

УДК 629.7.015

МЕТОДИКА И РЕЗУЛЬТАТЫ ОБОСНОВАНИЯ ОСНОВНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ МАНЕВРЕННОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

М.А. КИСЕЛЕВ¹

¹Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, г. Москва, Россия

Опыт последних лет свидетельствует, что основные проблемы при создании боевой беспилотной авиации лежат не в плоскости создания беспилотного самолета как летательного аппарата. Основная сложность заключается в создании необходимых для применения беспилотного летательного аппарата алгоритмов, информационных датчиков, аппаратуры управления, связи и т. п. В этом контексте особо следует выделить проблему замещения летчика как датчика и как оператора управления на борту беспилотного летательного аппарата. Частично эта проблема может быть решена за счет дистанционного управления. Однако существуют этапы полета, где в силу различных причин (быстротечность, отсутствие устойчивой связи и т. п.) полет возможен только при полностью автономном управлении и информационном обеспечении. К ним относятся, например, этапы непосредственного боевого применения (атаки наземной или воздушной цели) – ключевые с точки зрения предназначения и предъявляющие максимальные требования к характеристикам (облику) беспилотного летательного аппарата. Именно поэтому перспективные беспилотные летательные аппараты сейчас рассматриваются как «автономные настолько, насколько это возможно». Очевидно, что эффективность автономного беспилотного летательного аппарата будет определяться в значительной мере эффективностью алгоритмов автоматического управления им, и тем больше, чем выше будет степень автономности беспилотного летательного аппарата. С другой стороны, оптимальные алгоритмы управления можно синтезировать, опираясь только на характеристики объекта управления. Поэтому формирование облика (внешнее проектирование) беспилотного летательного аппарата и синтез алгоритмов управления им должны происходить параллельно и взаимосвязано. В работе раскрывается содержание и приводится пример использования методики внешнего проектирования маневренного беспилотного летательного аппарата, отличительной особенностью которой является взаимосвязанность процессов формирования облика (внешнее проектирование) беспилотного летательного аппарата и синтеза алгоритмов автоматического управления им.

Ключевые слова: внешнее проектирование, маневренный летательный аппарат.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время, несмотря на наличие активного интереса к беспилотной тематике, существует целый ряд принципиальных трудностей, препятствующих активному замещению пилотируемой авиации беспилотными самолетами. Во-первых, создание беспилотной боевой авиации требует значительных финансовых затрат. Так, в 2002 г. ВВС США выступили с предложением о сокращении расходов на создание беспилотных летательных аппаратов (БЛА) с целью обеспечения необходимого объема закупок F/A-22. Во-вторых, до настоящего момента не выработаны четкие требования к БЛА со стороны заказчика. Например, именно из-за разногласий в требованиях к БЛА между ВВС и ВМС в феврале 2006 г. была свернута программа создания унифицированного по применению БЛА для ВВС и ВМС США. В-третьих, основные проблемы при создании боевой беспилотной авиации лежат не в плоскости создания беспилотного самолета как летательного аппарата. К примеру, от момента получения контракта до первого взлета БЛА X-45A и X-47A прошло всего около 3-х лет. Основная сложность заключается в создании необходимых для применения БЛА алгоритмов, информационных датчиков, аппаратуры управления, связи и т. п. Не случайно создание «всего, что находится за пределами БЛА как авиационного носителя и что обеспечивает объединение таких носителей в беспилотную боевую авиацию» в США выделено в отдельную программу COS (Common Operation System – общая операционная система), рассчитанную минимум до 2025 г. Программа предполагает поэтапное ее выполнение с тем, чтобы к 2025 г. обеспечить создание БЛА, способных решать самые сложные боевые задачи, такие, например, как уничтожение в воздухе истребителей противника или обеспечение непосредственной авиационной поддержки войск на поле боя. В этом

контексте особо следует выделить проблему замещения летчика как *датчика* и как *оператора управления* на борту БЛА. Частично эта проблема может быть решена за счет дистанционного управления. Однако существуют этапы полета, где в силу различных причин (быстротечность, отсутствие устойчивой связи и т. п.) полет возможен только при полностью автономном управлении и информационном обеспечении. К ним относятся, например, этапы непосредственного боевого применения (атаки наземной или воздушной цели) – ключевые с точки зрения предназначения и предъявляющие максимальные требования к характеристикам (облику) БЛА. Именно поэтому перспективные БЛА сейчас рассматриваются как «автономные настолько, насколько это возможно». Очевидно, что эффективность автономного БЛА будет определяться в значительной мере эффективностью алгоритмов автоматического управления им, и тем больше, чем выше будет степень автономности БЛА. В то же время, оптимальные алгоритмы управления можно синтезировать, опираясь только на характеристики объекта управления. Поэтому формирование облика (внешнее проектирование) БЛА и синтез алгоритмов управления им должны происходить параллельно и взаимосвязано. Ниже представлена методика, отвечающая указанному требованию, а также пример ее использования для синтеза внешнего облика маневренного БЛА, отвечающего заданным требованиям.

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Современные методы внешнего проектирования характеризуются использованием комплексных (обобщенных) критериев, внедрением в процесс оптимизации параметров проектирования летательных аппаратов математических моделей, имитирующих функционирование ЛА при выполнении своего предназначения [1, 2]. В последние годы развитие методологии внешнего проектирования связано с расширением набора исследуемых при проектировании параметров, учетом новых особенностей, существенно влияющих на облик летательного аппарата [3, 4]. В этом смысле к особенностям БЛА, существенно влияющим на его облик, относятся:

- расширение области изменения возможных значений проектных параметров в силу отсутствия человека на борту и связанных с этим ограничений;
- обозначенная выше необходимость решения, одновременно с задачей проектирования самолета, задачи синтеза алгоритмов управления им.

Таким образом, очевидна необходимость дальнейшего развития методологии внешнего проектирования с целью обеспечения возможности создания боевого беспилотного авиационного комплекса заданной эффективности. Содержание одного из возможных подходов к решению указанной проблемы представлено ниже. Указанный подход предполагает итерационное решение задач проектирования, синтеза управления и оценки эффективности БЛА на основе моделирования функционирования БЛА. Раскроем основные особенности предлагаемого подхода.

Особенности оценки эффективности

В общем случае для оценки эффективности ЛА используются два подхода, которые отличаются друг от друга степенью использования результатов математического моделирования при расчете показателя боевой эффективности. Первый подход («медленный») предполагает оценку эффективности на основе моделирования функционирования исследуемых объектов. Второй подход («быстрый») предполагает расчет показателя эффективности на основе характеристик исследуемых объектов.

Основное достоинство первого подхода – это достоверность получаемых результатов. Основные недостатки – трудоемкость разработки модели функционирования ЛА, сложность в получении адекватных исходных данных, большие трудозатраты, необходимые для его расчета. Основное достоинство второго подхода – простота и существенно более низкие по сравнению с первым подходом трудозатраты для расчета показателя эффективности. В качестве примера та-

кого критерия можно привести показатель, разработанный зарубежными специалистами для оценки боевого потенциала (БП) истребителя.

$$БП = \frac{P_{огн}^4 P_{инф}^3 \mu K T N I B D}{p^2 \Lambda} h,$$

где $P_{огн}$ – показатель огневого потенциала, учитывающий количество и характеристики авиационных средств поражения воздушных целей; $P_{инф}$ – показатель информационного потенциала, учитывающий технические возможности различных каналов получения информации о воздушных целях; μ – тяговооруженность самолета; K – степень аэродинамического совершенства самолета; T – способность самолета терять скорость; p – удельная нагрузка на крыло; N – показатель технических возможностей систем индивидуальной защиты самолета от управляемых средств поражения противника; I – показатель, учитывающий живучесть самолета или его способность сохранять боевые качества при огневом поражении; B – показатель, характеризующий способность летчика сохранять работоспособность в условиях высоких перегрузок и визуально обнаруживать противника; D – показатель пилотажных качеств самолета; Λ – габариты самолета; h – коэффициент приведения размерности.

Основная трудность второго подхода – соблюдение корректности в учете взаимного влияния рассматриваемых факторов. Например, при подвеске управляемых ракет класса «воздух – воздух» на штурмовик или управляемых ракет класса «воздух – земля» на истребитель огневой потенциал обоих самолетов растет, и показатель эффективности на первый взгляд также возрастает. Вместе с тем применение этих ракет требует наличия соответствующего оборудования на самолете, размещение которого утяжеляет его, ухудшая тяговооруженность и увеличивая нагрузку на крыло. Не говоря уже о том, что практически невозможно подготовить универсального летчика, способного одинаково эффективно атаковать наземные и воздушные цели.

Предлагаемый подход предполагает использование критериев обоих типов: $K_{эф}^*$ и $K_{эф}$.

$K_{эф}^* = f(n_{у\max}^3, n_{ууст}, V_y^*, L)$ – критерий на основе свертки основных тактико-технических характеристик ЛА: максимальной эксплуатационной перегрузки $n_{у\max}^3$, предельной по тяге перегрузки $n_{ууст}$, энергетической скороподъемности V_y^* и максимальной дальности полета L . Указанный критерий допускает только косвенную оценку эффективности ЛА, но может быть легко рассчитан на основе геометрических, аэродинамических и других характеристик ЛА. Данный критерий используется при синтезе облика ЛА с заданными тактико-техническими характеристиками.

$K_{эф}$ – критерий эффективности, рассчитываемый на основе многократного (статистического) моделирования функционирования ЛА при выполнении типовых боевых задач. Критерий используется для «финальной» оценки эффективности спроектированного ЛА. Расчет указанного критерия реализуется посредством трех основных блоков:

- блока моделирования функционирования БЛА при решении боевой задачи;
- блока многопараметрической статистической оптимизации;
- блока оценки эффективности.

Для оценки эффективности БЛА при решении ударных задач в качестве критерия используется отношение вероятности поражения наземного объекта к вероятности поражения БЛА средствами ПВО противника. Для оценки эффективности БЛА при решении истребительных задач в качестве критерия используется разность вероятности поражения воздушной цели и вероятности поражения истребителя целью $K_{эф} = W_{пор}^{цели} - W_{пор}^{БЛА}$.

Особенности синтеза внешнего облика

Возможность создания любого ЛА определяется уровнем развития науки и техники. Наибольшие требования, концентрирующие все самые передовые достижения аэродинамики,

двигателестроения, металлургии, автоматики, электроники и многих других отраслей знаний, выдвигаются при создании боевого самолета. Не случайно, например, количество стран, способных создать современный истребитель, соизмеримо с количеством стран, обладающих ядерным оружием. Поэтому входные данные исследований по обоснованию технического облика боевого БЛА должны опираться не на параметры, отражающие какие-то конкретные характеристики самолета, а на величины, определяющие достигнутый (или достижимый в ближайшей перспективе) уровень развития той или иной области знаний.

В этой связи отличительными особенностями методики синтеза внешнего облика БЛА являются:

- использование в качестве исходных данных наиболее общих показателей, характеризующих уровень развития технологий в аэродинамике, самолетостроении и двигателестроении, а также характеристик вероятного противника:
- аэродинамической схемы ЛА и максимально-достижимой плотности компоновки $\gamma_{\max}$;
- удельной массы двигателя $\gamma_{\text{дв}}$ и удельного расхода топлива $c_{\text{уд}}$;
- предварительных требований по маневренности: располагаемых нормальной скоростью $n_{\text{ур}}$ и тангенциальной $n_{\text{хр}}$ перегрузок, а также предельной по тяге перегрузки $n_{\text{у уст}}$;
- массы целевого оборудования $m_{\text{ов}}$;
- потребной дальности полета L ;
- использование:
- уравнения существования летательного аппарата, предложенного В.Ф. Болховитиновым;
- метода обобщенных моделей свойств самолета, разработанного Л.Г. Колоколовой (ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского);
- методологии формирования технического облика силовых установок летательных аппаратов, разработанной А.В. Луковниковым (ВВИА им. Н.Е. Жуковского);
- учет отличий беспилотного самолета от пилотируемого, связанных с отсутствием летчика на борту.

В целом алгоритм синтеза беспилотного самолета-истребителя представляет собой итерационную процедуру из четырех вложенных циклов:

- первый (внутренний) цикл обеспечивает расчет взлетной массы самолета на основе решения уравнения существования;
- второй цикл обеспечивает определение такого облика беспилотного самолета, который, во-первых, имеет максимальные запасы топлива на борту и, во-вторых, отвечает заданным требованиям маневренности;
- третий цикл обеспечивает определение той минимальной плотности компоновки, при которой беспилотный самолет, во-первых, имеет максимальные запасы топлива на борту, во-вторых, отвечает заданным требованиям маневренности, в-третьих, имеет дальность полета не менее заданной;
- четвертый цикл определяет минимальную размерность силовой установки с тем, чтобы самолет удовлетворял перечисленным выше требованиям.

Особенности синтеза алгоритмов управления

Состоящие в настоящее время на вооружении боевые разведывательно-ударные БЛА относятся к классу дистанционно-управляемых. Так, например, применение MQ-9 в небе над Ираком и Афганистаном обеспечивают операторы, находящиеся на территории США. Профессия оператора БЛА в США стала настолько востребованной, что в 2009 году летные училища этой страны выпустили их больше, чем пилотов ЛА.

В то же время при выдвигании требований к новым БЛА, которые по размерности и возможностям уже сопоставимы с пилотируемыми тактическими боевыми самолетами, как в США, так и в европейских странах все чаще звучит тезис: «Новые БЛА должны быть автоном-

ными настолько, насколько это возможно». Не в последнюю очередь это связано с уязвимостью спутниковых каналов связи и развитием средств радиоэлектронной борьбы (РЭБ). Например, в Ираке в 2003 году в первые 10 дней американское высокоточное оружие не достигало намеченных целей, что было связано с работой иракской системы радиоэлектронных помех системе GPS [5]. Поэтому, например, продемонстрированный Великобританией в 2010 году боевой БЛА нового поколения *Taganis* анонсирован как БЛА, не требующий управления с земли, способный самостоятельно подбирать варианты своих действий в зависимости от ситуации в районе боевых действий, т. е. обладающий полностью интегрированными «интеллектуальными» автономными системами управления.

К настоящему времени в России создан значительный научно-методический задел в части автоматизации этапов полета боевого самолета [6, 7]. Кроме того, впервые появились бортовые системы (радиолокационные и оптико-электронные), способные обеспечить необходимый для автоматического управления самолетом уровень информационной поддержки. Следовательно, существуют все предпосылки к созданию автономных систем траекторного управления, обеспечивающих эффективное автоматическое управление БЛА на всех этапах полета.

В этой связи основными особенностями методики синтеза алгоритмов траекторного автоматического управления БЛА являются:

- использование для синтеза управления как результатов решения задач оптимального управления, так и опыта боевого применения пилотируемых ЛА аналогичного назначения [8–10]. Такой подход обеспечивает, с одной стороны, возможность синтеза алгоритмов управления при отсутствии опыта эксплуатации и боевого применения объекта управления. С другой стороны, возможность совершенствования алгоритмов управления по мере накопления опыта и развития тактики применения БЛА;

- использование в качестве базового инструмента для решения задач оптимального управления сложными динамическими системами с закрепленными (характерно для задач полета по маршруту, атаки наземной цели) и с подвижными конечными условиями (характерно для задач перехвата воздушной цели и воздушного боя) модификаций прямого вариационного метода типа Ритца – Галеркина [11]. Это обеспечивает синтез эффективных алгоритмов управления с учетом ограничений на управляющие параметры и фазовые координаты;

- использование для практического управления БЛА заранее рассчитанной бортовой базы маневров, что обеспечивает поиск оптимального решения в режиме реального времени на борту БЛА.

Особенности моделирования функционирования БЛА

Поскольку одной из ключевых целей рассматриваемого подхода является разработка алгоритмов автоматического управления БЛА, при моделировании функционирования БЛА необходимо обеспечить:

- максимальный учет всего многообразия возможных начальных условий выполнения боевой задачи. Поэтому в предлагаемом подходе используется статистическая модель функционирования;

- имитацию управления действиями противника. Поэтому в предлагаемой методике используется имитационная, оптимизационная (для поиска оптимальной стратегии управления) модель противника.

Кроме того, опыт оценки эффективности боевых пилотируемых самолетов позволяет утверждать, что, во-первых, наиболее действенным способом оценки эффективности вновь создаваемого ЛА является оценка, выполняемая на основании исследований методами математического моделирования. И, во-вторых, для получения адекватных результатов математическая модель функционирования ЛА должна не только обеспечить моделирование движения противоборствующих самолетов, но и имитацию пуска, полета и подрыва управляемых средств по-

ражения. Поэтому в предлагаемом подходе используется оптимизационная (для синтеза алгоритмов автоматического управления) математическая модель БЛА и управляемого ракетного вооружения.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Рассмотрим некоторые результаты, полученные с использованием приведенной выше методики при обосновании выбора основных технических параметров маневренного БЛА, который:

– мог бы быть создан на основе существующего технологического задела, достигнутого при создании отечественных пилотируемых истребителей 4-го поколения (в качестве исходной при проектировании была принята аэродинамическая схема самолета Су-27 и удельные параметры двигателя АЛ-31Ф);

– имел бы заданное превосходство по критерию $K_{эф}^*$ над пилотируемым истребителем с характеристиками, близкими к истребителю 5-го поколения (представлены в табл. 1).

Таблица 1
Table 1

Основные характеристики пилотируемого истребителя
The main characteristics of a manned fighter

V_y^* , м/с	$n_{у\text{уст}}$	$n_{у\text{макс}}$	$V_{\text{макс}}$, км/ч	$H_{\text{пр}}$, м	$L_{\text{разбега}}$, м	$L_{\text{пробега}}$, м	$L_{\text{макс}}$, км
410	8,6	9	1950	19000	280	570	3330

Основные данные семейства из пяти БЛА представлены в табл. 2. Из табл. 2 следует, что друг от друга БЛА отличаются уровнями превосходства по $n_{у\text{макс}}$ и V_y^* над противником (0, 4, 8, 16 %) при примерно одинаковом преимуществе по $n_{у\text{уст}}$ (13–15 %). При этом взлетная масса БЛА изменяется от 9250 до 12640 кг, а степень масштабирования двигателя БЛА по тяге от исходного АЛ-31Ф – от 0,64 до 1,13.

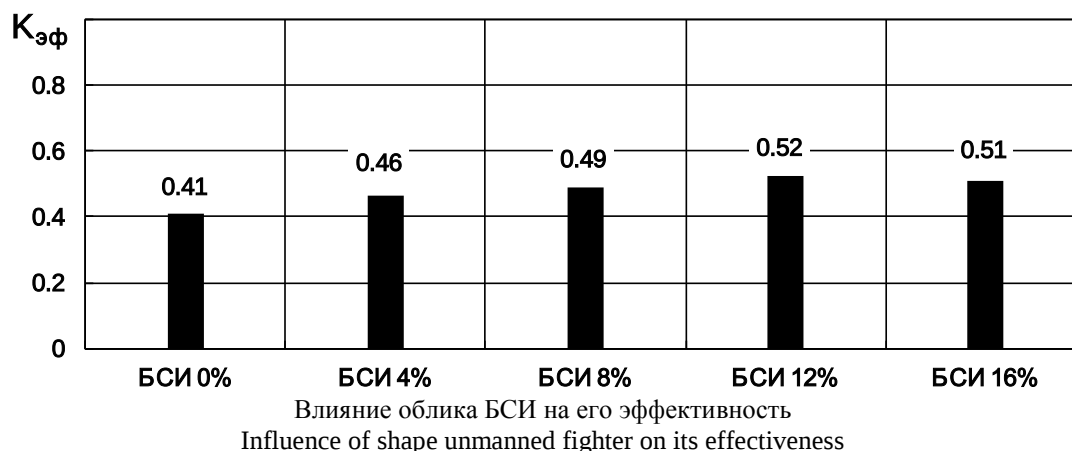
Таблица 2
Table 2

Основные характеристики рассматриваемых вариантов БЛА
The main characteristics of the considered UAVs options

№	Преимущество Advantage			$m_{\text{взл}}$, кг	$m_{\text{пл}}$, кг	$m_{\text{с}}$, кг	$m_{\text{т}}$, кг	$S, \text{м}^2$	$m_{\text{су}}$, кг	$P/P_{\text{АЛ31}}$
	V_y^*	$n_{у\text{макс}}$	$n_{у\text{уст}}$							
1	0 %	13 %		9250	3020	390	1590	30	2620	0,64
2	4 %	14 %		10120	3340	410	1720	33	3000	0,72
3	8 %	15 %		11190	3740	450	1890	35	3480	0,82
4	12 %	15 %		12640	4260	490	2120	39	4130	0,95
5	16 %	15 %		14680	4990	560	2450	44	5050	1,13

На рисунке показано влияние степени превосходства БЛА по располагаемой перегрузке и энергетической скороподъемности на показатель $K_{эф}$. Видно, что превосходство в 13–15 % по предельной по тяге перегрузке обеспечивает даже при паритете по $n_{у\text{макс}}$ и V_y^* более чем уверенное превосходство беспилотного самолета-истребителя (БСИ) ($K_{эф} = 0,40$). Нарращивание летно-технических характеристик (ЛТХ) БСИ до 12 % приводит к пропорциональному росту его преимущества в воздушном бою. Дальнейшее увеличение ЛТХ становится уже не целесообразным, т. к. эффективность БСИ в воздушном бою при этом практически не изменяется. Та-

ким образом, уверенное преимущество по «упрощенному» критерию $K_{эф}^*$ обеспечивает также и преимущество в показателе $K_{эф}$, рассчитанному на основе многократного моделирования функционирования БЛА при решении основной боевой задачи, в данном случае, в воздушном бою.



Таким образом, можно констатировать, что спроектированные варианты БСИ имеют значительное и даже несколько избыточное превосходство над противником. Поэтому, учитывая то, что, во-первых, при проектировании БЛА в качестве исходной была взята аэродинамическая схема с двухдвигательной силовой установкой, а также то, что степень масштабирования двигателя БЛА по тяге от исходного двигателя АЛ-31Ф даже в варианте с минимальным уровнем ЛТХ составляет 0,64, рациональным представляется исследование возможности создания однодвигательного БЛА. Основные данные такого самолета, а также соотношение ЛТХ БЛА и его противника в расчетной точке представлены в табл. 3.

Таблица 3
Table 3

Основные характеристики БЛА
The main characteristics of the UAV

Преимущество Advantage			$m_{взл}$, кг	$m_{расч}$, кг	$m_{пл}$, кг	m_c , кг	m_t , кг	S , м ²	$m_{СУ}$, кг	$P/P_{АЛ31}$
V_y^*	$n_{у макс}$	$n_{у уст}$								
-14 %	0 %	5 %	8167	7764	2553	335	1444	26,4	2195	1

Из данных табл. 3 следует, что по значению «упрощенного» критерия $K_{эф}^*$ нельзя сделать однозначный вывод о преимуществе того или иного самолета. Так, при наличии 5%-го преимущества в предельной по тяге перегрузке, БЛА уступает в расчетной точке противнику 14 % в энергетической скороподъемности. В то же время, исходя из данных табл. 4, в которой помимо собственно величины $K_{эф}$ представлены показатели эффективности БЛА в воздушном бою, можно сделать однозначный вывод о преимуществе БЛА.

Таблица 4
Table 4

Показатели эффективности БЛА в воздушном бою
UAV efficiency indicators in an air battle

$t_{ср ВБ}$, с	$W_{поб}$	$W_{нич}$	$W_{пор}$	$K_{эф}$
82	0,433	0,344	0,233	0,210

ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленные результаты указывают на возможность создания легкого БЛА для успешной борьбы с пилотируемыми истребителями 5-го поколения.

При оценке эффективности БЛА необходимо использовать критерии, рассчитываемые на основе многократного моделирования функционирования БЛА при выполнении целевых задач. «Упрощенные» критерии, основанные только на свертке летно-технических характеристик, не дают точного представления об эффективности БЛА.

В целом, можно утверждать, что предлагаемая методика обоснования основных технических параметров маневренного беспилотного летательного аппарата работоспособна и может быть использована на этапах внешнего проектирования для вновь разрабатываемых БЛА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Барковский В.И., Скопец Г.М., Степанов В.Д. Методология формирования технического облика экспортно ориентированных авиационных комплексов / под ред. В.И. Барковского. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008. 244 с.
2. Гуляев В.В., Демченко О.Ф., Долженков Н.Н. и др. Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата / под ред. В.А. Подобедова. М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2005. 496 с.
3. Левицкий С.В. Методика оптимизации технических характеристик гипотетического маневренного истребителя // Известия РАН. Теория и системы управления. 2001. № 6. С. 91–101.
4. Левицкий С.В. Оптимизация облогоформирующих параметров беспилотного самолета-истребителя // Наукоемкие технологии. 2008. Т. 9. № 3. С. 16–26.
5. Военное искусство в локальных войнах и вооруженных конфликтах. Вторая половина XX – начало XXI века / А.В. Усиков, Г.А. Бурутин, В.А. Гаврилов, С.Л. Ташлыков: под общей редакцией генерал-полковника А.С. Рукшина. М.: Военное издательство, 2008. 765 с.
6. Левицкий С.В., Матвеев А.И., Сандлер Г.А. Оптимизация стратегии функционирования самолетов-истребителей в воздушном бою // Известия РАН. Теория и системы управления. 2003. № 3. С. 103–113.
7. Федун Б.Е. Бортовые интеллектуальные системы системообразующего ядра современных самолетов // Мехатроника, автоматизация, управление. 2006. № 1. С. 24–29.
8. Киселев М.А. Управление двухступенчатой динамической системой при решении задачи встречи с подвижным объектом // Научный Вестник МГТУ ГА. 2013. № 192. С. 105–113.
9. Киселев М.А., Костин А.М., Тюменев В.Р. О влиянии начальных и конечных условий на оптимальные параметры разворота, выполняемого с максимальной угловой скоростью // Научный Вестник МГТУ ГА. 2008. № 125. С. 130–138.
10. Киселев М.А. Алгоритм автоматизации разворота самолета, выполняемого с максимальной угловой скоростью // Известия РАН. Теория и системы управления. 2007. № 5. С. 150–160.
11. Киселев М.А., Костин А.М., Тюменев В.Р. К оптимизации управления траекторным движением самолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2008. № 125. С. 138–145.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Киселев Михаил Анатольевич, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник ГосНИИ АС, makiselev@2100.gosniias.ru.

METHODOLOGY AND RESULTS OF THE MAIN TECHNICAL OF PARAMETERS OF THE MANEUVERABLE UNMANNED AERIAL VEHICLE JUSTIFICATION

Mikhail A. Kiselev¹

¹State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russia

ABSTRACT

The recent experience of creating an unmanned combat aerial vehicle indicates that the main problems do not concern the development of an unmanned fighter as an aerial vehicle. The greatest challenge lies in creating the algorithms, data sensors, control hardware, communications hardware, etc. necessary for utilization of an unmanned aerial vehicle (UAV). In this context it is important to highlight the problem of replacing the pilot as a sensor and a flight operator on board of the UAV. This problem can be partially solved by introducing remote control, but there are some flight stages where it can only be executed under a fully independent control and data support due to various reasons, such as tight time, short duration, lack of robust communication, etc. These stages include combat deployment (surface attack or air attack) which make the highest demands on the fighter's design, that is why the promising UAV are currently considered to be "as autonomous as possible". It is obvious that the efficiency of an autonomous UAV will be determined mostly by the effectiveness of its automated control algorithms, and this dependence will increase together with the level of UAV autonomy. On the other hand, the optimal control algorithms can only be synthesized based on the control object characteristics. It means the development of UAV external design and the synthesis of its control algorithms should occur simultaneously and interdependently. This article presents the content and gives an example of the use of the method of maneuverable UAV external design, the distinctive feature of which lies in the interdependent processes of UAV external design developing and the synthesizing of its automated control algorithms.

Key words: external design, maneuverable unmanned aerial vehicle.

REFERENCES

1. **Barkovskiy V.I., Skopets G.M., Stepanov V.D.** *Metodologiya formirovaniya tekhnicheskogo oblika eksportno oriyentirovannykh aviatsionnykh kompleksov* [Formation methodology of export-oriented aviation complexes technical configuration]. Ed. V.I. Barkovskiy. Moscow. FIZMATLIT. 2008. (in Russian)
2. **Gulyayev V.V., Demchenko O.F., Dolzhenkov N.N. etc.** *Matematicheskoye modelirovaniye pri formirovanii oblika letatel'nogo apparata* [Mathematical modeling of the aircraft technical configuration formation]. Ed. V.A. Podobedov. Moscow. Mashinostroyeniye, Mashinostroyeniye-Polet. 2005. (in Russian)
3. **Levitskii S.V.** *Metodika optimizatsii tekhnicheskikh kharakteristik gipoteticheskogo manevrennogo istrebitelya* [Methods for optimization of technical characteristics of hypothetical maneuverable fighter]. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya* [News of RAS. Theory and control systems], 2001, no. 6, pp. 91–101.
4. **Levitskii S.V.** *Optimizatsiya oblika formiruyushchikh parametrov bespilotnogo samoleta-istrebitelya* [Optimization of appearance-forming parameters for unmanned fighter plane]. *Naukoymkiye tekhnologii*. [High Tech], 2008, vol. 9. no. 3, pp. 16–26.
5. **Usikov A.V., Burutin G.A., Gavrilov V.A., Tashlykov S.L.** *Voyennoye iskusstvo v lokal'nykh voynakh i vooruzhennykh konfliktakh. Vtoraya polovina XX – nachalo XXI veka* [Military art in local wars and armed conflicts. The second half of XX – beginning of XXI century. Ed. A.S. Rukshin]. Moscow. Voennoye izdatel'stvo [Military Publishing House]. 2008. 765 p. (in Russian)
6. **Levitskii S.V., Matveev A.I., Sandler G.A.** *Optimizatsiya strategii funktsionirovaniya samoletov-istrebiteley v vozdushnom boyu* [Optimizing the strategy of functioning of a fighter aircraft in air combat]. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya* [News of RAS. Theory and control systems], 2003, no. 3, pp. 103–113.

7. **Fedunov B.E.** *Bortovye intellektual'nye sistemy sistemoobrazuyushchego yadra sovremennykh samoletov* [Airborne Intellectual Systems of Systemgenerator Nucleus of Modern Aircrafts]. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravleniye* [Mechatronics, Automation, Control], 2006, no. 1, pp. 24–29.

8. **Kiselev M.A.** *Upravlenie dvukhstupenchatoi` dinamicheskoi` sistemoi` pri reshenii zadachi vstrechi s podvizhny'm ob`ektom* [Control over two-stage dynamic system in the course of collision with a moving objec]. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2013, no. 192, pp. 105–113.

9. **Kiselev M.A., Kostin A.M., Tyumenev V.R.** *O vliyaniy nachal'nykh i konechnykh usloviy na optimal'nye parametry razvorota, vypolnyayemogo s maksimal'noy uglovoy skorost'yu* [About Influence Of Initial And Final Conditions on Optimum Parameters of the Turn Which Is Carried Out With the Maximal Angular Speed]. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA. Ser. Aeromekhanika i prochnost'* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2008, no. 125, pp. 130–138.

10. **Kiselev M.A.** *Algoritm avtomatizatsii razvorota samoleta, vy`polniaemogo s maksimal`noi uglovoi skorost`iu* [An algorithm of an aircraft turn executed with maximum angular velocity]. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya* [News of RAS. Theory and control systems], 2007, no. 5, pp. 150–160.

11. **Kiselev M.A., Kostin A.M., Tyumenev V.R.** *K optimizatsii upravleniya traektorny`m dvizheniem samoleta* [To optimization of trajectory movement management of the plane]. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA. Ser. Aeromekhanika i prochnost'* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2008, no. 125, pp. 138–145.

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Kiselev Mikhail Anatolyevich, Doctor of Science, Full Professor, Chief Research Fellow of State Research Institute of Aviation Systems, makiselev@2100.gosniias.ru.