АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА
05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;
05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;
05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;
05.07.05 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;
05.07.07 – Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем;
05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов;
05.07.10 – Инновационные технологии в аэрокосмической деятельности

УДК: 623.746.-519
DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-3-57-70

ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБОВ СКЛОНЕНИЯ ПРИ ФОРМИРОВАНИИ ОБЛИКА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ВЕРТИКАЛЬНЫМ СТАРТОМ

А.В. ВИНДЕКЕР[1,2]

[1] Долгопрудненское научно-производственное предприятие, г. Долгопрудный, Россия
[2] Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Рассмотрена задача выбора рациональной системы склонения из числа альтернативных вариантов на этапе формирования облика беспилотного летательного аппарата (БЛА) с вертикальным стартом. В настоящее время вертикальный старт находит все более широкое применение для беспилотных летательных аппаратов класса «поверхность – воздух», рассматриваемых в настоящей работе. Характерным начальным участком траектории таких беспилотных летательных аппаратов является склонение до требуемого углового положения за короткий промежуток времени. Для осуществления процесса склонения БЛА требуется создание относительно больших управляющих моментов. Склонение БЛА класса «поверхность – воздух» реализуется посредством моментного газодинамического управления двумя основными способами – в применении системы управления вектором тяги основного реактивного двигателя БЛА или использовании специальных дополнительных газодинамических устройств. Альтернативными вариантами систем склонения при решении рассматриваемой задачи являются: система управления вектором тяги с газовыми рулями, размещаемыми в сопле двигателя БЛА или сразу за его срезом на специальных пилонах; импульсная двигательная установка, создающая момент склонения БЛА посредством реактивных струй микродвигателей, включаемых по специальному алгоритму. При сравнительном анализе систем склонения критерием правильности выбора способа склонения являлась реализуемая ближняя граница зоны поражения. В качестве критерия выбора рационального варианта системы склонения принят минимум массы проектируемого БЛА. Приведены основные соотношения для расчета главных проектных параметров рассматриваемых систем склонения. Выполнен расчет параметров облика гипотетического БЛА класса «поверхность – воздух» средней дальности с альтернативными системами склонения. Проведен сравнительный анализ полученных результатов.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат (БПЛА), система склонения, газодинамические устройства, газовый руль, импульсная двигательная установка, альтернативные варианты.

ВВЕДЕНИЕ

Вертикальный старт традиционно используется для баллистических ракет и ракет-носителей, обеспечивающих вывод в космическое пространство разнообразной полезной нагрузки. В настоящее время вертикальный старт находит все более широкое применение и для беспилотных летательных аппаратов (БЛА) других классов, в том числе и БЛА класса «поверхность – воздух», рассматриваемых в настоящей работе [1–8]. Характерным начальным участком траектории таких беспилотных летательных аппаратов является склонение до требуемого угло-

вого положения за короткий промежуток времени. Для осуществления процесса склонения БЛА требуется создание относительно больших управляющих моментов.

Склонение современных БЛА класса «поверхность – воздух» реализуется посредством моментного газодинамического управления двумя основными способами. Первый состоит в применении системы управления вектором тяги (СУВТ) основного реактивного двигателя БЛА, второй – в использовании специальных дополнительных газодинамических устройств.

Проблемам разработки систем газодинамического управления, вопросам исследования происходящих в них газодинамических процессов посвящены работы [9–23]. Анализ работ в данной области свидетельствует, что, несмотря на достигнутый уровень исследований, актуальным остается в первую очередь рассмотрение вопросов, связанных с исследованием способов склонения на начальных этапах проектирования БЛА с вертикальным стартом при формировании его облика.

Облик БЛА – это концептуальная характеристика летательного аппарата, отражающая его схему, общий вид, структуру, принципы устройства и функционирования [1]. Выбор облика БЛА – это первый этап, на котором решается широкий спектр задач проектирования управления. Одной из важных задач для БЛА с вертикальным стартом является выбор способа склонения, то есть выбор способа создания сил и моментов на участке склонения. Выбор способа склонения в свою очередь связан с выбором устройства, осуществляющего склонение БЛА, и определением его основного энергетического параметра – значения управляющей силы и ее механизма создания. На втором этапе технического проектирования осуществляется выбор структурной схемы системы управления и детальное математическое моделирование участка склонения для уточнения и подтверждения технических решений, принятых на этапе выбора облика БЛА.

Рассматриваемые в настоящей работе вопросы имеют отношение к решению задач, связанных с анализом альтернативных вариантов способов и реализующих их систем склонения на первом этапе технического проектирования БЛА при формировании его облика.

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Рассматриваются два альтернативных варианта системы склонения БЛА с вертикальным стартом:

– система управления вектором тяги основного двигателя с использованием газовых рулей (ГР);

– специальное газодинамическое устройство в виде импульсной двигательной установки (ИДУ).

Предварительный анализ рассматриваемых систем склонения показывает следующее.

Возможность управления БЛА во всех трех каналах, в том числе по крену, является преимуществом СУВТ. При реализации этой системы могут использоваться газовые рули, ось вращения которых размещают в сопле двигателя БЛА или сразу за его срезом (рис. 1).

Недостатками управления БЛА при отклонении струи двигателя являются большой радиус поворота траектории вследствие ускорения БЛА на участке его склонения, потери осевой тяги двигателя за счет находящихся в реактивной струе ГР. Еще один существенный недостаток – быстрое обгорание ГР вследствие интенсивного кинетического и теплового воздействия газов на конструкцию ГР.

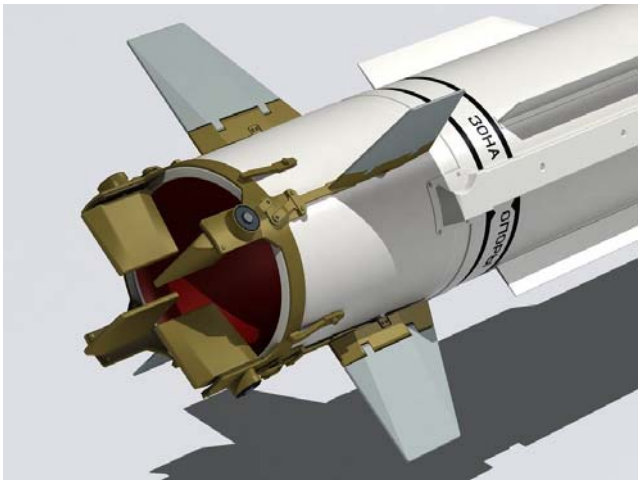


Рис. 1. Блок газовых рулей
Fig. 1. The gas rudder unit

Импульсная двигательная установка (рис. 2) позволяет решать задачи управления БЛА по траектории (в том числе и при неработающем двигателе). Это газодинамическое устройство обеспечивает создание необходимого момента склонения за счет реактивных струй микродвигателей, включаемых по специальному алгоритму. Разворот оси БЛА до запуска двигателя позволяет за наименьшее время измерить ориентацию траектории полета БЛА со стартового направления, обеспечиваемого системой пуска, до направления в точку встречи с целью. К недостаткам данной системы склонения следует отнести обязательное наличие дополнительного устройства для стабилизации БЛА по крену.



Рис. 2. Микродвигатели импульсной двигательной установки
Fig. 2. Micro-thrusters of the pulse propulsion system

Общепринятым критерием правильности выбора способа склонения БЛА является реализуемая ближняя граница зоны поражения. Наиболее сложные условия для склонения вертикально стартующего БЛА класса «поверхность – воздух» создаются при перехвате на ближней границе объекта, летящего на предельно малой высоте, равной 10–15 метрам. Основным требованием к проектируемой системе склонения при формировании облика таких БЛА на участке склонения являются отработка за заданное время заданных параметров траектории: высоты, дальности и угла наклона траектории.

Для оценки ближней границы зоны поражения, реализуемой БЛА после окончания участка склонения, используются кинематические соотношения для начального и отрабатываемого промахов.

Начальный промах, появляющийся к моменту начала наведения – h_0, определяется отклонением вектора скорости БЛА в конце участка разворота t_2 от направления в точку встречи с объектом [2]:

$$h_0 = (\theta(t_2) + \Delta\theta)\Delta r + \left(y(t_2) - y_ц\right) = (\theta(t_2) + \Delta\theta)\left(r_{б.г} - x(t_2)\right) + \left(y(t_2) - y_ц\right), \quad (1)$$

где $r_{б.г}$ – дальность до ближней границы, м:

$$r_{б.г} = x(t_2) + V_x(t_2)t_Н, \quad (2)$$

где $t_Н$ – длительность участка наведения, с:

$$t_Н = t_В - t_2, \quad (3)$$

где $t_В$ – время полета БЛА до встречи с объектом; $y_ц$ – высота полета низколетящего объекта; $x(t_2)$, $y(t_2)$, $\theta(t_2)$ – параметры траектории БЛА в конце участка разворота: дальность, высота, угол наклона траектории соответственно; $V_x(t_2)$ – горизонтальная проекция вектора скорости БЛА в конце участка разворота; $\Delta\theta = 0{,}03 \times (\vartheta_1 - \vartheta_k)$ – разброс углового положения вектора скорости БЛА в конце участка разворота.

После начала наведения БЛА с предельно допустимой боковой перегрузкой отрабатывает начальный промах. Условием встречи с объектом на ближней границе является своевременная отработка начального промаха h_0 по меньшей мере за Δt = (0,8÷1) с до точки встречи.

Для разворота оси корпуса БЛА необходимо создать управляющий момент как произведение управляющей силы, создаваемой системой склонения, на ее плечо $l_{упр}$ (расстояние от точки приложения силы до центра масс):

$$M_{упр} = P_{упр} \cdot l_{упр}. \quad (4)$$

Максимальная управляющая сила, необходимая для разворота продольной оси корпуса БЛА, определяется выражением

$$P_{упр} = \frac{I_z \cdot \dot{\omega}_m}{l_{упр}}, \quad (5)$$

где I_z – момент инерции БЛА относительно поперечной оси; $\dot{\omega}_m$ – максимальное угловое ускорение БЛА, создаваемое при соответствующих максимальных управляющих воздействиях устройств газодинамического управления.

Расчет параметров ГР. Газовый руль представляет собой профилированную пластину, которая закрепляется на оси и консольно устанавливается в газовом потоке. Основным расчетным параметром ГР является его площадь $S_{г.р.}$, необходимая для создания потребной величины управляющей силы $P_{упр}$ [14]. На начальном этапе проектирования площадь руля, в зависимости от потребной величины управляющей силы, определяют на основе экспериментальных данных, в частности моделированием опытных образцов в смоделированном газовом потоке.

Для нахождения доли управляющей силы, создаваемой ГР от тяги основного двигателя, необходимо определить величину этой тяги. Зная секундный расход топлива и удельный импульс тяги, можно найти значение основного двигателя:

$$P = \mu_{сек} \cdot I_{уд} \cdot m_0, \quad (6)$$

где $I_{уд}$ – удельный импульс тяги (определяется из баллистического проектирования); m_0 – стартовая масса БЛА; $\mu_{сек}$ – секундный расход топлива, который приближенно определяется по формуле

$$\mu_{сек} = \frac{\mu_m}{\tau_{дв}}, \quad (7)$$

где μ_m – относительная масса топлива; $\tau_{дв}$ – время работы двигателя.

Тогда относительная доля максимальной управляющей силы, создаваемой парой ГР, определится в виде

$$\overline{P}_{г.р.} = \frac{P_{упр}}{P}. \quad (8)$$

Потребную площадь ГР определяют, как правило, экспериментальным путем, в частности моделированием опытных образцов в смоделированном газовом потоке.

По результатам продувок для обеспечения требуемой величины относительного управляющего усилия $\overline{P}_{г.р.}$ определяется величина относительной площади ГР:

$$\overline{S}_{г.р.} = 3{,}33 \cdot \overline{P}_{г.р.}. \quad (9)$$

Для наиболее распространенной компоновки ГР в раструбе сопла эта зависимость практически линейна и имеет вид

$$\overline{S}_{г.р.} = \frac{S_{г.р.}}{F_a}, \quad (10)$$

где $S_{г.р.}$ – площадь поверхности ГР; F_a – площадь среза сопла.

Зная величину относительной площади ГР, задавшись его средней относительной толщиной и плотностью материала, можно рассчитать массу ГР.

Расчет потребного количества ИДУ на участке склонения БЛА. Импульсная двигательная установка реализуется в виде ракетных твердотопливных микродвигателей, размещаемых радиальными рядами по корпусу ракеты вдали от центра масс. Каждый единичный импульсный двигатель (ИД) создает тягу, равную управляющей силе. Способ включения микродвигателей определяется в зависимости от команды управления алгоритмом включения.

Граничными условиями разворота продольной оси корпуса БЛА являются начальные значения угла тангажа (ϑ_0) и угловой скорости (ω_0), а также конечные значения угла тангажа (ϑ_1), то есть ориентации продольной оси БЛА по окончании разворота. При этом конечное значение угловой скорости тангажа принимается равным нулю, то есть $\omega_к = 0$.

Ниже приведены соотношения для определения числа импульсных двигателей, потребных для обеспечения заданного режима склонения.

Угловая скорость разворота БЛА по тангажу, создаваемая единичным ИД [2]:

$$\omega_1 = \frac{P_1 \cdot l_{упр}}{I_z} \cdot \tau_{дв1}, \quad (11)$$

где P_1 – тяга единичного импульсного двигателя (ИД); $\tau_{дв1}$ – среднее время работы единичного ИД.

Угловая скорость разворота БЛА по тангажу на требуемый угол склонения:

$$\omega = \frac{(\vartheta_1 - \vartheta_0) + \omega_0 \cdot \frac{\tau_{дв1}}{2}}{T_1 - \tau_{дв1}}, \quad (12)$$

где ϑ_0 – угол тангажа БЛА в момент начала склонения; ϑ_1 – угол тангажа БЛА в момент окончания склонения; ω_0 – угловая скорость БЛА в момент начала склонения; T_1 – суммарное время разворота продольной оси БЛА на угол склонения ($\vartheta_0 - \vartheta_1$).

Количество одновременно включаемых ИД, требуемых для создания угловой скорости разворота оси корпуса БЛА:

$$n_1 = E\left|\frac{\omega - \omega_0}{\omega_1}\right| + 1, \quad (13)$$

где E – символ целого числа.

Количество одновременно включаемых ИД, требуемых для торможения угловой скорости БЛА:

$$n_2 = E\left|\frac{\omega}{\omega_1}\right| + 1. \quad (14)$$

Общее количество используемых ИД:

$$N = n_1 + n_2. \quad (15)$$

Число колец в ИДУ:

$$n_{кол} = E\left(\frac{N}{n_{дук}}\right) + 1, \quad (16)$$

где $n_{дук}$ – количество двигателей в одном кольце.

Общее количество ИД с учетом конструктивной коррекции:

$$N_n = n_{кол} \cdot n_{дук}. \quad (17)$$

Масса конструкции ИДУ (без топлива) может быть представлена в виде суммы масс единичных ИД и массы силовой конструкции.

Масса топлива единичного ИД определяется через его секундный расход и время работы.

Для определения характерных качеств и оптимального выбора между системами склонения необходимо выполнить предварительный расчет двух систем и провести сравнительный анализ.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Рассмотрим пример решения задачи сравнительного анализа альтернативных вариантов систем склонения БЛА при формировании его облика. В качестве систем склонения будем рассматривать СУВТ, реализуемую с помощью ГР, и специальное газодинамическое устройство в виде ИДУ.

В качестве БЛА выберем гипотетический БЛА класса «поверхность – воздух» средней дальности и скоростями полета 3–4 Маха. БЛА выполнен по нормальной аэродинамической схеме, имеет основной двигатель – ракетный двигатель твердого топлива. Основные характеристики БЛА приведены в табл. 1.

В качестве критерия выбора рационального варианта системы склонения примем минимум массы проектируемого БЛА.

Таблица 1
Table 1

Тактико-технические характеристики БЛА
Tactical and technical characteristics of the UAV

Характеристика	Значение
Дальность [м]	80000
Диапазон высот [м]	0–20000
Масса аппаратуры [кг]	100
Масса полезной нагрузки (БЧ) [кг]	70
Стартовая масса ЛА [кг]	700
Угол тангажа БЛА в момент начала склонения [˚]	115
Угол тангажа БЛА после окончания склонения [˚]	0
Время склонения продольной оси БЛА [с]	1

Сравниваемые БЛА предназначены для выполнения одной и той же целевой задачи, имеют одинаковые тактико-технические характеристики, полезную нагрузку, основное бортовое оборудование, двигательную установку (ДУ) и применяемые конструкционные материалы. Применяемые конструкционные материалы при формировании задания: титан, сталь, алюминий, жаропрочные материалы.

Отличаются БЛА компоновкой и массой. Отличия компоновки объясняются особенностями газодинамической системы склонения.

На БЛА-1 (рис. 3) ГР рули можно разместить только в хвостовом отсеке, так как ГР отклоняют газовый поток, образованный вследствие горения топлива ДУ, который истекает из сопла хвостового отсека, что приводит к отклонению вектора тяги и развороту. После участка склонения ГР сбрасываются.

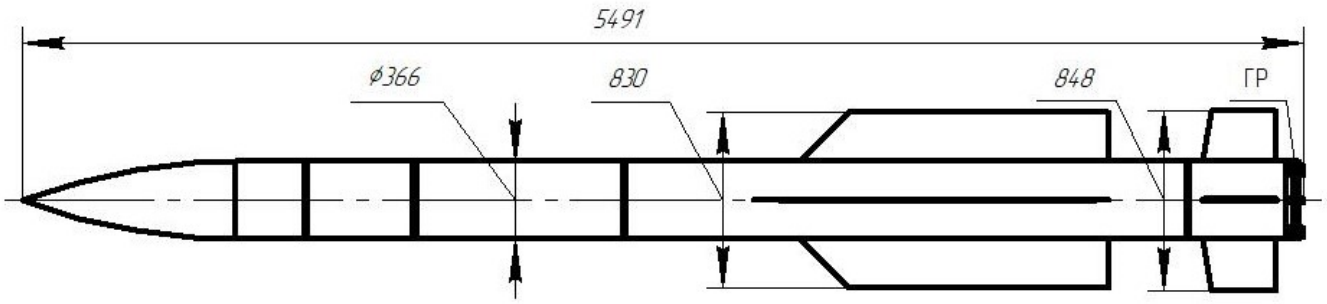


Рис. 3. Аэродинамическая компоновка БЛА-1
Fig. 3. The aerodynamic layout of the UAV-1

В свою очередь на БЛА-2 (рис. 4) ИДУ рекомендуется расположить в передней части БЛА в виду плотности компоновки хвостового отсека. В хвостовом отсеке недостаточно места для размещения ИДУ, из-за находящихся там органов аэродинамического рулевого управления и размещенного газовода основного двигателя, который ограничивает пространство для размещения данной системы склонения.

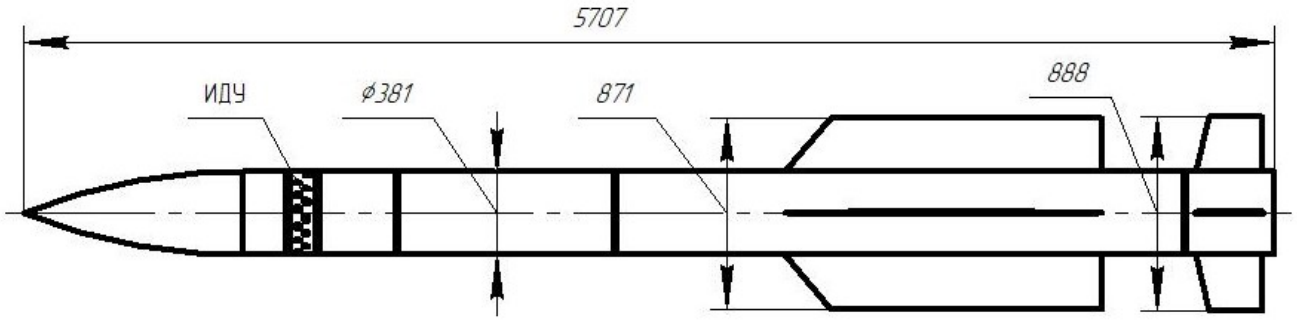


Рис. 4. Аэродинамическая компоновка БЛА-2
Fig. 4. The aerodynamic layout of the UAV-2

Расчет параметров облика летательных аппаратов (ЛА) с рассматриваемыми альтернативными системами склонения выполнялся в программной среде САПР ЛА [4, 24–26]. Математическое и программное обеспечение САПР ЛА позволяет решать задачи формирования облика беспилотных летательных аппаратов различных классов, в том числе рассматриваемого в настоящей работе вертикально стартующего БЛА класса «поверхность – воздух». В САПР ЛА реализованы алгоритмы баллистического и массово-геометрического проектирования БЛА, включающие как алгоритмы расчета массы и геометрии БЛА в целом, так и алгоритмы расчета его отдельных подсистем, в частности, применительно к рассматриваемому типу БЛА алгоритмы расчета массы исследуемых систем склонения.

Основные параметры сравниваемых БЛА представлены табл. 2. БЛА-1 и БЛА-2 отличаются массой и геометрическими размерами. Отличия в массах вариантов облика рассматриваемого БЛА обусловлено в основном различной массой альтернативных систем склонения, а также дополнительным расходом топлива основного двигателя при склонении.

Таблица 2
Table 2

Полученные параметры БЛА
Obtained parameters of the UAV

Параметр	БЛА-1	БЛА-2
Расстояние [м]	79654	79959,6
Стартовая масса ЛА [кг]	618	685,7
Угловая скорость БЛА в момент начала склонения [рад/с]	0,875	–
Расстояние от носового обтекателя [м]	5,437	2,376
Управляющая сила, необходимая для разворота БЛА [Н]	1275,026	3436,175 (12 ИД)
Диаметр корпуса БЛА [м]	0,366	0,380
Длина корпуса [м]	5,491	5,707
Масса системы склонения [кг]	5,9908	14,256

Параметры траектории при подлете БЛА к конечной точке приведены в табл. 3.

Таблица 3
Table 3

Параметры траектории БЛА
Trajectory parameters of the UAV

БЛА	T [c]	X [м]	H [м]	Θ [˚]	V [м/с]
БЛА-1	90,2	79654,0	20207,1	8,0	754,6
БЛА-2	90,2	79959,6	20227,6	8,0	762,3

В табл. 1: T – время полета; X – расстояние от точки пуска; H – высота полета; Θ – угол тангажа; V – скорость при подлете к цели.

Сравнение полученных обликов БЛА с альтернативными системами склонения (БЛА-1 и БЛА-2) показывает, что вариант склонения с ГР является рациональным ввиду меньшей массы и геометрических характеристик БЛА-1. Однако ГР, находящиеся в реактивной струе, уменьшают тягу основного двигателя во время разворота БЛА, о чем свидетельствует более низкая конечная скорость БЛА при подлете к конечной точке.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрена задача выбора рациональной системы склонения из числа альтернативных вариантов на этапе формирования облика БЛА класса «поверхность – воздух» с вертикальным стартом. Альтернативными вариантами систем склонения при решении данной задачи являются:

– система управления вектором тяги с газовыми рулями, размещаемыми в сопле двигателя БЛА или сразу за его срезом на специальных пилонах;

– импульсная двигательная установка, создающая момент склонения БЛА посредством реактивных струй микродвигателей, включаемых по специальному алгоритму.

Приведены основные соотношения для расчета главных проектных параметров рассматриваемых систем склонения.

При сравнительном анализе систем склонения критерием правильности выбора способа склонения являлась реализуемая ближняя граница зоны поражения. В качестве критерия выбора рационального варианта системы склонения принят минимум массы проектируемого БЛА.

Выполнен расчет параметров облика гипотетического БЛА класса «поверхность – воздух» средней дальности с альтернативными системами склонения. Проведен сравнительный анализ полученных результатов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Афанасьев П.П.** Беспилотные летательные аппараты. Основы устройства и функционирования / П.П. Афанасьев, И.С. Голубев, С.Б. Левочкин, В.Н. Новиков, С.Г. Парафесь, М.Д. Пестов, И.К. Туркин; под ред. И.С. Голубева, И.К. Туркина. М.: Изд-во МАИ, 2010. 654 с.
2. **Архангельский И.И.** Проектирование зенитных управляемых ракет / И.И. Архангельский, П.П. Афанасьев, Е.Г. Болотов, И.С. Голубев, С.Б. Левочкин, А.М. Матвеенко, В.Я. Мизрохи, В.Н. Новиков, С.Н. Остапенко, В.Г. Светлов; под ред. И.С. Голубева, В.Г. Светлова. М.: Экслибрис-Пресс, 2013. 764 с.
3. **Светлов В.Г., Архангельский И.И., Мизрохи В.Я.** и др. Современные способы газодинамического управления определяют облик ЗУР нового поколения // Техника воздушного флота. 1998. № 1. С. 49–56.
4. **Петраш В.Я., Коваленко А.И.** Расчет параметров и характеристик летательных аппаратов с устройствами газодинамического управления: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2003. 93 с.
5. **Мизрохи В.Я.** Проектирование управления зенитных ракет. М.: Экслибрис-Пресс, 2010. 252 с.
6. **Панкратов О.Н., Чабанов В.А.** Методы и технические устройства наведения современных ракет класса «воздух – воздух» // Авиационные системы. 2018. № 5. С. 35–39.
7. **Tekin R.** Design, modeling, guidance and control of a vertical launch surface to air missile. Master’s thesis, Middle East Technical University, September 2010. 153 p.
8. **Zhandildinova K.M., Moldabekov A.K.** Ummanned aerial vehicle control with a wing circulation system // Вестник Академии гражданской авиации. 2020. № 1 (16). С. 33–37.
9. **Дунаев В.А., Никитин В.А., Столбовской В.Н.** Исследование влияния формы газового руля на величину потерь тяги в процессе работы РДТТ методом математического моделирования // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2011. № 2. С. 68–74.
10. **Столбовской В.Н.** Исследование влияния конструктивных параметров газового руля РДТТ и угла его поворота на потери тяги и управляющие усилия // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2011. № 2. С. 75–81.
11. **Шестаков И.А., Федотов А.Ю., Шушков А.А.** Математическое моделирование системы управления атмосферного летательного аппарата // Математическое моделирование в естественных науках. 2014. Т. 1. С. 307–309.
12. **Тимаров А.Г., Ефремов А.Н., Бульбович Р.В.** Численное моделирование влияния уноса газовых рулей на управляющие усилия // Вестник Концерна ВКО «Алмаз-Антей». 2016. № 3. С. 47–51.
13. **Тимаров А.Г., Ефремов А.Н., Бульбович Р.В.** Некоторые вопросы расчетного определения управляющих усилий от газовых рулей ракетного двигателя // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2017. № 48. С. 35–42. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.48.04

14. Виндекер А.В., Парафесь С.Г. Выбор конструкционного материала и внешней геометрии газового руля системы склонения беспилотного летательного аппарата // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 1. С. 67–76. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-1-67-76

15. Яковлев Г.А., Масальцева Е.К. Моделирование траектории полета ракеты с вертикальным пуском // Техника XXI века глазами молодых ученых и специалистов. 2018. № 17. С. 393–402.

16. Chen Q. Comparison of different k-ε models for indoor air flow computations // Numerical Heat Transfer, Part B: Fundamentals. 1995. Vol. 28, iss. 3. Pp. 353–369. DOI: 10.1080/10407799508928838

17. Lin C.L., Lin Y.P., Wang T.L. A fuzzy guidance law for vertical launch interceptors // Control Engineering Practice. 2009. Vol. 17, no. 8. Pp. 914–923. DOI: 10.1016/j.conengprac.2009.02.008

18. Tekin R., Atesoglu O., Leblebicioglu K. Modeling and vertical launch analysis of an aero- and thrust vector controlled surface to air missile // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2010. DOI: 10.2514/6.2010-7639

19. Murty C., Rao M.S., Chakraborty D. Numerical simulation of nozzle flow field with jet-vane based thrust vector control // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering. 2010. Vol. 224, iss. 5. Pp. 541–548. DOI: 10.1243/09544100JAERO677

20. Tekin R., Atesoglu O., Leblebicioglu K. Flight control algorithms for a vertical launch air defense missile // Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control, 2013. Pp. 73–84. DOI: 10.1007/978-3-642-38253-6_6

21. Murty C., Chakraborty D. Numerical characterisation of jet-vane based thrust vector control systems // Defence Science Journal. 2015. Vol. 65, no. 4. Pp. 261–264. DOI: 10.14429/dsj.65.7960

22. Du W., Zhou H., Chen W. Trajectory optimization for agile-turn of vertically launched missile // 2016 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, 2016. Pp. 2110–2115. DOI: 10.1109/ICMA.2016.7558892

23. Yogesh M., Hari Rao A.N. Solid particle erosion response of fiber and particulate filled polymer based hybrid composites: a review // Journal of Engineering Research and Applications. 2016. Vol. 6, iss. 1 (part – 4). Pp. 25–39.

24. Петраш В.Я. Методы и модели автоматизированного проектирования летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2007. 92 с.

25. Петраш В.Я. Особенности автоматизированного проектирования беспилотных летательных аппаратов с аэрогазодинамическим управлением. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009. 95 с.

26. Петраш В.Я. Баллистическое и массово-геометрическое проектирование беспилотных ЛА в учебной САПР. М.: Изд-во МАИ, 2020. 100 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Виндекер Александр Викторович, инженер Долгопрудненского научно-производственного предприятия, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета), jaguarrus90@mail.ru.

STUDY OF DECLINATION METHODS WHILE FORMING THE APPEARANCE OF THE SURFACE-TO-AIR UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH A VERTICAL START

Alexander V. Vindeker[1,2]
[1] *Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Dolgoprudny, Russia*
[2] *Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*

ABSTRACT

The problem of choosing a rational declination system from alternative variants at the stage of forming the appearance of an unmanned aerial vehicle (UAV) with a vertical launch is considered. Currently, the vertical launch is becoming more widely used for surface-to-air unmanned aerial vehicles, which are considered in this paper. A characteristic initial part of the trajectory of such unmanned aerial vehicles is the declination to the required angular position over a short period of time. The UAV declination process requires the generation of relatively large control moments. Declination of surface-to-air UAVs is implemented by means of moment gas-dynamic control with two main methods – by using the thrust vector control system of the UAV main jet engine or by using special additional gas-dynamic devices. The alternative variants of declination systems for solving the problem under consideration are:
– a thrust vector control system with gas rudders installed in the UAV engine nozzle or just behind its cut-off on special pylons;
– a pulse propulsion system that creates the UAV declination moment by means of jets of micro-thrusters, which are activated by a special algorithm.
In the comparative analysis of declination systems, the criterion for choosing the correct method of declination was the actual near border of the affected zone. The mass minimum of the projected UAV is accepted as the criterion for choosing a rational variant of the declination system. The main relations for calculating the main design parameters of the considered declination systems are given. The appearance parameters of the hypothetical surface-to-air UAV of medium range with alternative declination systems were calculated. A comparative analysis of the results obtained was carried out.

Key words: unmanned aerial vehicle (UAV), declination system, gas-dynamic devices, gas rudder, pulse propulsion system, alternative variants.

REFERENCES

1. Afanasev, P.P., Golubev, I.S., Levochkin, S.B., Novikov, V.N., Parafes, S.G., Pestov, M.D. and Turkin, I.K. (2010). *Bespilotnyye letatelnyye apparaty. Osnovy ustroystva i funktsionirovaniya* [Unmanned aerial vehicles. Fundamentals of structure and functioning], in Golubev I.S., Turkin I.K. (Eds.). Moscow, Izdatelstvo MAI, 654 p. (in Russian)

2. Arhangel'skij, I.I., Afanasev, P.P., Bolotov, E.G., Golubev, I.S., Levochkin, S.B., Matveenko, A.M., Mizrohi, V.Ya., Novikov, V.N., Ostapenko, S.N. and Svetlov, V.G. (2013). *Proyektirovaniye zenitnykh upravlyaemykh raket* [Design of anti-aircraft guided missiles], in Golubev I.S., Svetlov V.G. Moscow: Ekslibris-Press, 764 p. (in Russian)

3. Svetlov, V.G., Arhangel'skij, I.I., Mizrokhi, V.Ya. and others (1998). *Sovremennyye sposoby gazodinamicheskogo upravleniya opredelyayut oblik ZUR novogo pokoleniya* [Modern methods of gas dynamic control determine the appearance of a new generation anti-aircraft guided missile]. Tekhnika vozdushnogo flota, no. 1. pp. 49–56. (in Russian)

4. Petrash, V.Ya. and Kovalenko, A.I. (2003). *Raschet parametrov i kharakteristik letatelnykh apparatov s ustroystvami gazodinamicheskogo upravleniya* [Calculation of parameters and characteristics of an aircraft with gas-dynamic control devices]. Moscow: Izdatelstvo MAI, 93 p. (in Russian)

5. Mizrokhi, V.Ya. (2010). *Proektirovaniye upravleniya zenitnykh raket* [Designing anti-aircraft missiles control]. Moscow: Ekslibris-Press, 252 p. (in Russian)

6. Pankratov, O.N. and Chabanov, V.A. (2018). *Metody i tekhnicheskiye ustroystva navedeniya sovremennykh raket klassa «vozdukh – vozdukh»* [Methods and technical guidance devices for modern air-to-air missiles]. Aviatsionnyye sistemy, no. 5, pp. 35–39. (in Russian)

7. Tekin, R. (2010). *Design, modeling, guidance and control of a vertical launch surface to air missile*. Master's thesis, Middle East Technical University, 153 p.

8. Zhandildinova, K.M. and Moldabekov, A.K. (2020). *Ummanned aerial vehicle control with a wing circulation system*. Bulletin of the Academy of Civil Aviation, no. 1 (16). pp. 33–37.

9. Dunaev, V.A., Nikitin, V.A. and Stolbovskoy, V.N. (2011). *The research of the gas rudder form influence on draught losses size in the course of firm fuel rocket engine work by means of mathematical modeling*. Izvestiya Tulskogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskiye nauki, no. 2, pp. 68–74. (in Russian)

10. Stolbovskoy, V.N. (2011). *The research of the gas rudder data influence of firm fuel rocket engine and its turn angle on draught losses and operating effort.* Izvestiya Tulskogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskiye nauki, no. 2, pp. 75–81. (in Russian)

11. Shestakov, I.A., Fedotov, A.Yu. and Shushkov, A.A. (2014). *Matematicheskoye modelirovaniye sistemy upravleniya atmosfernogo letatelnogo apparata* [Mathematical modeling of the atmospheric aircraft control system]. Matematicheskoye modelirovanie v estestvennykh naukakh, vol. 1, pp. 307–309. (in Russian)

12. Timarov, A.G., Efremov, A.N. and Bulbovich, R.V. (2016). *Numerical simulation of jet vane carry-over effect on steering effort.* Journal of "Almaz-Antey" Air and Space Defence Corporation, no. 3, pp. 47–51. (in Russian)

13. Timarov, A.G., Efremov, A.N. and Bulbovich, R.V. (2017). *Some issues of calculation of steering efforts of rocket motor jet vanes.* Vestnik Permskogo natsionalnogo issledovatelskogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, no. 48, pp. 35–42. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.48.04 (in Russian)

14. Vindeker, A.V. and Parafes, S.G. (2018). *Choice of structural material and external gas rudder geometry of declination system of unmanned aerial vehicle*. Civil Aviation High Technologies, vol. 21, no. 1, pp. 67–76. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-1-67-76 (in Russian)

15. Yakovlev, G.A. and Masaltseva, E.M. (2018). *Modeling the flight course of vertical launching rockets*. Tekhnika XXI veka glazami molodykh uchenykh i spetsialistov, no. 17, pp. 393–402. (in Russian)

16. Chen, Q. (1995). *Comparison of different k-ε models for indoor air flow computations*. Numerical Heat Transfer, Part B: Fundamentals, vol. 28, issue 3, pp. 353–369. DOI: 10.1080/10407799508928838

17. Lin, C.L., Lin, Y.P. and Wang, T.L. (2009). *A fuzzy guidance law for vertical launch interceptors.* Control Engineering Practice, vol. 17, no. 8, pp. 914–923. DOI: 10.1016/j.conengprac.2009.02.008

18. Tekin, R., Atesoglu, O. and Leblebicioglu, K. (2010). *Modeling and vertical launch analysis of an aero- and thrust vector controlled surface to air missile.* AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. DOI: 10.2514/6.2010-7639

19. Murty, C., Rao, M.S. and Chakraborty, D. (2010). *Numerical simulation of nozzle flow field with jet-vane based thrust vector control*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering, vol. 224, issue 5, pp. 541–548. DOI: 10.1243/09544100JAERO677

20. Tekin, R., Atesoglu, O. and Leblebicioglu, K. (2013). *Flight control algorithms for a vertical launch air defense missile*. Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control, pp. 73–84. DOI: 10.1007/978-3-642-38253-6_6

21. Murty, C. and Chakraborty, D. (2015). *Numerical characterisation of jet-vane based thrust vector control systems*. Defence Science Journal, vol. 65, no. 4, pp. 261–264. DOI: 10.14429/dsj.65.7960

22. Du, W., Zhou, H. and Chen, W. (2016). *Trajectory optimization for agile-turn of vertically launched missile.* 2016 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, pp. 2110–2115. DOI: 10.1109/ICMA.2016.7558892

23. Yogesh, M. and Hari Rao, A.N. (2016). *Solid particle erosion response of fiber and particulate filled polymer based hybrid composites: a review*. Journal of Engineering Research and Applications, vol. 6, issue 1, (part–4), pp. 25–39.

24. Petrash, V.Ya. (2007). *Metody i modeli avtomatizirovannogo proektirovaniya letatelnykh apparatov* [Methods and models of computer-aided design of aircraft]. Moscow: Izdatelstvo MAI, 92 p. (in Russian)

25. Petrash, V.Ya. (2009). *Osobennosti avtomatizirovannogo proektirovaniya bespilotnykh letatelnyh apparatov s aerogazodinamicheskim upravlenyem* [Features of computer-aided design of unmanned aerial vehicles with aerogasodynamic control]. Moscow: Izdatelstvo MAI-PRINT, 95 p. (in Russian)

26. Petrash, V.Ya. (2020). *Ballisticheskoye i massovo-geometricheskoye proektirovaniye bespilotnykh LA v uchebnoy SAPR* [Ballistic and mass-geometric design of unmanned aircraft in training CAD]. Moscow: Izdatelstvo MAI, 100 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Alexander V. Vindeker, Engineer of Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Postgraduate Student of Moscow Aviation Institute (National Research University), jaguarrus90@mail.ru.

Поступила в редакцию	25.05.2020	Received	25.05.2020
Принята в печать	20.05.2021	Accepted for publication	20.05.2021