реализации МАО принимает практически нулевое значение.

Заключение

Метод мгновенного апостериорного оценивания позволяет достигнуть качественно нового уровня точности счисления длины пути самолета при использовании существующих измерителей параметров полета. Представленные в данной работе алгоритмы оценивания путевой скорости и длины пути самолета основаны на методе эквивалентного возмущения, определяемого по установившемуся значению регулируемой составляющей тяги. Условием эффективного применения этих алгоритмов являются жесткие требования к точности априорной информации о коэффициенте лобового сопротивления самолета. Целесообразно продолжить исследования в направлении совершенствования алгоритмов счисления координат местоположения летательных аппаратов, в том числе направленных на создание методов и алгоритмов оптимизации эквивалентного возмущения в процессе мгновенного апостериорного оценивания путевой скорости и длины пути самолета, которые позволят уменьшить влияние погрешностей априорных данных о коэффициенте лобового сопротивления.



Литература

- 1. Применение принципа мгновенного апостериорного оценивания для одноканальной системы угловой ориентации платформы на базе датчика угловой скорости. Кикин И. С. // Труды МИЭА. 2019. №26(3), с. 46-66.
- 2. Оценивание ошибок измерений в одноканальной системе управления угловым положением платформы на базе датчика угловой скорости. / Кикин И. С. // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2019. №10, с. 32—43.
- 3. Метод повышения точности оценивания параметров состояния подвижного объекта управления. /Кикин И. С. // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2019. №5, с. 10—20.
- 4. Концепция конструирования системы автоматического управления подвижным объектом с оцениванием ошибок измерения вектора выхода объекта. / Кикин И. С. // Труды МИЭА. 2019. №25(2), с. 50—69.

УДК 629.7.015

К ВОПРОСУ АНАЛИЗА КОНЦЕПЦИИ ОРГАНИЗАЦИИ ВОЗДУШНОГО ПРОСТРАНСТВА

Алексей Григорьевич КУЗНЕЦОВ, д. т. н., доцент, Наталия Александровна ЗАЙЦЕВА, д. т. н., профессор ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики» E-mail: inbox@aomiea.ru

Данная статья посвящена вопросам новой концепции организации воздушного пространства (OpBД) и ее влияния на состав функций и соответственно на алгоритмическое обеспечение системы самолетовождения.

Ключевые слова: организация воздушного пространства, интероперабельность, полеты и потоки движения.

ON THE CRITERIA OF AIR TRAFFIC MANAGEMENT CONCEPT ANALYSIS

Alexey G. KUZNETSOV, D. Sc. in Engineering, Nataliya A. ZAITSEVA, D. Sc. in Engineering, professor 'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC E-mail: inbox@aomiea.ru

The article addresses new air traffic management (ATM) concept issues. The impact of ATM concept on the flight management system functionality and algorithms is considered.

Keywords: air traffic management, interoperability, flights and traffic flows.



Авиатранспортная отрасль играет важную роль в мировой экономической деятельности и должна поддерживать безопасную, надежную, эффективную и экологичную аэронавигационную систему на глобальном, региональном и местном уровнях. Для достижения этой цели необходимо внедрение системы организации воздушного движения (ОрВД), обеспечивающей использование расширенных возможностей технического прогресса.

Для будущей системы требуются условия, предусматривающие взаимодействие в использовании воздушного пространства и значительную информационную осведомленность. Данная статья представляет концепцию «Полеты и потоки движения: Информация для совместного использования воздушного пространства (FF-ICE)», которая должна быть реализована к 2025 году [1] и которая затрагивает разработку новых средств бортового (обеспечение функции 4D навигации) и наземного оборудования.

Целью концепции является создание интероперабельной глобальной системы организации воздушного движения для всех пользователей на всех этапах полета, которая обеспечивала бы согласованные уровни безопасности полетов, оптимальные экономические показатели, соблюдение требований охраны окружающей среды и национальной безопасности [2].

В документе [3] изложено концептуальное видение ИКАО единой согласованной и основанной на глобальном взаимодействии системы ОрВД. В концепции FF-ICE описывается информационная среда, поддерживающая это концептуальное видение. Ключевыми аспектами являются подходы, основанные на эксплуатационных характеристиках (Performance-based navigation — PBN), совместном принятии решений (Collaborative decision making — CDM), управлении общесистемной информацией (System-wide information management — SWIM) по каждой траектории [4].

Понятие «зональная навигация» появилось в начале 80-х годов, когда на самолетах стало использоваться оборудование, преобразовывавшее полярные координаты от маяков VOR/DME в географические координаты и позволявшее выполнять полет не только НА или ОТ маяка, но и по любым другим линиям положения в пределах ЗОНЫ (AREA) действия опорного маяка. Этим и объясняется название этого метода навигации.

Зональная навигация — метод навигации, позволяющий воздушным судам выполнять полет по любой желаемой траектории в пределах действия радиомаяков радионавигационных средств или в пределах, определяемых возможностями автономных средств или их комбинацией [5].

Оборудование, имевшее такие возможности, стали называть «оборудование зональной навигации» или оборудование RNAV.

Со временем появились другие навигационные системы с более широкой зоной действия, чем прямая видимость опорного маяка, например, GNSS. Однако первородный термин менять не стали, изменили только его формулировку, которая более лаконична и не привязана к конкретному типу бортового оборудования.

Зональная навигация — метод навигации, который позволяет воздушному судну выполнять полет по любой желаемой траектории [5]. Зональная навигация подразделяется на три уровня:

- Two Dimensional 2D RNAV двухмерная RNAV в горизонтальной плоскости. Часто ее называют боковой навигацией 'Lateral Navigation LNAV'.
- Three Dimensional 3D RNAV трехмерная RNAV в горизонтальной и вертикальной плоскости. (VNAV Vertical Navigation).
- Four Dimensional 4D RNAV четырехмерная RNAV в горизонтальной и вертикальной плоскости с решением задачи управления скоростью полета для прохождения пунктов маршрута, коридоров входа или прибытия на аэродром в заданное время (TNAV Time Navigation).

Поскольку преимущества зональной навигации очевидны и метод RNAV утвержден ИКАО как основной метод навигации будущего, стало очевидным ввести и концепцию требуемых навигационных характеристик (RBN) в качестве инструмента технического и нормативного регулирования полетов с применением RNAV [6].

PBN обладает рядом преимуществ по сравнению с методом, основанным на использовании конкретных систем и датчиков при определении критериев воздушного пространства [7] и высоты пролета препятствий, а именно:

- 1) устраняет необходимость разработки основанных на конкретных датчиках операций каждый раз, когда появляются новые навигационные системы, что было бы связано со слишком большими затратами;
- 2) позволяет повысить эффективность использования воздушного пространства (организация маршрутов, топливная эффективность и снижение шума);
 - 3) разъясняет, каким образом используются системы RNAV и RNP;
- 4) упрощает для эксплуатантов процесс эксплуатационного утверждения путем предоставления ограниченного набора навигационных спецификаций, предназначенных для глобального использования.

Применения зональной навигации в континентальных районах соответствующего наведения для разделения маршрутов оказалось недостаточно. Это объяснялось рядом факторов, включая введение стандартов



на бортовые навигационные системы в отношении характеристик и функциональности, условий работы с учетом ограничений имеющегося воздушного пространства, а также использование более надежных средств связи, наблюдения ОВД и обеспечения ОрВД. Это также объяснялось практическими соображениями, вытекающими из постепенного развития возможностей зональной навигации, наряду с необходимостью скорейшего получения отдачи от установленного оборудования, что привело к разработке различных спецификаций навигационной точности.

Концепция требуемых навигационных характеристик (PBN) устанавливает соответствие навигационных характеристик всех пользователей в пределах данного воздушного пространства навигационным возможностям, имеющимся в пределах данного воздушного пространства. Типы RNP должны были определяться единым значением точности.

Наиболее полно концепция RNP изложена в документе ICAO [5].

Однако есть ряд моментов, которые в этом документе не отражены, но на которых следует остановиться.

RNP задаются четырьмя основными параметрами:

- требованиями к точности использования системы RNAV;
- требованиями к обеспечению целостности при навигации по системе RNAV;
 - требованиями к готовности системы RNAV для навигации;
- требованиями к непрерывности навигации при использовании системы RNAV.

Навигационной спецификацией (рис. 1) является либо спецификация RNP, либо спецификация RNAV. Спецификация RNP включает требование к контролю на борту за выдерживанием характеристик и выдаче предупреждений, в то время как в спецификации RNAV такое требование отсутствует.

Функция контроля на борту за выдерживанием характеристик и выдачи предупреждений является основным элементом, который определяет, отвечает ли навигационная система необходимому уровню безопасности, соответствующему данному типу RNP, относится ли это как к боковым, так и к продольным навигационным характеристикам, а также позволяет ли это летному экипажу обнаружить, что навигационная система не обеспечивает или не может гарантировать с целостностью 10^{-5} навигационные характеристики, требуемые для данного полета.

Значение суммарной погрешности (TSE) и численный показатель RNP приведены в таблице 1.

Уведомление, вручную или автоматически, о квалификационной пригодности воздушного судна для выполнения полета по маршруту ОВД,

по схеме или в воздушном пространстве предоставляется органам УВД посредством плана полета. Правила, касающиеся формирования плана полета, содержатся в Doc 4444 [8].

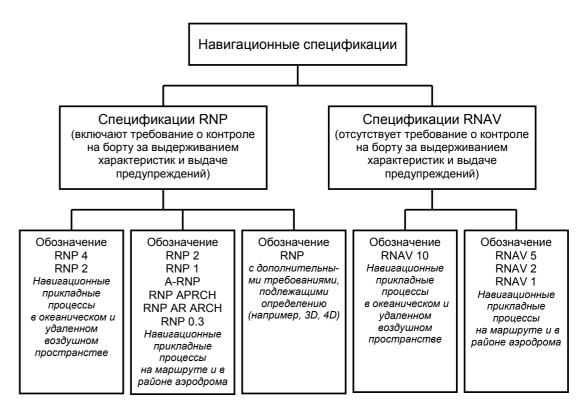


Рис. 1. Обозначение навигационных спецификаций

Под инфраструктурой навигационных средств понимаются спутниковые или наземные навигационные средства, которые указаны в каждой навигационной спецификации.

Навигационные спецификации, которые требуют контроля на борту за выдерживанием характеристик и выдачи предупреждений, называются спецификациями RNP. Навигационные спецификации, которые не требуют контроля на борту за выдерживанием характеристик и выдачи предупреждений, называются спецификациями RNAV. В таблице 1 приведены навигационные спецификации, которые приписываются различным этапам полета.

Но, кроме точности, любой тип RNP включает критерии целостности, готовности и непрерывности обслуживания. Эти критерии также имеют математические описания и выражаются в числах. Значения этих чисел разные для маршрутов и районов аэродромов (TMA), а что касается заходов на посадку, то учитывается и тип захода.



Таблица 1. Навигационные спецификации

				Этап п	олета			
	Ť Ř	í / biň		Заход на посадку				
Навигационная спецификация	Маршрутный океанический удаленный	Маршрутный / континетальный	Прибытие	Начальный	Промежу- точный	Конечный	Уход на второй круг	Вылет
RNAV 10	10							
RNAV 52		5	5					
RNAV 2		2	2					
RNAV 1		1	1	1	1		1	1
RNP 4	4							
RNP 2	2	2						
RNP 13		1	1	1	1		1	1
RNP APCH6				1	1	0,37	1	1
RNP AR APCH				1-0,1	1-0,1	0,3-0,1	1-0,1	
RNP 0.3		0,3	0,3	0,3	0,3		0,3	0,3

При сертификации систем применяются чисто математические методы оценки всех составляющих RNP, которые не учитывают возможные ограничения на использования навигационных системы и датчиков. Поэтому на эксплуатанта возлагается обязанность самостоятельно оценивать целостность, готовность и непрерывность обслуживания перед выполнением полета. Здесь учитывается текущая информация о состоянии навигационных систем (NOTAM по радиосредствам, специальные извещения о состоянии GPS) и применяются специальные средства прогнозирования. Например, для оценки готовности системы GPS как датчика оборудования RNAV установлена процедура прогнозного RAIM, позволяющая определить возможность использования системы GPS в заданном месте в заданное время.

Самым «готовым» и «непрерывным» датчиком RNAV является инерциальный датчик, который готов и непрерывно работает всегда, если его включить и корректно выставить. Но у этого типа датчиков большие проблемы с другой составляющей RNP — точностью работы и целостностью, особенно при длительных полетах.

Проблем с точностью нет у датчика GPS, но есть проблемы с готовностью и непрерывностью обслуживания. По этой причине для полетов по приборам с использованием GPS обязательно надо иметь как минимум RAIM, а лучше FDE, а для заходов на посадку

в сложных метеоусловиях — системы функционального дополнения WAAS/LAAS, которые, кроме повышения точности, доводят характеристики готовности и непрерывности обслуживания до установленных соответствующим RNP значений [9].

Рассмотрим вкратце еще несколько понятий, которыми оперируют специалисты при рассмотрении вопросов обеспечения безопасности полетов при введении RNP в каком либо районе или, например, для какой либо схемы захода на посадку.

Предел удерживания — область вокруг фиксированной точки на заданной траектории полета, внутри которой рассматриваются параметры целостности и непрерывности обслуживания. Предел удерживания равен удвоенному значению числа RNP. Например, для RNP 0.3 область удерживания в горизонтальном плане равна 0,6 морской мили, а для RNP 0.03/50 предел удерживания в вертикальном плане составляет 100 футов.

Целостность удерживания — степень достоверности определения местоположения, выраженного в виде вероятности того, что система определит и оповестит о состоянии, когда общая погрешность системы (TSE) больше, чем предел удерживания.

Непрерывность удерживания — способность всей системы удовлетворять требованиям целостности удерживания без незапланированных перерывов в предполагаемой работе (непредвиденных отказах датчиков или всей системы).

Основные значения величины целостности, готовности и непрерывности, обязательные для B-RNAV и P-RNAV, достигать не требуется, поскольку безопасность применения зональной навигации обеспечивается развитой инфраструктурой ОВД и возможностью экипажа использовать обычные навигационные средства при отказе системы RNAV. Что касается безопасности заходов на посадку в режиме RNAV, например по GPS, то как дополнительная мера безопасности применяется требование иметь запасной аэродром с обычными средствами захода — ILS, VOR. DME.

Особенностью RNP-RNAV будет то, что соблюдать придется абсолютно все требования установленного типа RNP, не только по точности, но и по целостности, готовности и непрерывности обслуживания.

Такое развитие событий, по всей вероятности, не прекратится по мере развития вертикальной (3D) навигации и временнуй (4D) навигации и ее последующего применения службами ОрВД для повышения пропускной способности и эффективности использования воздушного пространства.



38

Принципы FF-ICE могут быть кратко сформулированы следующим образом [3]:

- 1) представить гибкую концепцию, позволяющую включать по мере необходимости и в плановом порядке новые технологии и процедуры. Такая гибкость должна также учитывать последствия эволюции стандартов информации и связи;
- 2) разрешать воздушным судам сообщать подробную информацию о своих эксплуатационных возможностях, таких как уровень требуемых навигационных характеристик (RNP);
- 3) предоставлять возможность заблаговременного сообщения о намерении;
- 4) включать информацию, предназначенную для усовершенствованной и более автоматизированной системы CDM;
 - 5) избегать излишних ограничений на информацию;
 - 6) поддерживать четырехмерное (4D) управление по траектории;
- 7) избегать представления излишней и неоднозначной извлекаемой информации; принять концепцию «представлять как исключение», когда информацию невозможно стандартизировать;
- 8) допускать возможность выдвижения требований в отношении защиты информации;
- 9) учитывать последствия для расходов поставщиков и потребителей полетной информации;
- 10) включать требования, позволяющие использовать широкий диапазон профилей полета;
- 11) обеспечить цифровую передачу данных и ограничить необходимость в информации, представляемой в виде произвольного текста;
- 12) обеспечить, чтобы определения элементов информации для FF-ICE были стандартизированы в глобальном масштабе.

Решение задач горизонтальной (2D), вертикальной (3D) навигации и навигации 4D выполняется вычислительной системой самолетовождения (FMS) [10] совместно с взаимодействующим оборудованием, входящим в состав бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО). Основные задачи FMS: формирование плана полета, прогнозирование траектории и навигация, выход в заданную точку в заданное время и обеспечение согласованных мероприятий в данном воздушном пространстве позволят реализовать концепцию ОрВД.

Решение задачи 4D навигации является одной из ключевых проблем и требует детальной проработки. Если система предоставляет расчет ожидаемого времени полета к контрольной точке, то максимальная ошибка должна быть меньше, чем 1% времени, оставшегося для подлета к этой контрольной точке по введенным данным об условиях полета и по плану полета.

Ожидаемое время полета (ETA) для каждой точки, указанной в плане полета, должно быть доступно в течение 30 секунд после завершения ввода данных в план полета для выполнения расчетов.

Примечание. Расчет ЕТА должен проводиться на основе расчетного положения, путевой скорости на каждом участке маршрута полета, вертикального профиля и ожидаемой криволинейной наземной линии пути, чтобы удовлетворить требованиям, предъявляемым к точности навигации.

Если система способна предоставить функцию управления продолжительностью полета, тогда она должна контролировать время полета в контрольных точках в боковой плоскости, заданных в плане полета, с точностью 30 секунд в 95% случаев полета.

В заключение можно сказать, что для реализации концепции ОрВД необходимы совместные усилия всех пользователей воздушного пространства для обеспечения согласованных мероприятий и усовершенствование современного наземного и бортового оборудования, позволяющего обеспечить ситуационную осведомленность каждого пользователя с целью увеличения эффективности использования воздушного пространства и его пропускной способности.



Литература

- 1. Doc 9965. Руководство по полетам и потокам движения: информация для совместного использования воздушного пространства (FF-ICE).
- 2. Doc 9971. Руководство по совместной организации воздушного движения.
- 3. Doc 9854. Глобальная эксплуатационная концепция ОрВД.
- 4. Doc 9882. Руководство по требованиям к системе организации воздушного движения.
- 5. Doc 9613. Руководство по навигации, основанной на характеристиках, 1994, 1999, 2008, 2013.
- 6. Doc 9992. Руководство по использованию навигации, основанной на характеристиках при построении воздушного пространства.
- 7. Кушельман В.Я., Стулов А.В. Навигация будет точнее. Воздушный транспорт, М., №3, 2015 г.
- 8. Doc 4444. Правила аэронавигационного обслуживания. Организация воздушного движения (PANS-ATM).
- 9. Doc 9883. Руководство по глобальным характеристикам аэронавигационной системы.
- 10. Лунев Е. М., Неретин Е. С., Будков А. С. Разработка и исследование модели траекторного управления самолетом при полете по маршрутам четырехмерной зональной навигации. Труды МАИ, Вып. 95.

УДК 629.7.05

КОМПЛЕКСНЫЙ ПОДХОД К ПОВЫШЕНИЮ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ ДЛЯ ПИЛОТАЖНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Алексей Григорьевич КУЗНЕЦОВ, д. т. н., доцент,

Виктор Иванович ГАЛКИН, к. т. н.,

Александр Владимирович КОНДРАТЬЕВ

E-mail: otd444@mail.ru,

Дмитрий Николаевич ВОРОБЬЕВ

ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

E-mail: inbox@aomiea.ru

В статье рассмотрен комплексный подход к решению проблемы повышения точностных характеристик микромеханических датчиков, включающий в себя как заводскую калибровку, так и компенсацию погрешностей от пуска к пуску и в процессе полета летательных аппаратов.

Ключевые слова: пилотажные системы, микромеханические датчики, точностные характеристики, калибровка, алгоритмическая компенсация, интерполяция.

COMPREHENSIVE APPROACH TO MICROMECHANICAL SENSORS ACCURACY IMPROVEMENT FOR FLIGHT CONTROL SYSTEMS

Alexey G. KUZNETSOV, D. Sc. in Engineering,

Victor I. GALKIN, PhD in Engineering,

Alexander V. KONDRATYEV

E-mail: otd444@mail.ru, Dmitry N. VOROBEV

'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC

E-mail: inbox@aomiea.ru

The article considers a comprehensive approach to the problem of micromechanical sensors accuracy performance improvement. The approach involves both factory calibration and compensation of the errors accumulated from turn-on to turn-on and during aircraft flight.

Keywords: flight control systems, micromechanical sensors, accuracy, calibration, algorithmic compensation, interpolation.



Введение

В последнее время микромеханические датчики получили широкое распространение в авиакосмическом приборостроении благодаря таким преимуществам как высокая надежность — технический ресурс от 40.000 до 120.000 часов, чрезвычайно малые размеры — от $7 \times 7 \times 4$ мм до $1 \times 1 \times 1$ мм, малая потребляемая мощность — доли ватт, высокая виброи ударостойкость — до 2000g, низкая стоимость [1-3].

Вместе с тем они имеют и ряд существенных недостатков. И главные из них недостаточно высокая точность измерений и высокий уровень шумовой составляющей в выходном сигнале. В таблице 1 приведены технические характеристики микромеханических гироскопов и акселерометров, используемых при построении датчиков угловых скоростей и линейных ускорений в ПАО «МИЭА»: ДУС-ММА, БДГ-30-1.01, ИПДММ-1, 2 [1].

Как видно из приведенной таблицы, существенная величина нескомпенсированных нулевых сигналов, их нестабильность, температурная зависимость нулевых сигналов и масштабных коэффициентов, высокий уровень шумовой составляющей в выходном сигнале требуют самой тщательной калибровки микромеханических датчиков и разработки специальных фильтров для обеспечения возможности их использования в современных пилотажно-навигационных системах.

При использовании микромеханических датчиков в комплексных системах управления летательными аппаратами на первое место выходит требование минимальной шумовой составляющей в выходном сигнале датчиков, особенно в области низких частот.

При построении курсовертикалей и интегрированных навигационных систем на микромеханических датчиках на первое место выдвигаются требования к высокой временной и температурной стабильности нулевых сигналов и масштабных коэффициентов, как в запуске, так и от запуска к запуску.

Как показывают результаты исследований, точностные характеристики микромеханических датчиков могут быть существенно улучшены путем алгоритмической компенсации ошибок их измерений в микроконтроллерах авиационных приборов, разрабатываемых на базе этих датчиков.

Математическая модель датчиков устанавливает связь между измеряемыми параметрами и источниками ошибок измерений. Выражение для расчета угловой скорости в трехосном датчике угловых скоростей с аналоговым выводом информации реализуется в микроконтроллере в виде следующего алгоритма:

$$\begin{vmatrix} \omega_{x} \\ \omega_{y} \\ \omega_{z} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 1/k_{x} & \gamma_{xy} & \gamma_{xz} \\ \gamma_{yx} & 1/k_{y} & \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} & \gamma_{zy} & 1/k_{z} \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} (U_{x} - U_{0x}) \\ (U_{y} - U_{0y}) \\ (U_{z} - U_{0z}) \end{vmatrix}, \tag{1}$$

где: ω_{x} , ω_{y} , ω_{z} — измеряемые значения угловых скоростей;

 U_{x}, U_{y}, U_{z} — информация, поступающая из микромеханических гироскопов;

 U_{0x}, U_{0y}, U_{0z} — нулевые сигналы микромеханических гироскопов, определяемые в процессе калибровки гироскопов;

 k_{x}, k_{y}, k_{z} — масштабные коэффициенты в размерности °/c/B;

 γ_{xy} , γ_{xz} , γ_{yx} , γ_{yz} , γ_{zx} , γ_{zy} — углы неортогональности измерительных осей друг относительно друга в радианах.

В этом выражении нулевые сигналы и масштабные коэффициенты зависят от температуры окружающей среды, а нулевые еще и от линейных ускорений.

Выражения для расчета выходных характеристик акселерометров аналогичны:

$$\begin{vmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 1/k_x & \gamma_{xy} & \gamma_{xz} \\ \gamma_{yx} & 1/k_y & \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} & \gamma_{zy} & 1/k_z \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} (U_x - U_{0x}) \\ (U_y - U_{0y}) \\ (U_z - U_{0z}) \end{vmatrix}.$$
(2)

1. Калибровка датчиков в заводских условиях

Задачей калибровки является определение с максимальной точностью величины нулевых сигналов, масштабных коэффициентов, углов перекосов и установление аналитических зависимостей их величины от температуры окружающей среды и линейных ускорений.

В заводских условиях наибольшее распространение получила калибровка классическим методом, когда измерение систематических составляющих датчиков осуществляется в фиксированных положениях осей чувствительности относительно вектора ускорения силы тяжести — для акселерометров и относительно оси вращения поворотного стола — для гироскопов. Измерения производятся во всем диапазоне их рабочих температур через равные температурные интервалы.



Таблица 1. Микромеханические датчики, используемые при построении

		Г	ироскопы	
Наименование параметра	STIM-210 Sensonor AS	ADXRS 646 Analog Devices	MSG 1100D-300 MT Microsystems	Микромодуль Г1 АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»
Число измерительных осей	3-х осный	одноосный	одноосный	одноосный
Диапазон измерений	±400°/c	±300°/c	±300°/c	±450°/c
Величина нулевого сигнала	±250°/ч	3±0,3 B	±0,5°/c	±2°/с в рабочем диапазоне температур
Нестабильность нулевого сигнала (по Алану), б	0,5°/ч	12°/ч	10°/ч	5°/ч
Шумовая составляющая (о)	0,15°/√ч (0,0025°/с/√Гц)	0,015°/c/√Гц	0,15°/√ч (0,0025°/с/√Гц)	0,003 °/с/√Гц
Температурная зависимость	10°/ч/°С	±3°/с в рабочем диапазоне температур	0,001°/c/°C	0,03°/c/°C
Зависимость от д	18°/ч/g	0,015°/c/g	_	_
Предел чувствительности	0,22°/ч	_	0,005°/c	0,03°/c
Масштабный коэффициент	2 ²⁴ /400 бит/°/с	9 мВ/°/с	2 ²⁴ /300 бит/°/с	2 ²⁴ /450 бит/°/с
Нестабильность масштабного коэффициента	500 ppm (±0,05%)	±6,5% в рабочем диапазоне температур	200 ppm (0,02%)	±1,5% в рабочем диапазоне температур
Нелинейность выходной характеристики	50 ppm (0,005%)	0,01%	0,03%	0,3%
Полоса пропускания, Гц (-3dB)	262	80	120	140
Напряжение питания, В	5±0,5	6±0,25	5±0,1	5±0,25
Ток входной, мА	300	4	30	<60
Потребляемая мощность, Вт	1,5	0,024	0,15	<0,3
Диапазон рабочих температур, °C	-40+85	-40+105	-40+85	-55+85
Вид выходного сигнала	Цифровой RS422	Аналоговый	Цифровой SPI	Цифровой SPI
Габариты, мм	38,6×44,8×21,5	7×7×3	22×20×10,2	19,56×1,5×3,16

измерителей параметров движения для пилотажных систем управления

	Акселе	ерометры	
MS 9010.D Colibrys	ADXL 326 Analog Devices	MSA 1000D-10 MT Microsystems	Микромодуль А1 АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»
одноосный	3-х осный	одноосный	одноосный
±10g	±16g	±10g	±15g
< 50 мд	1,5 B	±50 мg	$\pm 0.1g$ в рабочем диапазоне температур
0,25 мд	_	0,5 мд	$10^{-4}g$
0,09 мg/√Гц	0,3 мg/√Гц	_	10 ⁻⁴ g/√Γιц
0,5 мg/°С	±1 мg/°С	0,5 мg/°С	0,014g/°C
_	_	_	_
< 0,5 mg	_	0,5 мд	10 ⁻³ g
(200±2) мВ/g	57 мВ/д	2 ²⁴ /10 бит/°/с	224/15 бит/g
300 ppm (0,03%)	_	300 ppm (0,03%)	±1,5% в рабочем диапазоне температур
<0,9%	0,3%	0,05%	0,3%
100	550	400	300
5±0,5	3±0,6	5±0,2	5±0,25
0,5	0,35	25	<60
0,0025	0,0010	0,125	<0,3
-55+125	-40+85	-40+125	-55+85
Аналоговый	Аналоговый	Цифровой SPI	Цифровой ŠPI
8,9×8,9×3,23	4×4×1,45	22×20×10,2	19,56×11,5×3,16



1.1. Калибровка акселерометров

Трехосный блок акселерометров устанавливается в термокамере на оптической делительной головке. Измерение ускорения силы тяжести осуществляется в шести положениях (рис. 1).

При выдаче информации в аналоговом виде нулевой сигнал и масштабный коэффициент акселерометров определяются следующим образом:

— по оси чувствительности *Y* в положениях I, II:

$$U_{0y}^{a}(T) = \frac{U_{y}^{I} + U_{y}^{II}}{2}; \qquad k_{y}^{a}(T) = \frac{U_{y}^{I} - U_{y}^{II}}{2g};$$
(3)

— по осям чувствительности X и Z в положениях III, IV и V, VI соответственно:

$$U_{0x}^{a}(T) = \frac{U_{x}^{\text{III}} + U_{x}^{\text{IV}}}{2}; \quad k_{x}^{a}(T) = \frac{U_{x}^{\text{III}} - U_{x}^{\text{IV}}}{2g};$$

$$U_{0z}^{a}(T) = \frac{U_{z}^{\text{V}} + U_{z}^{\text{VI}}}{2}; \quad k_{z}^{a}(T) = \frac{U_{z}^{\text{V}} - U_{z}^{\text{VI}}}{2g}.$$
(4)

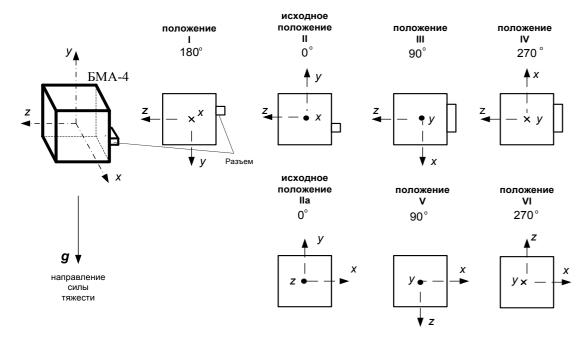


Рис. 1. Положения измерительных осей трехосного датчика при испытаниях в термокамере на оптической делительной головке

Указанные измерения осуществляются для девяти фиксированных температур: (-60, -40, -25, -10, +5, +20, +40, +55, +70)°C, охватывающих весь рабочий диапазон температур.

Алгоритмическую компенсацию температурной зависимости нулевых сигналов и масштабных коэффициентов можно производить несколькими способами [4]:

- используя кусочно-линейную аппроксимацию;
- путем параболической интерполяции Лагранжа;
- применяя интерполяционные сплайны;
- описывая температурную зависимость степенным полиномом.

Выбор способа алгоритмической компенсации определяется точностью описания реальной температурной зависимости измеряемого параметра, которая, в свою очередь, зависит как от количества базовых значений измеряемых параметров, так и от характера температурной зависимости измеряемого параметра.

Рассмотрим широко используемую кусочно-линейную аппроксимацию. В этом случае на температурном интервале q между базовыми температурами T_n температурная зависимость принимается линейной. Для этих температурных интервалов q рассчитываются коэффициенты температурной зависимости в виде:

$$k_q^{U_0} = \frac{U_{0i}(T_n) - U_{0i}(T_{n-1})}{T_n - T_{n-1}}; \qquad k_q^{k_a} = \frac{k_i(T_n) - k_i(T_{n-1})}{T_n - T_{n-1}}.$$
 (5)

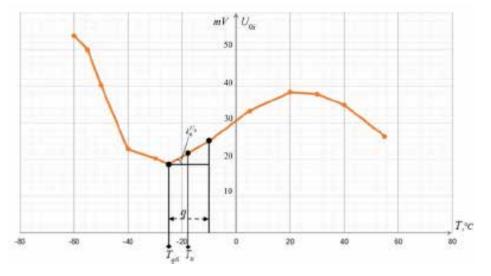


Рис. 2. Кусочно-линейная аппроксимация температурной зависимости нулевого сигнала акселерометра



Расчет нулевого сигнала и масштабного коэффициента для текущей температуры T_{μ} производится по следующим формулам:

$$U_{0i}(T) = U_{0i}(T_{q6}) + k_q^{U_0} \Delta T;$$

$$k_i(T) = k_i(T_{q6}) + k_q^{k_i} \Delta T,$$
(6)

где: $U_{0i}\left(T_{q6}\right)$, $k_{i}\left(T_{q6}\right)$ — нулевой сигнал и масштабный коэффициент при базовой температуре для температурного интервала q;

 $\Delta T = T_{_{\mathrm{II}}} - T_{_{q6}}$ — разница между измеренной текущей температурой $T_{_{\mathrm{II}}}$ и базовой температурой $T_{_{q6}}$; $k_{_{q}}^{U_{_{0}}},\,k_{_{q}}^{k_{_{i}}}$ — коэффициенты наклона линии соединения двух базовых

 $k_q^{U_0}$, $k_q^{k_i}$ — коэффициенты наклона линии соединения двух базовых температур на температурном интервале q для температурной зависимости нулевого сигнала и масштабного коэффициента соответственно.

Неортогональность осей чувствительности рассчитывается по показаниям акселерометров в тех же шести положениях (рис. 1):

$$\gamma_{xy} = \frac{U_{x}^{I} - U_{x}^{II}}{2g k_{x}^{a}}; \quad \gamma_{xz} = \frac{U_{x}^{V} - U_{x}^{VI}}{2g k_{x}^{a}}; \quad \gamma_{yz} = \frac{U_{y}^{V} - U_{y}^{VI}}{2g k_{y}^{a}};$$

$$\gamma_{yx} = \frac{U_{y}^{II} - U_{y}^{IV}}{2g k_{y}^{a}}; \quad \gamma_{zy} = \frac{U_{z}^{I} - U_{z}^{II}}{2g k_{z}^{a}}; \quad \gamma_{ZX} = \frac{U_{z}^{III} - U_{z}^{IV}}{2g k_{z}^{a}}.$$
(7)

Для одноосного акселерометра в процессе калибровки определяются четыре коэффициента: нулевой сигнал, масштабный коэффициент и неперпендикулярность измерительной оси относительно двух других ортогональных осей.

1.2. Калибровка гироскопов

Определение нулевых сигналов в процессе калибровки микромеханических гироскопов производится в термокамере аналогично акселерометрам в шести положениях (рис. 1) при девяти температурах. Расчет нулевых сигналов гироскопов (U_{0i}^{ω}) и коэффициентов зависимости от линейных ускорений (k_{oi}^{ω}) производится по следующим формулам:

$$U_{0y}^{\omega}(T) = \frac{U_{y}^{I} + U_{y}^{II}}{2}; \quad k_{ay}^{\omega} = \frac{U_{y}^{I} - U_{y}^{II}}{2g};$$

$$U_{0x}^{\omega}(T) = \frac{U_{x}^{III} + U_{x}^{IV}}{2}; \quad k_{ax}^{\omega} = \frac{U_{x}^{III} - U_{x}^{IV}}{2g};$$

$$U_{0z}^{\omega}(T) = \frac{U_{z}^{V} + U_{z}^{VI}}{2}; \quad k_{az}^{\omega} = \frac{U_{z}^{V} - U_{z}^{VI}}{2g}.$$
(8)

Определение масштабных коэффициентов и коэффициентов неортогональности измерительных осей и их температурной зависимости осуществляется на поворотном столе при размещении блока чувствительных элементов в специальном термостате (рис. 3).

Для определения масштабных коэффициентов трехосный блок гироскопов своими осями чувствительности устанавливается поочередно — положения II, IV, VI по направлению оси вращения стола (рис. 3).

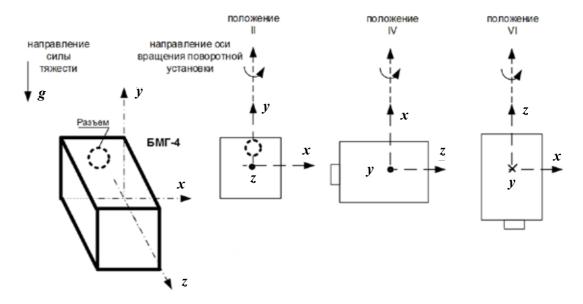


Рис. 3. Положения измерительных осей трехосного датчика при испытаниях на поворотном столе в термостате

Задаваясь номинальной частотой вращения стола $\omega_{_{\rm H}}$ в положительном направлении — против часовой стрелки и в противоположном направлении вращения, масштабный коэффициент k_i^{ω} и углы неортогональности измерительных осей вычисляются по формулам:

$$k_{i}^{\omega}(T) = \frac{U^{+\omega} - U^{-\omega}}{2\omega_{H}};$$

$$\gamma_{xy}^{\omega} = \frac{U_{x}^{+\omega} - U_{x}^{-\omega}}{2\omega_{y}k_{x}^{\omega}}; \quad \gamma_{zy}^{\omega} = \frac{U_{z}^{+\omega} - U_{z}^{-\omega}}{2\omega_{y}k_{z}^{\omega}};$$

$$\gamma_{zx}^{\omega} = \frac{U_{z}^{+\omega} - U_{z}^{-\omega}}{2\omega_{x}k_{z}^{\omega}}; \quad \gamma_{yx}^{\omega} = \frac{U_{y}^{+\omega} - U_{y}^{-\omega}}{2\omega_{x}k_{y}^{\omega}};$$

$$\gamma_{yz}^{\omega} = \frac{U_{y}^{+\omega} - U_{y}^{-\omega}}{2\omega_{z}k_{y}^{\omega}}; \quad \gamma_{xz}^{\omega} = \frac{U_{x}^{+\omega} - U_{x}^{-\omega}}{2\omega_{z}k_{x}^{\omega}}.$$
(9)



50

Полученные в результате калибровки базовые значения нулевых сигналов $U_{0i}(T_n)$, масштабных коэффициентов $k_i(T_n)$, коэффициентов температурной зависимости $k_q^{U_0}$, $k_q^{k_a}$, коэффициенты зависимости нулевых сигналов от линейных ускорений k_{ax}^{ω} , k_{ay}^{ω} , k_{az}^{ω} и углы неортогональности измерительных осей γ_{xy} , γ_{xz} , γ_{yx} , γ_{yz} , γ_{zx} , γ_{zy} загружаются в виде таблицы (рис. 4) в микропроцессор трехосного измерителя линейных ускорений, где они и обрабатываются по специальным алгоритмам, обеспечивающим компенсацию температурной зависимости нулевых сигналов.

Однако, как показали результаты исследований, заводской калибровки для обеспечения заданной точности измерений оказывается недостаточно. Необходимо ее дополнять еще и компенсацией погрешностей в процессе эксплуатации приборов.

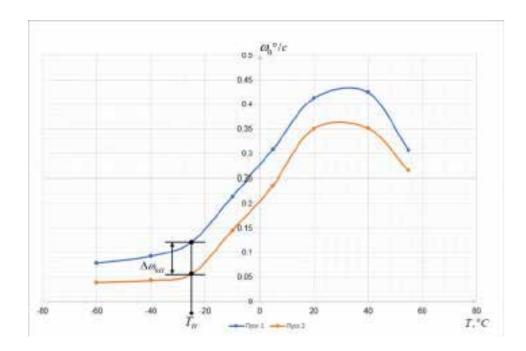


Рис. 5. Температурная зависимость нулевого сигнала ДУС-ММА от пуска к пуску

Например, как показано на рис. 5, графики температурной зависимости нулевых сигналов трехосного блока микромеханических гироскопов по оси X, построенные для двух запусков, существенно отличаются друг от друга.

При повторном запуске имеет место недокомпенсация нулевого сигнала. Она вызвана как температурной, так и временной нестабильностью технических характеристик микромеханических датчиков и имеет существенную величину.

		20.00	1000	200	20.00	200	2000	100.00	
		ے 19-	2° ∰-	J. 92-	2° III-	J. 6+	3° 02+	+4¶°C	Do 99+
Нулевой спизл проскопа	Uox10(6as), mV	-114.245	-114.345	-114.631	-114.924	-115.498	-116.409	-117.519	-118.420
Коэф-т температурной зависновости нулевого спинала ифоскопа	Kox10, mV/°C	-0.005	-0.019	-0.020	-0.038	-0.061	-0.055	-0.060	
Крупина выходного спинала пероскопа	Kox1(6as), mV/ %c	-5.117	-5.137	-5.155	-5.167	-5.172	-5.158	-5.129	-5.105
Коэф-т температурной зависниости кругизны пироскопа	Kox1, mV/ %c/°C	-0.001	-0.001	-0.001	-0.000	0.001	0.001	0.002	
Угол перехрёствах связей проскопа по оси У	Yoxl-y, pan				-0.001	101			
Угол перехрёстив х святей пироскопа по оси Z	Yoxl-z, pan				100.0	01			
Коэф-т вличния лис, ускорений на нулевой спикал по оси Х	Koxl-x, mV/g				060'0	96			
Коэф-т влисиния лис, ускорений на нулевой спикал по оси У	Koxl-y, mV/g				-0.741	741			
Коэф-т вличния лин, ускорений на нулевой сиснал по оси Z	Koxl-z, mV/g				-0.784	784			
Нулевой спизал акселерометра по оси У	U ay0(6as), mV	-48.945	-41.644	-35.647	-29.871	-23.865	-18.178	-10.584	-4.778
Коэф-т темп. зависимости нулекого сисиала акселерометра по оси Х	KT ax0, mV/°C	0.365	0.400	0.385	0.400	0.379	0.380	0.387	
Кругисиа выходного сисиала акселерометра по оси Y	K ay(6as), mV/g	99.847	99.778	99.637	895.66	99.436	99.285	99.030	98.907
Коэф-т темп. загисимсти кругичы акселерометра по оси У	KTay, mV/g/°C	-0.003	-0.009	-0.005	-0.009	-0.010	-0.013	-0.008	
Угол перекоса оси У акселерометра относительно оси Х	Уу-х, рад				0.0-	-0.019			
Угол перекоса оси У акселерометра относительно оси Z	Yy-z, pan				0.002	02			
Нулевой сисиал акселерометра по оси Z1	U az 10(6az), mV	41.388	42.547	43.482	44.175	44.703	45.403	46.562	47.357
Коэф-т темп. зависимости нулевого сисиала акселерометра по оси Z1	KTaz10, mV/°C	0.058	0.062	0.046	0.035	0.047	0.058	0.053	900
Кругизна выходного сизнала акселерометра по оси Z1	Kaz1(6as), mV/g	-103.057	-102.908	-102.807	-102.698	-102.563	-102.396	-102.216	-102.041
Коэф-т темп. закисимости кругияны акселерометра по оси Z1	KTazl, mV/g/°C	0.007	0.007	0.007	600.0	0.011	600.0	0.012	
Угол перекоса оси Z1 акселерометра относительно оси X	Yzl-x, pan				0.020	20			
Угол перекоса оси Z1 акселерометра отмосительно оси Y	Yzl-y, pan				0.0-	-0.012			
	- A				2000				

Рис. 4. Таблица загрузочных калибровочных коэффициентов



2. Компенсация погрешностей датчиков в процессе эксплуатации

Компенсацию датчиков в процессе эксплуатации можно разделить на два этапа:

- 1. Компенсация нулевого сигнала в процессе запуска;
- 2. Компенсация дрейфа нулевого сигнала в полете.

2.1. Компенсация погрешностей датчиков в процессе запуска

Компенсация нулевого сигнала в процессе запуска для микромеханических гироскопов возможна, так как у них предел чувствительности намного превышают скорость вращения Земли [4]. При подаче электропитания на такой гироскоп после его тестирования производится определение нулевого сигнала ω_{0i}^3 и находится поправочное значение нулевого сигнала $\Delta\omega_{0i}$ (рис. 5) в виде разности между измеренным в запуске нулевым сигналом ω_{0i}^3 и нулевым сигналом, записанным в микроконтроллер по результатам заводской калибровки ω_{0i}^K :

$$\Delta\omega_{0i} = \omega_{0i}^3 - \omega_{0i}^K. \tag{10}$$

№ 27, 2019 год

В дальнейшем в процессе полета на каждом такте определения угловой скорости из значения нулевого сигнала, рассчитанного по результатам заводской калибровки, производится вычитание поправочного значения нулевого сигнала определенного в процессе запуска гироскопа.

2.2. Компенсация дрейфа нулевого сигнала в процессе полета летательного аппарата

Погрешность измерений от нулевого сигнала может быть двух типов: в виде недокомпенсации его величины в результате неточной калибровки или изменения его величины от запуска к запуску и в виде дрейфа — изменения величины нулевого сигнала, вызванные случайными неконтролируемыми воздействиями на чувствительный элемент или сервисную электронику гироскопа. Эти изменения носят также случайный характер. С целью компенсации таких погрешностей в процессе полета ЛА разработан специальный алгоритм [5].

Задачей этого алгоритма является выделение нулевого сигнала из поступающей с микромеханического датчика информации об угловой скорости ЛА, включающей в себя как информацию об истинной угловой скорости ЛА, так и недокомпенсированный нулевой сигнал вместе с шумовой составляющей, выделение дрейфующей составляющей нулевого сигнала и последующей их компенсацией. Суть его поясняется рис. 6.

В блоке 1 осуществляется прием измеренного сигнала гироскопа $\tilde{\omega}_i(n)$.

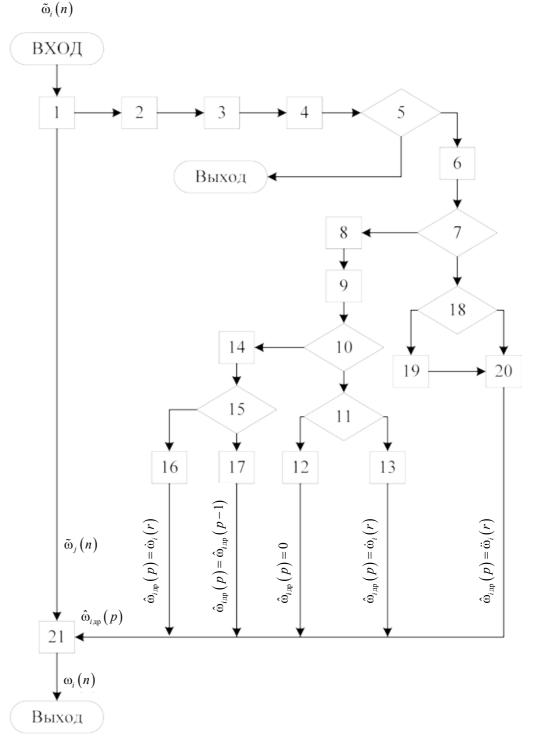


Рис. 6. Алгоритм компенсации дрейфа нулевого сигнала в процессе полета ЛА

№ 27, 2019 год 53



На первом этапе (блок 2) осуществляется фильтрация входного сигнала от высокочастотных составляющих:

$$\omega_{i\phi}(n) = \frac{\beta}{\beta + 1} \omega_{i\phi}(n - 1) + \frac{1}{\beta + 1} \tilde{\omega}_{i}(n), \tag{11}$$

где: $\beta = T_{\Phi} f$

54

 T_{ϕ}^{-} — постоянная времени фильтра порядка 6 с, f — частота входящей информации.

На втором этапе в блоке 3 производится накопление массива Nотфильтрованного сигнала $\sum_{i,j} \omega_{i,j}(n)$, а в блоке 4 вычисление среднего значения угловой скорости на временных интервалах порядка 0,1 секунды (N = 32) с целью устранения низкочастотных помех:

$$\omega_{icp}(N) = \frac{1}{N} \sum_{1}^{N} \omega_{i\phi}(n). \tag{12}$$

На следующем этапе (блок 5) производится выделение нулевого сигнала путем сравнения вычисленного среднего значения угловой скорости $\omega_{ad}(N)$ с допустимым для компенсации нулевым сигналом ω_{o} , являющимся, как правило, пределом чувствительности датчика:

$$\omega_{icp}(N) = \left| \omega_{icp}(N) \right| \le \omega_0. \tag{13}$$

Угловые скорости, меньшие этого значения, принимаются за нулевой сигнал, а большие — за реальную угловую скорость.

Выделенные значения нулевого сигнала для учета его временного дрейфа накапливаются в блоке 6 на длительном промежутке времени порядка 20 секунд ($N_{\scriptscriptstyle 0}=200$). При выполнении в блоке 7 условия $N_1 = N_0$ в блоке 8 производится осреднение накопленного в блоке 6 нулевого сигнала по числу измерений N_1 :

$$\omega_{icp}(p) = \frac{1}{N_1} \sum_{1}^{N_1} \omega_{icp}(n). \tag{14}$$

По результатам двух соседних измерений $\omega_i(r) = \omega_{icp}(p)$ в блоке 9 производится линейное прогнозирование нулевого сигнала.

$$\dot{\omega}_i(r) = 2\omega_i(r) - \omega_i(r-1). \tag{15}$$

Если число корректирующих сигналов $\hat{\omega}_{inp}(p)$ меньше четырех (блок 10), то текущий прогнозирующий сигнал $\dot{\omega}_i(r)$ сравнивается в блоке 11 с заданным значением допустимого дрейфа $\delta\omega_{_{11}}$.

Если $|\dot{\omega}_i(r)| < \delta\omega_{_{\pi p}}$, то компенсация входного сигнала не производится (блок 12), то есть $\hat{\omega}_{_{i\pi p}}(p) = 0$. Если это условие не выполняется, то в качестве компенсирующего сигнала используется прогнозируемый

 $\hat{\omega}_{_{iдp}}(p) = \dot{\omega}_{_i}(r)$ — блок 13. Если число корректирующих сигналов $\hat{\omega}_{_{iдp}}(p)$ больше или равно четырем (блок 10), то предварительно в блоке 14 определяется среднее значение компенсирующего сигнала из суммы трех предыдущих компенсирующих сигналов:

$$\overline{\omega}_{i,\text{дp}}(p) = \frac{\hat{\omega}_{i,\text{дp}}(p-1) + \hat{\omega}_{i,\text{дp}}(p-2) + \hat{\omega}_{i,\text{дp}}(p-3)}{3}.$$
(16)

В блоке 15 полученный результат вычитается из спрогнозированного в блоке 9 и сравнивается с допустимым дрейфом: $|\dot{\omega}_i(r) - \overline{\omega}_{i,m}(p)| < \Delta \omega_0$. Это делается для того, чтобы устранить погрешности определения нулевого сигнала, вызванные большими расхождениями компенсирующих нулевых сигналов на соседних временных участках.

Если это условие выполняется, то в качестве компенсирующего сигнала в блоке 16 используется сигнал, спрогнозированный в блоке 9, то есть $\hat{\omega}_{i,n}(p) = \dot{\omega}_{i}(r)$.

Если условие блока 15 не выполняется, то в блоке 17 в качестве текущего компенсирующего сигнала принимается значение компенсирующего сигнала, определенного на предыдущем временном интервале: $\hat{\omega}_{i\pi p}(p) = \hat{\omega}_{i\pi p}(p-1).$

Кроме этого основного пути определения компенсирующего нулевого сигнала предусмотрен еще и дополнительный путь его расчета, обусловленный недостаточным числом набора нулевых сигналов $\omega_{cn}(N)$, удовлетворяющих условию блока 5 на заданном 20-секундном интервале времени, необходимым для реализации основного пути определения нулевого сигнала.

Для этого случая, если условие блока 7 не выполняется, то в блоке 19 производится прогнозирование компенсирующего сигнала по осредненным значениям как минимум четырех измерений: $\omega_i(r)$, $\omega_i(r-1)$, $\omega_i(r-2)$, $\omega_i(r-3)$:

$$\ddot{\omega}_{i}(r) = 2\left(\frac{\omega_{i}(r) + \omega_{i}(r-1) + \omega_{i}(r-2)}{3}\right) - \frac{\omega_{i}(r-1) + \omega_{i}(r-2) + \omega_{i}(r-3)}{3}.$$
 (17)

Результат этого прогноза используется для компенсации дрейфа нулевого сигнала в блоке 20: $\hat{\omega}_{i,m}(p) = \ddot{\omega}_{i}(r)$.



56

Для уменьшения объема вычислений в блоке 18 контролируется количество массивов, не удовлетворяющих условию блока 7. Если массив не удовлетворяет требованию блока 7 в первый раз, то в блоке 18 устанавливается признак R=0, и в качестве корректирующего сигнала принимается результат расчета, произведенный в блоке 19. Если массив не удовлетворяет условию блока 7 во второй раз подряд, то в блоке 18 устанавливается признак $R \neq 0$, при этом новый расчет в блоке 19 не производится, а в качестве корректирующего сигнала в блоке 20 принимается результат предыдущего расчета: $\hat{\omega}_{i,m}(p) = \ddot{\omega}_i(r-1)$.

На рис. 7 показаны результаты сравнения накопленной угловой погрешности курсового микромеханического гироскопа STIM-210 норвежской фирмы Sensonor без компенсации нулевого сигнала и с компенсацией по изложенному алгоритму.

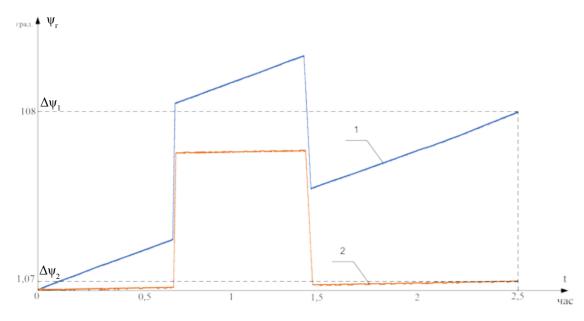


Рис. 7. Графики накопления угловой погрешности измерения гироскопического курсового угла ψ_r(t):
1 — без компенсации дрейфа нулевого сигнала;
2 — при скомпенсированном дрейфе нулевого сигнала

Как видно из приведенных графиков, накопленная за 2,5 часа угловая погрешность $\Delta \psi_2$ при компенсации дрейфа нулевого сигнала с помощью разработанного алгоритма уменьшилась на два порядка по сравнению с погрешностью $\Delta \psi_1$ без компенсации дрейфа нулевого сигнала. Не скомпенсированная остаточная угловая погрешность вызвана наличием белого шума в выходном сигнале гироскопа.

Выводы

- 1. Рассмотрен комплексный подход к решению проблемы улучшения точностных характеристик микромеханических датчиков, включающий в себя три этапа: компенсация погрешностей за счет заводской калибровки датчиков, компенсация погрешности от пуска к пуску в процессе эксплуатации микромеханического прибора и компенсация его погрешностей в процессе полета летательного аппарата.
- 2. Результаты исследований показали, что основные источники погрешности микромеханических датчиков нестабильность нулевого сигнала и масштабного коэффициента можно на несколько порядков уменьшить за счет тщательной заводской калибровки и компенсации этих погрешностей с помощью специальных алгоритмов в процессе эксплуатации микромеханических приборов.



Литература

- 1. Кузнецов А. Г., Абутидзе З. С., Портнов Б. И., Галкин В. И., Калик А. А. Микромеханические датчики для пилотажных систем управления // Гироскопия и навигация 2010 №2(69), с. 50-56.
- 2. Матвеев В. В., Распопов В. Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», ISBN 978-5-900780-73-3 2009. 180 с.
- 3. Галкин В. И. Перспективные гироскопы летательных аппаратов. Принцип действия, конструкция, технология производства, LAP LAMBERT Academic Publishing, Германия, ISBN: 978-3-659-47948-9, 2013. 146 с.
- 4. Галанин М. П., Савенков Е. Б. Методы численного анализа моделей, М. МВТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. 591 с.
- 5. Галкин В. И., Воробьев Д. Н. Способ компенсации дрейфа нулевых сигналов гироскопических датчиков. Патент РФ № 2635846, Б.И. №32, 2017.

Правила оформления материалов, направляемых для опубликования в журнале «Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами»

- Для опубликования в журнале принимаются статьи объемом до 30 с., а также краткие сообщения объемом до 5 стр.
- Статья должна иметь аннотацию не более 600 знаков, ключевые слова.
- На первой странице должны быть указаны: фамилии и инициалы авторов, полное название текста статьи без сокращений, проставлен индекс УДК.
- Материалы должны быть подготовлены в формате *.doc, лист А4, ориентация книжная (вертикальное расположение), шрифт Times New Roman, размер шрифта 12, интервал между строками одинарный, поля (мм): верхнее 22, нижнее 50, левое 30, правое 28, расположение страниц зеркальное. Установить «Автоматическую расстановку переносов». Переносы вручную не ставить.
- Формат формул в MathType или Microsoft Equation: Define Sizes,
 Full 12 pt, Subscript/Superscript 7 pt, Sub-Subscript/Superscript 5 pt,
 Symbol 18 pt, Sub-Symbol 12 pt.
- Иллюстрированный материал представляется в формате *.jpg, *.bmp,
 *.png (разрешение не менее 300 точек на дюйм) или в виде рисунка
 Word, фрагменты которого объединены в единый объект. Цветные иллюстрации приветствуются.
- В конце текста указывается информация о каждом авторе: Ф.И.О., ученая степень, ученое звание, полное название и почтовый адрес организации, должность, контактные телефоны (служебный, мобильный или домашний), адрес электронной почты.
- В редакцию предоставляется электронный носитель с текстом статьи и ее распечатка в двух экземплярах, подписанная всеми авторами.
- K статье прилагается экспертное заключение о возможности ее открытой публикации, рецензия, лицензионный договор.
- Плата с авторов за публикацию рукописей не взимается.



Содержание

А. М. Шевченко, Г. Н. Начинкина, М. В. Городнова	
Разработка и исследование метода прогнозирования траектории взле-	та
самолета	
И.С. Кикин	
Применение метода мгновенного апостериорного оценивания для повышени	ΝЯ
точности счисления пути самолета	
А.Г. Кузнецов, Н.А. Зайцева	
К вопросу анализа концепции организации воздушного пространства	31
А. Г. Кузнецов, В. И. Галкин, Д. Н. Воробьев, А. В. Кондратьев	
Комплексный подход к повышению точностных характеристик микромеханически	ИΧ
датчиков для пилотажных систем управления	

60 № 27, 2019 год