

Алгоритм директорного управления самолетом в режиме посадки

© В.В. Лукьянов¹, А.Н. Алексеев², Е.С. Земляной^{1,2}, К.А. Чеканов^{1,2}

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

²АО «РПКБ», Раменское Московской обл., 140103, Россия

Директорный режим управления является неотъемлемой частью всех современных летательных аппаратов (гражданских, военных, транспортных и даже беспилотных). Описан опыт создания, внедрения и отладки в процессе летных испытаний алгоритма директорного управления в режиме посадки применительно к самолетам малой авиации (DA-42-T и L-410). В качестве базового использован алгоритм «Упреждение по отклонению». Основным источником данных при заходе на посадку выбрана спутниковая навигационная система (GPS/ГЛОНАСС без дифференциальной коррекции). Такое решение позволяет осуществлять полуавтоматическую посадку на необорудованный аэродром, но уступает в точности посадки по приборам (ILS, РСБН). По результатам летных испытаний проведена оценка точности, которая показала, что разработанный алгоритм позволяет выполнить посадку по I категории ICAO.

Ключевые слова: малая авиация, директорное управление, посадка, планирование по глиссаде, посадка по спутниковой навигационной системе

Введение. Заход на посадку и посадка являются наиболее сложными этапами полета самолета. На данных этапах происходит изменение режима полета (скорости, высоты), конфигурации элементов управления (выпуск закрылков, щитков, интерцепторов и т. д.) и режимов работы двигателей. При этом экипаж должен наблюдать за показаниями большого количества приборов и на основе анализа их данных принимать решения по управлению самолетом. Директорные планки упрощают пилотирование для летчика и позволяют выдерживать глиссаду, не превышая допустимые параметры.

Следует отметить, что не все самолеты оборудованы бортовой системой автоматического управления (БСАУ), которая позволяет пилотировать в автоматическом или полуавтоматическом режиме. Поэтому важно предоставить возможность директорного пилотирования в функциональном программном обеспечении (ФПО) комплекса бортового оборудования (КБО) самолета.

Цель данной работы — создание алгоритма полуавтоматической посадки и оценка его точности в рамках работ по импортозамещению отечественных бортовых комплексов для самолетов DA-42-T и L-410.

Принцип директорного управления. Директорный режим управления — полуавтоматический режим (часть функций выполняет БСАУ, часть — летчик), при котором формируются и предъявляются

на индикацию сигналы управления, а не сигналы отклонения от заданной траектории.

Практика показывает, что для выполнения горизонтального маневра удобна команда на изменение угла крена, а для вертикального маневра — на изменение угла тангажа или нормальной перегрузки [1].

Сигналы управления индицируются, как правило, на приборе «Авиагоризонт» (рис. 1).

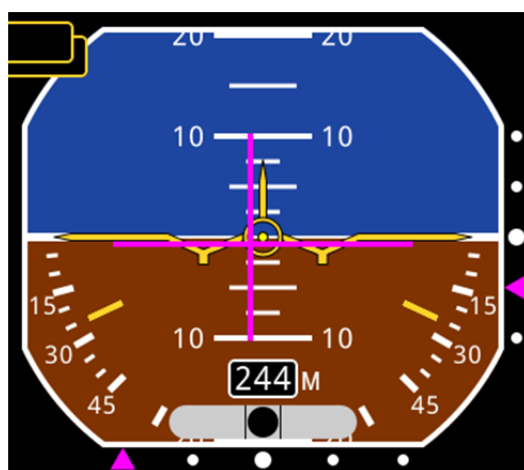


Рис. 1. Внешний вид директорных планок

Директорные планки на индикационных панелях комплексов УКБО-42 и ИБКО-410, изображенные в виде вертикальной и горизонтальной розовых линий, представлены на рис. 1. Такие директорные планки работают по принципу «нуль-индикации» [2]: если летчик, выполняет команды директорных сигналов, то планки занимают центральное положение. Положение директорных планок определяется разностью между заданным и текущим значениями крена (для вертикальной директорной метки) или разностью между заданным и текущим значениями нормальной перегрузки (для горизонтальной директорной метки).

Алгоритм расчета положения директорных планок сводится к решению двух задач:

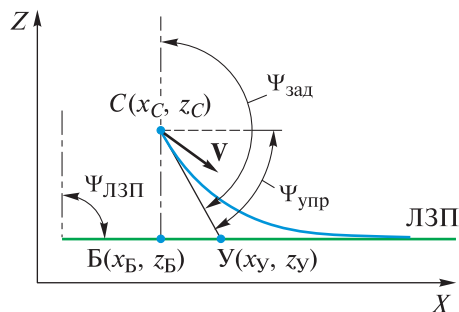
1) расчет заданных команд управления (крена и нормальной перегрузки);

2) расчет положения директорных планок на индикаторе.

Расчет заданных команд управления. Расчет проводили по алгоритму «Упреждение по отклонению» [3]. Преимуществами данного метода являются его гибкость и физическое обоснование настраиваемых коэффициентов.

Заданное направление (заданный путевой угол) при полете на линию заданного пути (ЛЗП), согласно выбранному методу, рассчитывали по следующему алгоритму (рис. 2).

Рис. 2. Расчет заданного путевого угла:
 $C(x_c, z_c)$ — положение самолета; $B(x_B, z_B)$ — координаты точки на ЛЗП, находящейся на минимальном расстоянии от положения самолета; $Y(x_y, z_y)$ — координаты упрежденной точки; $\Psi_{ЛЗП}$, $\Psi_{зад}$, $\Psi_{упр}$ — направление ЛЗП, заданный путевой угол, упрежденный путевой угол соответственно



Определение заданного путевого угла:

- 1) на ЛЗП находили точку Б с координатами (x_B, z_B) , расположенную на минимальном расстоянии от положения самолета (x_c, z_c) ;
- 2) рассчитывали координаты упреждающей точки $Y(x_y, z_y)$ положения самолета на трассе при условии, если бы он летел из точки Б со скоростью V по направлению ЛЗП в течении времени упреждения t_y, c ;
- 3) направление из точки C в точку Y является искомым заданным направлением $\Psi_{зад}$ полета самолета.

В работе [3] приведено математическое обоснование утверждения, что при выборе постоянного коэффициента упреждения t_y кривая погони будет формировать траекторию согласно экспоненциальному закону

$$Z = Z_0 e^{-\frac{X}{V t_y}}, \quad (1)$$

где V — путевая скорость движения самолета; Z, Z_0 — текущее и начальное значения бокового отклонения.

В соответствии с рис. 2 заданный путевой угол можно определить как сумму:

$$\Psi_{зад} = \Psi_{ЛЗП} + \arctg \frac{Z}{V t_y}. \quad (2)$$

Далее, согласно работе [3], реализуется пропорционально-дифференциальный (ПД-регулятор) закон управления. На примере бокового канала данный закон принимает вид

$$n_{z_g}^{\text{зад}} = K_{\text{п}}Z + K_{\text{д}}\dot{Z};$$

$$K_{\text{п}} = \frac{1}{g \tau_{\Gamma} t_{\text{У}}};$$

$$K_{\text{д}} = \frac{1}{g \tau_{\Gamma}},$$
(3)

где $n_{z_g}^{\text{зад}}$ — заданная перегрузка в боковом канале (нормальная система координат); $K_{\text{п}}$, $K_{\text{д}}$ — пропорциональный и дифференциальный коэффициенты; Z — боковое отклонение; g — ускорение свободного падения; τ_{Γ} — временная задержка в отработке заданного крена; $t_{\text{У}}$ — коэффициент упреждения, как отмечалось ранее, определяющий плавность выхода на ЛЗП.

Порядок определения заданной перегрузки в продольном канале $n_{y_g}^{\text{зад}}$ аналогичен: боковое отклонение заменяли вертикальным, путевой угол — углом наклона траектории, задержку в отработке заданного крена — задержкой в отработке заданной нормальной перегрузки и вновь подбирали $t_{\text{У}}$.

Суммарная заданная перегрузка будет

$$n_g^{\text{зад}} = \sqrt{\left(n_{z_g}^{\text{зад}}\right)^2 + \left(n_{y_g}^{\text{зад}}\right)^2}.$$
(4)

После определения суммарной заданной перегрузки заданные команды управления рассчитывали по следующим формулам:

$$\gamma^{\text{зад}} = \arcsin \frac{n_{z_g}^{\text{зад}}}{n_g^{\text{зад}}};$$

$$n_{y_g}^{\text{зад}} = \frac{n_g^{\text{зад}}}{\cos \gamma}.$$
(5)

Еще одним преимуществом алгоритма «Упреждение по отклонению» является объединение бокового и продольного каналов, что подтверждают формулы (4) и (5). Это позволяет контролировать нормальную перегрузку и не превышать ее допустимое значение при выполнении маневра одновременно в боковом и продольном каналах.

Далее рассчитывали положения директорных планок (решали вторую задачу). Разность заданного и текущего значений крена

$$\Delta\gamma = \gamma^{\text{зад}} - \gamma;$$
(6)

ограничение для $\Delta\gamma$:

$$-\Delta\gamma^{\max} \leq \Delta\gamma \leq \Delta\gamma^{\max}, \quad (7)$$

где $\Delta\gamma^{\max}$ — максимально допустимая ошибка по крену. Данный параметр можно интерпретировать как коэффициент чувствительности вертикальной директорной планки (планки управления в боковом канале). В случае выхода $\Delta\gamma$ за ограничения в качестве $\Delta\gamma$ назначается ближайшее граничное значение.

Положение вертикальной планки рассчитывали по формуле

$$\text{верт} = \frac{\Delta\gamma}{|\Delta\gamma^{\max}|}. \quad (8)$$

Разность заданного и текущего значений нормальных перегрузок

$$\Delta n_y = n_y^{\text{зад}} - n_y; \quad (9)$$

ограничение для Δn_y имеет вид

$$-\Delta n_y^{\max} \leq \Delta n_y \leq \Delta n_y^{\max}, \quad (10)$$

где Δn_y^{\max} — максимально допустимая ошибка по перегрузке. Данный параметр можно интерпретировать как коэффициент чувствительности горизонтальной директорной планки (планки управления в продольном канале). В случае выхода Δn_y за ограничения в качестве Δn_y назначается ближайшее граничное значение.

Положение горизонтальной планки вычисляли по формуле

$$\text{гор} = \frac{\Delta n_y}{|\Delta n_y^{\max}|}. \quad (11)$$

Для формирования глиссады применен инерциально-спутниковый режим посадки. Согласно данному режиму, построение траектории посадки осуществляется полностью на борту летательного аппарата (ЛА) с использованием задаваемого экипажем угла наклона глиссады, данных о координатах и высоте ЛА [4]. Таким образом, чисто математически формируется виртуальная глиссада и курсоглиссадные (ε_k и ε_r) отклонения от нее. Подробное описание формирования курсоглиссадных отклонений приведено в работах [4, 5].

Преимуществами предложенного способа по сравнению с посадкой ЛА по приборам (ILS, РСБН) являются:

- отсутствие погрешностей, характерных для радиотехнических систем (связанных с характером подстилающей поверхности, состоянием атмосферы, работой внешних радиотехнических устройств);

- отсутствие нелинейных зон в диапазонах значений курсоглиссадных отклонений;
- возможность отладки алгоритмов траекторного управления посадкой ЛА на необорудованных аэродромах.

Моделирование. Отладка каждого нового изменения алгоритма директорных планок происходит в несколько этапов.

1. Разработка алгоритма и моделирование в среде MATLAB/Simulink.
2. Добавление разработанного алгоритма в ФПО и стендовые испытания.
3. Летные испытания.
4. Доработка ФПО с учетом замечаний, полученных при летных испытаниях.

Для имитации полета самолета разработана кинематическая модель движения. Особенностью данной математической модели является воспроизведение движения реального объекта при отсутствии его аэродинамических коэффициентов. Такая модель может быть получена путем исключения уравнений динамики движения вокруг центра масс ЛА (что позволяет исключить необходимость расчета аэродинамических сил и моментов, действующих на ЛА) [6] из полной системы уравнений движения ЛА [7].

Динамические свойства внутреннего контура управления ЛА в боковом, продольном и скоростном каналах кинематической модели его движения представлены в виде типовых апериодических звеньев [8]. Значения постоянных времени этих звеньев были выбраны приблизительно и уточнены в процессе летных испытаний. Для примера рассмотрим боковой канал, в котором осуществляется управление по крену (рис. 3).

На рис. 3 представлены графики заданного и текущего крена, полученные при реальных испытаниях, и график моделируемого крена, полученный путем прохождения заданного крена через апериодическое звено с постоянной времени 1,7 с. Видно, что динамика крена может быть смоделирована апериодическим звеном с указанной постоянной времени. Задержка, создаваемая рассмотренным звеном, аппроксимирует одновременно динамику ЛА в боковом канале и действия экипажа.

При разработке математической модели были сделаны следующие допущения:

- 1) вращение Земли отсутствует;
- 2) начало системы координат ЛА совпадает с его центром масс;
- 3) управление моделью осуществляется путем изменения крена, нормальной перегрузки и истинной воздушной скорости.

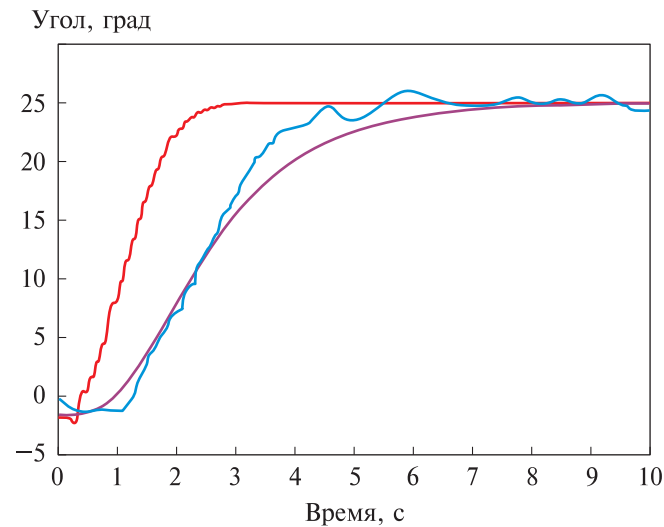


Рис. 3. Задержка в отработке заданного крена:
 — текущий; — заданный; — моделируемый

Разработанная кинематическая модель движения с имитацией динамики адекватна для решения поставленных задач. Она сочетает в себе простоту и чувствительность к изменениям настраиваемых параметров в алгоритме «Упреждение по отклонению» (при их совместном моделировании).

Натурные испытания. Синтезированный алгоритм директорного управления на основе алгоритма «Упреждение по отклонению» был применен в ФПО КБО двух самолетов: DA-42-T и L-410. Эти самолеты относятся к разным классам ЛА (DA-42-T — легкий многоцелевой, L-410 — легкий многоцелевой транспортный), имеют различные характеристики и динамику движения, поэтому настройки закона управления в соответствии с алгоритмом «Упреждение по отклонению» для каждого из них подбирали отдельно.

Летные испытания разработанной системы проводили на территории аэропорта «Уктус» (Екатеринбург) на базе Уральского завода гражданской авиации (АО «УЗГА»). Летчики-испытатели выполняли посадку в инерциально-спутниковом режиме. Результаты посадок самолетов DA-42-T и L-410 представлены на рис. 4 и 5 соответственно.

На рис. 4, а и 5, а изображены трехмерные карты посадок самолетов в ортодромических координатах, на рис. 4, б–в и 5, б–в — графики линейных отклонений и положения директорных планок (рис. 4, г и рис. 5, г). Положения директорных планок указаны в относительных единицах: ± 1 для крайнего правого и крайнего левого положений вертикальной директорной планки (планка управления в боковом канале) и ± 1 для верхнего и нижнего положений горизонтальной директорной планки (планка управления в продольном кана-

ле) соответственно. Если относительное положение директорных планок не превышает значения $\pm 0,1$, то считается, что пилот выполняет команды управления.

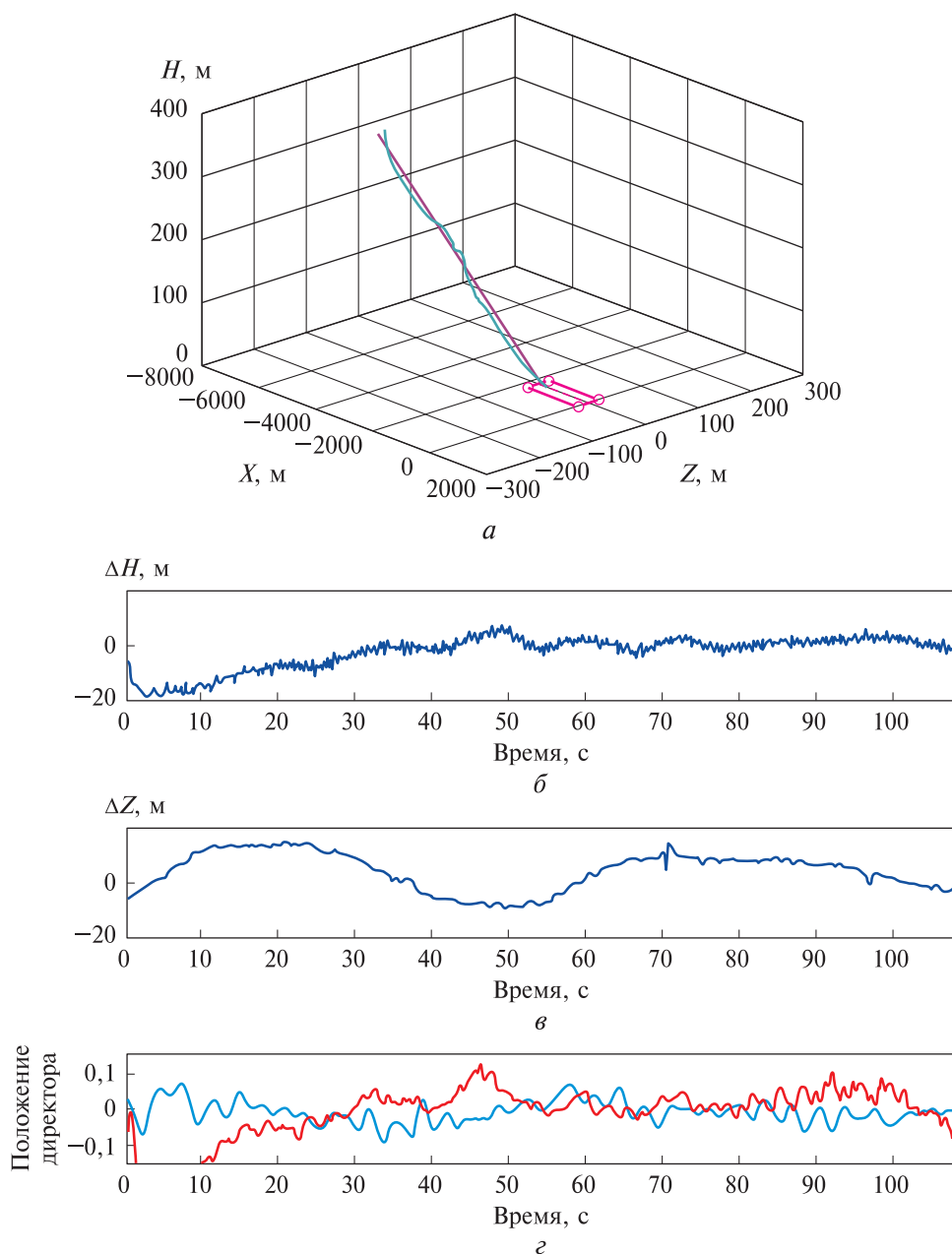


Рис. 4. Посадка самолета DA-42-T:

a — трехмерная карта посадки (— летательный аппарат; — взлетно-посадочная полоса; — глиссада); *б* — вертикальное отклонение; *в* — боковое отклонение; *г* — положение директорных планок (— вертикальное; — горизонтальное)

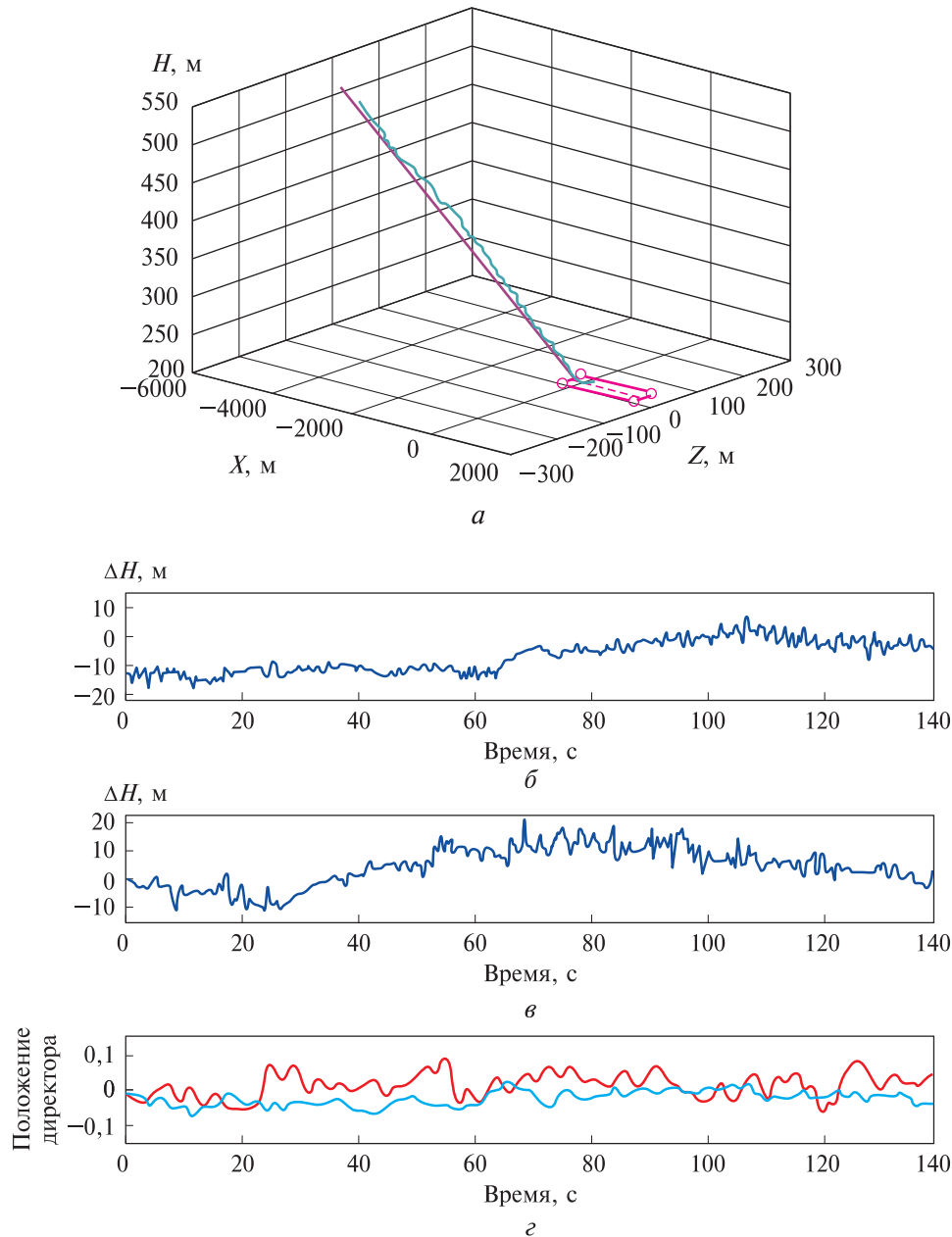


Рис. 5. Посадка самолета L-410:

a — трехмерная карта посадки (— летательный аппарат; — взлетно-посадочная полоса; — глиссада); *б* — вертикальное отклонение; *в* — боковое отклонение; *z* — положение директорных планок (— вертикальное; — горизонтальное)

Оценку точности посадки проводили в соответствии с требованиями к навигационным характеристикам, сформулированными Международной организацией гражданской авиации (ICAO), которые изложены в документе RTCA DO 236. Перевод основных выдержек из

этого документа содержится в работе [9]. Согласно указанным документам, для того чтобы выполнить категорированную посадку, линейные отклонения от глиссады на высоте принятия решения не должны превышать значений, указанных в табл. 1.

Таблица 1

Требования к точности удержания глиссады при выполнении стабилизированного захода на посадку

Категория посадки (ICAO)	Высота принятия решения, м	Код RNP, морская миля / фут	Требуемая точность отклонений 2σ, м	
			бокового	вертикального
I	60	0,02 / 40	37	12,2
II	30	0,01 / 15	18,5	4,6
III	15	0,0003 / 15	5,6	4,6

В документе RTCA DO 236 общая погрешность системы TSE (Total System Error) представляет собой сумму погрешностей:

- 1) навигационной системы NSE (Navigation System Error);
- 2) техники пилотирования FTE (Flight Technical Error);
- 3) программирования маршрута PDE (Path Definition Error).

По аналогии с работой [10] составляющая PDE принята малой по сравнению с остальными и не учитывалась при обработке полетных данных. Общую погрешность системы рассчитывали по формуле

$$TSE = \sqrt{NSE^2 + FTE^2}. \quad (12)$$

Таблица 2

Посадка самолетов DA-42-T и L-410 (усреднение по пяти циклам)

Категория посадки (ICAO)	Высота принятия решения, м	NSE, м (σ)		FTE, м (σ)		TSE, м (2σ)		Соответствие требованию точности
		Гор. (CHC)	Верт. (CBC)	Гор.	Верт.	Гор.	Верт.	
<i>Самолет DA-42-T</i>								
I	60	4	2,5	2,8	1,1	10,1	5,8	+
II	30	4	2,5	1,4	1,6	8,6	6,0	-
III	15	4	2,5	0,7	1	8,2	5,6	-
<i>Самолет L-410</i>								
I	60	4	2,5	4,3	2,7	11,7	7,4	+
II	30	4	2,5	4,5	3,5	11	7,7	-
III	15	4	2,5	4,1	2,3	11,5	6,8	-

Примечание. Здесь «Гор.» — горизонтальное отклонение; «Верт.» — вертикальное отклонение.

Для определения точности разработанной системы полуавтоматического управления были обработаны данные 10 циклов взлета-посадки (по пять на самолетах DA-42-T и L-410). Усредненные данные приведены в табл. 2.

В качестве погрешностей навигационной системы (NSE) взяты приблизительные погрешности датчиков спутниковой навигационной системы (СНС) и системы воздушных сигналов (СВС), которые установлены на указанных самолетах.

Заключение. Исходя из полученных результатов летных испытаний (см. табл. 2), можно сформулировать следующие выводы.

1. Алгоритм «Упреждение по отклонению» может быть применен в задачах посадки ЛА.

2. Алгоритм «Упреждение по отклонению» универсален по отношению к типам ЛА и может настраиваться в зависимости от решаемых задач.

3. Разработан алгоритм директорного управления, позволяющий вывести ЛА на курс взлетно-посадочной полосы и выполнить этап посадки «Планирование по глиссаде» [2] на необорудованном аэродроме.

4. Разработанный алгоритм директорного управления позволяет выполнить посадку по I категории ИКАО.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Лысенко Н.М. *Практическая аэродинамика маневренных самолетов*. Москва, Военное издательство министерства обороны СССР, 1977, 439 с.
- [2] Белгородский С.Л. *Автоматизация управления посадкой самолета*. Москва, Транспорт, 1972, 352 с.
- [3] Захаров В.М. *Формирование контура управления самолетом для режима полета по ЛЗП, учитывающего большую динамику изменения заданного траекторного угла*. Москва, Отчет НИИП, 2010.
- [4] Алексеев А.Н., Беляев М.А., Кабачинский В.В., Кавинский В.В., Никулин А.С., Шукайло А.В. *Инерциально-спутниковый режим посадки. Навигация, наведение и управление летательными аппаратами*. Москва, Раменское, ООО «Научтехлитиздат», 2012.
- [5] Криворучко Ю.Т., Пономаренко Б.В. Способ управления летательным аппаратом при заходе на посадку. Патент RU 2598111 С9. Оpubл. 2016.10.20. *Яндекс Патенты*
URL: https://yandex.ru/patents/doc/RU2496131C1_20131020 (дата обращения 25.12.2019).
- [6] Beard R.W., McLain T.W. *Small Unmanned Aircraft. Theory and Practice*. Oxford, Princeton University Press, 2012, 317 p.
- [7] Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. *Динамика полета беспилотных летательных аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1973, 309 с.
- [8] Виноградов П.В. *Проектирование авиационных прицельных систем*. Москва, ООО «Научтехлитиздат», 2016, 144 с.
- [9] *Теоретическая подготовка летного состава авиационных предприятий гражданской авиации России к полетам в системе точной зональной навигации (P-RNAV) Европейского региона*.

URL: <http://polet-info.narod.ru/Docs/PRNAV.htm> (дата обращения 25.12.2019).

- [10] Завалишин О.И. Результаты испытаний GBAS II / III категории. *Новости навигации*, 2010, № 4, с. 24–31.

Статья поступила в редакцию 25.03.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Лукьянов В.В., Алексеев А.Н., Земляной Е.С., Чеканов К.А. Алгоритм директорного управления самолетом в режиме посадки. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 11. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-11-2032>

Лукьянов Вадим Викторович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор научных работ в области инерциальной навигации и обработки информации. Область научных интересов: навигация в околоземном пространстве, автоматическое управление летательными аппаратами, инерциальные навигационные системы.
e-mail: vdmlknv@yandex.ru

Алексеев Алексей Николаевич — начальник отдела АО «РПКБ». Область научных интересов: навигация в околоземном пространстве, посадка летательных аппаратов на подвижные объекты, разработка бортового программного обеспечения.
e-mail: AAlexeev@rpkb.ru

Земляной Егор Сергеевич — канд. техн. наук, начальник сектора АО «РПКБ». Область научных интересов: навигация в околоземном пространстве, интеллектуальная поддержка экипажа, разработка бортового программного обеспечения.
e-mail: Egor.zem@gmail.com

Чеканов Константин Александрович — аспирант кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана, математик 3-й категории АО «РПКБ». Область научных интересов: навигация в околоземном пространстве, автоматическое управление беспилотными летательными аппаратами, разработка бортового программного обеспечения. e-mail: chekanov1993@gmail.com

Airplane director control algorithm in landing mode

© V.V. Lukyanov¹, A.N. Alexeev², E.S. Zemlyany^{1,2}, K.A. Chekanov^{1,2}

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

²JSC "Ramenskoe Design Company", Ramenskoe, 140103, Russia

The director control mode is an integral part of all modern aircraft, i.e. civil, military, transport and even unmanned aerial vehicles. The paper describes the experience of developing, implementing and perfecting the directorial control algorithm in the landing mode as applied to small aircraft DA-42-T and L-410 during flight tests. As the basic algorithm, the algorithm "Deviation allowance" is used. The satellite navigation system, i.e. GPS / GLONASS without differential correction, was selected as the main data source for the approach. This solution allows for semi-automatic landing at an unquipped airfield, but is inferior in accuracy to instrument landing, e.g. ILS, RSN. According to the results of flight tests, we assessed the accuracy and found that the developed algorithm allows landing in accordance with the 1st category of ICAO.

Keywords: small aircraft, director control, landing, glide path planning, landing using a satellite navigation system (SNS)

REFERENCES

- [1] Lysenko N.M. *Prakticheskaya aerodinamika manevrennykh samoletov* [Practical aerodynamics of maneuverable aircraft]. Moscow, Ministry of Defence of the USSR military Publ., 1977, 439 p.
- [2] Belogrodsky S.L. *Avtomatizatsiya upravleniya posadkoy samoleta* [Automation of aircraft landing control]. Moscow, Transport Publ., 1972, 352 p.
- [3] Zakharov V.M. *Formirovanie kontura upravleniya samoletom dlya rezhima poleta po LZP, uchityvayushchego bolshuyu dinamiku izmeneniya zadannogo traektorного ugla* [Formation of the aircraft control loop for the course line flight mode, taking into account the large dynamics of changes in the given trajectory angle]. Moscow, Otchet NIIP, 2010.
- [4] Alekseev A.N., Belyaev M.A., Kabachinskiy V.V., Kavinskiy V.V., Nikulin A.S., Shukaylo A.V. *Inertsialno-sputnikovyy rezhim posadki. Navigatsiya, navedenie i upravlenie letatelnyimi apparatami* [Inertial satellite landing mode. Navigation, guidance and control of aircraft]. Moscow, Ramenskoe, LLC Nauchtekhlitizdat Publ., 2012.
- [5] Krivoruchko Yu.T., Ponomarenko B.V. *Sposob upravleniya letatelnyim apparatom pri zakhode na posadku* [A method for controlling an aircraft during the landing approach]. Patent RU 2598111 C9. Publ. 2016.10.20. *Yandex Patents* [Yandex Patents]. Available at: https://yandex.ru/patents/doc/RU2496131C1_20131020 (accessed December 25, 2019).
- [6] Beard R.W., McLain T.W. *Small Unmanned Aircraft. Theory and Practice*. Oxford, Princeton University Press, 2012, 317 p.
- [7] Lebedev A.A., Chernobrovkin L.S. *Dinamika poleta bespilotnykh letatelnykh apparatov* [Flight dynamics of unmanned aerial vehicles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1973, 309 p.
- [8] Vinogradov P.V. *Proektirovanie aviatsionnykh pritselnykh sistem* [Design of aircraft sighting systems]. Moscow, LLC Nauchtekhlitizdat Publ., 2016, 144 p.
- [9] *Teoreticheskaya podgotovka letnogo sostava aviapredpriyatii grazhdanskoy aviatsii Rossii k poletam v sisteme tochnoy zonalnoy navigatsii (P-RNAV)*

Evropeyskogo regiona [Theoretical preparation of the flight crew of Russian civil aviation enterprises for flights in the Precision Area Navigation System (P-RNAV) of the European Region]. Available at:

<http://polet-info.narod.ru/Docs/PRNAV.htm> (accessed December 25, 2019).

[10] Zavalishin O.I. *Novosti navigatsii (Navigation news)*, 2010, no. 4, pp. 24–31.

Lukyanov V.V., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University. Author of scientific works in the field of inertial navigation and information processing. Research interests: navigation in near-Earth space, automatic control of aircraft, inertial navigation systems.
e-mail: vdmlknv@yandex.ru

Alexeev A.N., Head of the Department, JSC “Ramenskoe Design Company”. Research interests: navigation in near-Earth space, landing of aircraft on moving objects, development of on-board software. e-mail: AAlexeev@rpkb.ru

Zemlyany E.S., Cand. Sc. (Eng.), Head of the Sector, JSC “Ramenskoe Design Company”. Research interests: navigation in near-Earth space, intellectual support of the aircraft crew, development of on-board software. e-mail: Egor.zem@gmail.com

Chekanov K.A., post-graduate student, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University, mathematician of the 3rd category, “Ramenskoe Design Company”. Research interests: navigation in near-Earth space, automatic control of unmanned aerial vehicles, development of on-board software.
e-mail: chekanov1993@gmail.com