

УДК 629.7.01

Е.А. Дружинин, Д.Н. Крицкий, А.И. Захарчук

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

## ОСОБЕННОСТИ МАССОВОЙ МОДЕЛИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

*Рассмотрены особенности баланса масс беспилотного летательного аппарата (БЛА) с учетом массы устройств, обеспечивающих безопасность БЛА; получены уравнение массового баланса БЛА и зависимость взлетной массы БЛА от масс известных грузов и относительных масс частей БЛА с учетом обеспечения безопасности и летной годности.*

**Ключевые слова:** БЛА, взлетная масса БЛА, уравнение массового баланса БЛА, авиационная техника, уравнение существования.

### Постановка проблемы

В современных системах автоматизированного проектирования ЛА центральное место занимает модель, описывающая массу ЛА и её структуру, информация, полученная в этой модели, также играет немаловажную роль и в CALS технологиях.

Массовая модель в САПР обеспечивает расчет массы ЛА и ее составляющих с массовой сводкой, степень детализации которой определяется этапом разработки проекта. В ее основу положены связи между геометрией ЛА, действующими на него нагрузками, особенностями конструктивно-силовой схемы, величиной целевой нагрузки, составом и размещением оборудования и снаряжения, с одной стороны, и массой ЛА и его составляющих – с другой [1].

Масса и размер – основа проектирования и конструирования всех инженерных сооружений, приобретает наибольшее значение в авиации. Высокая эффективность летательного аппарата (ЛА) достигается, главным образом, снижением массы конструкции, силовой установки, систем оборудования, а также высокой плотностью его компоновки, т.е. максимальным использованием объемов. Поэтому массовые проблемы всегда относились к основным проблемам проектирования [2].

Однако значение этой проблемы возросло не только вследствие возникших препятствий к дальнейшему снижению относительной массы планера, но и в связи со все более широким применением методов оптимизации, основными критериями которых являются масса и экономика. Особое внимание к вопросам массы объясняется еще и тем, что перетяжеление ЛА является неизбежной причиной невыполнения основных летных характеристик. Именно поэтому все признали, что главной и наиболее сложной задачей создания современного ЛА является необходимость удержать от возрастания то начальное значение массы снаряженного ЛА, на

основе которого сформированы все его проектные характеристики [2].

Отсутствие пилота на борту определяет основную проблему беспилотной авиационной техники гражданского назначения как проблему законного и безопасного использования воздушного пространства. В соответствии с действующими Воздушным кодексом Украины [3] и Авиационными правилами Украины, часть 21[4], несмотря на большие потенциальные возможности беспилотной авиатехники, она не может быть допущена в воздушное пространство для выполнения коммерческих работ.

Для решения этой проблемы БЛА необходимо придать свойства безопасности и функционально возместить отсутствие пилота на борту. В имеющейся литературе по вопросам проектирования БЛА [5] не нашли отражения вопросы массового проектирования и массового анализа БЛА.

Сложность массовой проблемы сопряжена с необходимостью достижения предельно высокой грузоподъемности и производительности [2].

### Основная часть

Взлетная масса ЛА и составляющие её части являются важнейшими информационными параметрами, которые интегрально описывают все свойства ЛА, поэтому эти параметры нашли свое место в CALS технологиях.

Согласно положению, высказанному В.Ф. Болховитиновым [6], для придания ЛА какого-либо свойства необходимо затратить определенное количество материала. Это количество материала постоянно и зависит от уровня развития техники устройств, обеспечивающих возникновение и существование данного свойства.

Так, дальность полета при постоянном километровом расходе топлива  $C_k$  прямо пропорциональна массе топлива  $m_T$ , т.е.

$$L = (1/C_k) \cdot m_T. \quad (1)$$

И здесь свойство ЛА – способность перемещаться – пропорционально массе топлива, имеющегося на борту ЛА, и степени совершенства ЛА  $1/C_k$ , т.е. уровню техники. Как видим, масса есть эквивалент любого качества изделия. Это есть своеобразные «деньги», которыми мы расплачиваемся за любое качество, придаваемое изделию. Массу всего летательного аппарата можно представить суммой отдельных масс, которые обеспечивают определенный состав и количество свойств, потребных для успешного выполнения целевых задач. Таким образом, масса всего летательного аппарата и ее структура определяют количественно комплекс свойств и соотношения между ними.

Обычно масса ЛА рассматривается как сумма нескольких слагаемых, представляющих собой либо массу частей ЛА, либо его полезную нагрузку. Следовательно, массу ЛА можно представить как массу конструкции его планера, двигательной установки, топлива, полезной нагрузки, т.е.

$$m = m_{пл} + m_{д.у.} + m_T + m_H. \quad (2)$$

Это уравнение выражает баланс масс ЛА. Если в правой части этого уравнения выразить массу слагаемых через соответствующие свойства ЛА, то получим уравнение, связывающее массу ЛА с его разнообразными свойствами.

Такое уравнение, связывающее в единое целое свойства ЛА и притом в определенных количествах, будет уже не уравнением баланса масс, а уравнением существования ЛА, так как в нем будут отображены не только связи различных свойств и качеств ЛА, но и возможность осуществления их в определенных количествах в одном ЛА.

Выводы из уравнения существования:

1. Возможность придания ЛА того или иного комплекса свойств имеет исторический характер, поскольку зависит от уровня массового совершенства конструкции.

2. ЛА мог быть создан впервые лишь на определенном этапе развития массового совершенства, позволившем выдержать баланс масс при соблюдении необходимого минимума летно-эксплуатационных свойств ЛА.

3. При заданном значении взлетной массы ЛА может обладать лишь определенным, ограниченным количеством свойств.

4. При заданном значении взлетной массы каждое свойство ЛА не может превысить некоторое предельное значение.

5. Все свойства ЛА количественно взаимосвязаны в том смысле, что при постоянной взлетной массе увеличение любого из них влечет за собой уменьшение других.

6. Специализация ЛА по назначению приводит к перераспределению затрат массы, т.е. к изменению весовой структуры ЛА.

7. Увеличение объема свойств, придаваемых ЛА, при прочих равных условиях ведет к росту его взлетной массы [7].

Причины постоянства структуры массы: жесткая взаимообусловленность свойств и масс авиационных конструкций; устойчивая гамма требований к каждому типу и классу ЛА; устойчивые значения некоторых относительных масс, вызванные особыми условиями; математические особенности самой природы относительных величин [7].

Найдем аналитическое выражение для уравнения существования ЛА.

Масса планера зависит от общей массы ЛА (чем больше масса ЛА –  $m$ , т.е. та масса, которую придется нести планеру, тем больше будет и масса планера), от расчетной перегрузки (чем больше расчетная перегрузка  $n$ , тем большие сечения придется давать силовым элементам и, следовательно, тем больше будет масса планера), от удлинения крыла (чем больше удлинение  $\lambda$ , тем больше изгибающие моменты, тем меньше хорда, тем меньше высота сечения, тем больше будут сечения силовых элементов крыла, следовательно, тем больше масса планера), от относительной толщины профиля  $\bar{c}$ , от сужения  $\eta$  и т.д. В итоге

$$m_{пл} = F(m, n, \lambda, \bar{c}, \eta, \dots). \quad (3)$$

Аналогично, масса двигательной установки является функцией массы ЛА, удельной массы и удельного «лба» двигательной установки, максимальной горизонтальной скорости и т.д., т.е.

$$m_{д.у.} = \Phi(m, \gamma, f, V_{max}, \dots). \quad (4)$$

Масса топливной системы зависит от массы ЛА, удельного расхода двигателя, высоты и скорости на крейсерском режиме, качества, дальности ЛА и т.д. Следовательно,

$$m_T = \Psi(m, c_p, V_{кр}, H_{боев}, K, L, \dots). \quad (5)$$

Масса полной нагрузки складывается из массы экипажа, вооружения и оборудования, которое мы хотим дать ЛА, т.е.

$$m_H = \theta(m_{эк}, m_{об}, m_{воор}, \dots). \quad (6)$$

Используя полученные выражения, можно записать, что

$$m = F(m, n, \lambda, \bar{c}, \eta, \dots) + \Phi(m, \gamma, f, V_{max}, \dots) + \Psi(m, c_p, V_{кр}, H_{боев}, K, L, \dots) + \theta(m_{эк}, m_{об}, m_{воор}, \dots). \quad (7)$$

Полученное уравнение есть уравнение существования ЛА, так как оно показывает, какие именно качества и в каких количествах имеются в ЛА.

Но в этом виде уравнение существования для применения и существования неудобно, так как, выражая абсолютную массу ЛА, оно не позволяет сравнивать различные ЛА из-за различия в их массах, мощностях, сопротивлениях и пр. Необходимо, не отказываясь от смысла и сущности уравнения существования ЛА – этого критерия реальности,

найти другую форму его, приводящую все ЛА к одному масштабу и поэтому позволяющую их сравнивать между собой.

Если разделить обе части уравнения существования на массу ЛА, получим уравнение в форме относительных масс

$$1 = \bar{m}_{пл} + \bar{m}_{д.у.} + \bar{m}_T + \bar{m}_H, \quad (8)$$

где  $\bar{m}_{пл} = \frac{m_{пл}}{m} = f(n, \lambda, \bar{c}, \eta, \dots);$

$$\bar{m}_{д.у.} = \frac{m_{д.у.}}{m} = \varphi(\gamma, f, V_{max}, \dots); \quad (9)$$

$$\bar{m}_T = \frac{m_T}{m} = \psi(c_p, K, L, H_b, V_{max}, \dots); \quad (10)$$

$$\bar{m}_H = \frac{m_H}{m} = \vartheta\left(\frac{m_{эк}}{m}, \frac{m_{об.}}{m}, \frac{m_{воор.}}{m}, \dots\right). \quad (11)$$

В данном уравнении свойства ЛА отнесены к килограмму его массы, поэтому им можно пользоваться для сравнения ЛА друг с другом по степени использования единицы массы, т.е. по степени их совершенства.

В таком виде уравнение существования удобно для анализа и для оценки как существующих, так и будущих ЛА.

Смысл данного уравнения заключается в том, что любое интересующее нас качество ЛА обязательно будем связывать с массой, определяющей условие существования этого качества в необходимом количестве.

В общепринятой форме [5, 6] структуру частей взлетной массы ЛА можно схематично представить, как показано на рис. 1.

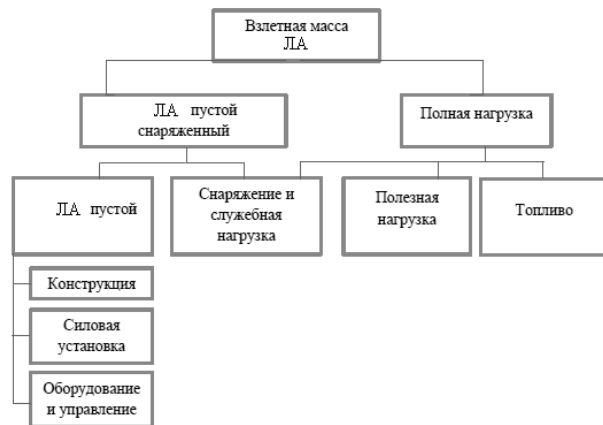


Рис. 1. Структура составляющих взлетной массы летательного аппарата

Уравнение массового баланса записывается так:

$$m_0 = m_{пуст.сн.} + m_T + m_{п.н.}, \quad (12)$$

где  $m_0$  – взлетная масса;  $m_{пуст.сн.}$  – масса пустого снаряженного;  $m_{п.н.}$  – масса полезной нагрузки. Если расписать  $m_{пуст.сн.}$  по составляющим, то получим:

$$m_0 = m_k + m_{cy} + m_{об.упр.} + m_{сл.} + m_T + m_{п.н.}, \quad (13)$$

где  $m_k$  – масса конструкции планера;  $m_{cy}$  – масса силовой установки;  $m_{об.упр.}$  – масса оборудования и управления;  $m_{сл.}$  – масса служебной нагрузки:

$$m_{сл.} = m_{эк.} + m_{сн.}, \quad (14)$$

где  $m_{эк.}$  – масса экипажа,  $m_{сн.}$  – масса снаряжения и не вырабатываемый остаток топлива. Разделив обе части (13) на  $m_0$ , получим уравнение относительных масс:

$$1 = \bar{m}_k + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{об.упр.} + \bar{m}_T + \frac{m_{эк.} + m_{сн.} + m_{п.н.}}{m_0}, \quad (15)$$

где  $\bar{m}_k = \frac{m_k}{m_0}$ ,  $\bar{m}_{cy} = \frac{m_{cy}}{m_0}$ ,  $\bar{m}_{об.упр.} = \frac{m_{об.упр.}}{m_0}$ ,

$\bar{m}_T = \frac{m_T}{m_0}$  – относительные массы конструкции,

силовой установки, оборудования и управления, топлива соответственно. Относительные массы  $m_k, m_{cy}, m_{об.упр.}$  имеют соответствующие зависимости от параметров агрегатов планера и технического задания в виде весовых формул и статистических данных. Относительная масса топлива  $m_T$  зависит от дальности, продолжительности полета, расходных характеристик двигателя, режима полета, аэродинамических свойств и определяется по формулам, производными от формулы дальности Бреге. Массы экипажа, снаряжения и полезной нагрузки являются величинами заданными и выражаются абсолютными значениями.

Безопасность полетов пилотируемого летательного аппарата и его свойство летной годности [9, 10] определяются наличием экипажа и конструкторскими решениями, удовлетворяющими требованиям Норм летной годности. Наличие этих свойств принципиально отражается в величинах  $m_k, m_{cy}, m_{об.упр.}$ . Это означает, что уменьшение значений этих величин будет снижать надежность, безопасность и летную годность летательного аппарата.

Перейдем к рассмотрению составляющих взлетной массы БЛА. Согласно результатам исследований для обеспечения безопасности БЛА в его состав необходимо включить следующие устройства:

- для обеспечения визуальной и радиолокационной видимости – аэронавигационные огни с проблесковым маяком, имеющие массу  $m_{АНО}$  и радиолокационный ответчик активного ответа, имеющий массу  $m_{отв.}$ ;

- для обеспечения устойчивой работы электронных блоков – контейнер с системой кондиционирования, имеющие массу  $m_{конд.}$ ;

- для обеспечения функционального возмещения на борту пилота – автоматический пилот, имеющий массу  $m_{ап.}$  и состоящий из трех подсистем – системы управления полетом, системы поддержания

заданных режимов полета и системы безопасности;  
– для обеспечения принципа авиационной безопасности, как безопасности от полезной нагрузки – систему полезной нагрузки, имеющую массу  $m_{\text{сист.п.н.}}$ .

Эти устройства могут применяться в разных сочетаниях или все вместе в зависимости от назначения БЛА и зоны, где он будет применяться. Кроме того, компоновка и конструкция БЛА отличаются от конструкции и компоновки пилотируемого аппарата в связи с удалением экипажа и связанных с его работой частей и установкой дополнительных устройств, обеспечивающих функциональное размещение пилота и безопасность. Уравнение массового баланса БЛА можно записать так:

$$m_0 = m_{\text{к.}} + m_{\text{сy}} + m_{\text{АНО}} + m_{\text{отв.}} + m_{\text{конд.}} + m_{\text{эн.сн.}} + m_{\text{ап.}} + m_{\text{сист.п.н.}} + m_{\text{т.}}, \quad (16)$$

где  $m_{\text{эн.сн.}}$  – масса системы энергоснабжения всех бортовых систем. Здесь возникает необходимость охарактеризовать каждую составляющую взлетной массы. Конструкция БЛА в первом приближении в полете испытывает те же нагрузки, что и пилотируемого ЛА. Однако на БЛА действуют нагрузки, которых нет у пилотируемого ЛА. Это нагрузки катапультного старта, парашютной посадки и не координированных отклонений рулей при отказах управления. В силу этого относительная масса конструкции  $\bar{m}_{\text{к.}}$  БЛА будет иметь несколько большее значение, чем у пилотируемых ЛА той же массовой категории.

Работа силовой установки на БЛА принципиально не отличается от работы на пилотируемом ЛА. Поэтому относительные массы силовой установки  $\bar{m}_{\text{сy}}$  и топлива  $\bar{m}_{\text{т.}}$  будет определяться для БЛА так же, как и для пилотируемого ЛА.

Масса аэронавигационных огней  $m_{\text{АНО}}$  и радиолокационного ответчика  $m_{\text{отв.}}$  от взлетной массы не зависят.

Система энергоснабжения питает все потребители пустого снаряженного БЛА. Ввиду того, что у БЛА этих потребителей больше, то и относительная масса  $\bar{m}_{\text{эн.сн.}}$  БЛА будет иметь значение больше, чем у пилотируемого ЛА.

Система полезной нагрузки состоит из полезной нагрузки и устройств, обеспечивающих ее работу – системы управления полезной нагрузкой, радиосистема передачи данных и системы энергообеспечения. Масса полезной нагрузки  $m_{\text{п.н.}}$  определяется назначением БЛА и от взлетной массы не зависит. Масса устройств, обеспечивающих работу полезной нагрузки, зависит от энергопотребления полезной нагрузки, дальности и продолжительности полета, т.е. от  $m_{\text{п.н.}}$  и  $m_{\text{т.}}$ , поэтому, в первом приближении можно записать, так:

$$m_{\text{сист.п.н.}} = k_1 m_{\text{п.н.}},$$

где  $k_1$  – коэффициент увеличения массы системы полезной нагрузки,  $k_1 > 1$  и, в дальнейшем, также необходимо определить функциональную зависимость для  $k_1$ .

Массу всех систем автоматического пилота  $m_{\text{ап.}}$  можно представить в виде суммы масс, устройств, масса которых  $m_{\text{ап.нез.}}$  не зависит от взлетной массы и устройств, масса которых  $m_{\text{ап.зав.}}$  зависит от взлетной массы:

$$m_{\text{ап.}} = m_{\text{ап.нез.}} + m_{\text{ап.зав.}}$$

Масса устройств  $m_{\text{ап.нез.}}$  определяется назначением БЛА и зонами его применения. В массу устройств  $m_{\text{ап.зав.}}$  входят массы рулевых приводов  $m_{\text{р.п.}}$ , и парашютной системы безопасного прекращения полета и гашения энергии  $m_{\text{безоп.}}$ , которые можно выразить в долях взлетной массы  $m_{\text{р.п.}}$  и  $m_{\text{безоп.}}$ . Все электронные блоки должны быть помещены в контейнер с искусственным климатом. Масса системы кондиционирования зависит от объема контейнера, а, следовательно, от суммы масс:

$$m_{\text{конд.}} = k_2 (k_1 m_{\text{п.н.}} + m_{\text{отв.}} + m_{\text{ап.нез.}}),$$

где  $k_2$  – коэффициент относительной массы контейнера с системой кондиционирования по массе агрегатов, подлежащих кондиционированию, этот коэффициент необходимо определить в дальнейшем.

Теперь уравнение (16) можно записать в виде:

$$m_0 = m_{\text{к.}} + m_{\text{сy}} + m_{\text{АНО}} + m_{\text{отв.}} + m_{\text{эн.сн.}} + m_{\text{ап.нез.}} + m_{\text{р.п.}} + m_{\text{безоп.}} + k_1 m_{\text{п.н.}} + m_{\text{т.}} + k_2 (k_1 m_{\text{п.н.}} + m_{\text{отв.}} + m_{\text{ап.нез.}}). \quad (17)$$

Сгруппировав составляющие взлетной массы на зависящие и не зависящие от  $m_0$  и, разделив на  $m_0$ , получим:

$$1 = \bar{m}_{\text{к.}} + \bar{m}_{\text{сy}} + \bar{m}_{\text{эн.сн.}} + \bar{m}_{\text{р.п.}} + \bar{m}_{\text{безоп.}} + \bar{m}_{\text{т.}} + \frac{m_{\text{АНО}}}{m_0} + \frac{(1+k_2)(k_1 m_{\text{п.н.}} + m_{\text{отв.}} + m_{\text{ап.нез.}})}{m_0}. \quad (18)$$

Решив (18) относительно  $m_0$ , получим:

$$m_0 = \frac{m_{\text{АНО}} + (1+k_2)(k_1 m_{\text{п.н.}} + m_{\text{отв.}} + m_{\text{ап.нез.}})}{1 - (\bar{m}_{\text{к.}} + \bar{m}_{\text{сy}} + \bar{m}_{\text{эн.сн.}} + \bar{m}_{\text{р.п.}} + \bar{m}_{\text{безоп.}} + \bar{m}_{\text{т.}})}. \quad (19)$$

Таким образом, получены уравнение массового баланса БЛА (18) и уравнение зависимости взлетной массы БЛА от масс известных грузов и относительных масс частей БЛА с учетом обеспечения безопасности и летной годности (19).

Для выяснения влияния устройств обеспечения безопасности и летной годности на взлетную массу БЛА посмотрим, как будет выглядеть уравнение (19) при полном отсутствии устройств, обеспечивающих безопасность, но с сохранением радиуправления, имеющего массу  $m_{\text{упр.}}$ , то есть

$m_{\text{АНУ}} = m_{\text{отв.}} = m_{\text{ап.нез.}} = 0; k_1 = 1; k_2 = 0; \bar{m}_{\text{безоп.}} = 0$ ,  
получим:

$$m_0^* = \frac{m_{\text{п.н.}} + m_{\text{упр.}}}{1 - (\bar{m}_{\text{к.}} + \bar{m}_{\text{сy}} + \bar{m}_{\text{эл.сн.}} + \bar{m}_{\text{р.п.}} + \bar{m}_{\text{т.}})}, \quad (20)$$

где  $m_0^*$  – взлетная масса радиоуправляемого БЛА, не имеющего устройств обеспечения безопасности.

Видно, что применение устройств обеспечения безопасности существенно увеличивает взлетную массу. Для примера оценим влияние этих устройств на взлетную массу гипотетического БЛА со следующими параметрами, близкими к реальным:

$$\bar{m}_{\text{к.}} = 0.35; \bar{m}_{\text{сy}} = 0.12; \bar{m}_{\text{эл.сн.}} = 0.03; \bar{m}_{\text{р.п.}} = 0.22;$$

$$\bar{m}_{\text{т.}} = 0.22; \bar{m}_{\text{безоп.}} = 0.05; k_1 = 2; k_2 = 0.2; m_{\text{п.н.}} = 1 \text{ кг.}$$

Взлетная масса аппарата без устройств обеспечения безопасности с применением радиоуправления  $m_{\text{упр.}} = 0.5 \text{ кг}$  будет:

$$m_0^* = \frac{0.5 + 1}{1 - (0.35 + 0.12 + 0.03 + 0.03 + 0.22)} = 6 \text{ кг.}$$

При установке только парашютной системы с  $\bar{m}_{\text{безоп.}} = 0,05$  и с радиоуправлением, получим:

$$m_0^* = \frac{0.5 + 1}{1 - (0.35 + 0.12 + 0.03 + 0.03 + 0.22 + 0,05)} = 7,5 \text{ кг.}$$

Если в предыдущем варианте изолировать полезную нагрузку и управление ею от бортовых систем БЛА, т.е.  $k_1 = 2$ , получим:

$$m_0^* = \frac{0.5 + 2 \cdot 1}{1 - (0.35 + 0.12 + 0.03 + 0.03 + 0.22 + 0,05)} = 12,5 \text{ кг.}$$

Если дополнительно применить кондиционирование электронных блоков, т.е.  $k_2 = 0,2$ , получим

$$m_0^* = 1,2 \cdot \frac{0.5 + 2 \cdot 1}{1 - (0.35 + 0.12 + 0.03 + 0.03 + 0.22 + 0,05)} = 15 \text{ кг.}$$

## Выводы

Таким образом, придание БЛА свойств безопасности приводит к увеличению его взлетной массы, а уравнение массового баланса имеет следующие особенности:

а) структуры массового баланса БЛА без использования устройств обеспечения безопасности и с использованием их существенно отличаются;

б) для обеспечения безопасности БЛА и возможности введения его в воздушное пространство необходимым является применение дополнительных устройств по повышению уровня безопасности, которые существенно увеличивают его взлетную массу;

в) уравнение (19) показывает, что свойство безопасности можно достичь несколькими путями:

– применением дополнительных устройств с ростом взлетной массы БЛА;

– совершенствованием дополнительных устройств, для достижения тех же эффектов с меньшим ростом взлетной массы;

– совершенствованием дополнительных устройств и конструкции, двигателей, устройств снабжения энергией для достижения эффектов безопасности с меньшим ростом взлетной массы;

– совершенствование конструкции ЛА и его систем с некоторым возрастанием взлетной массы для увеличения надежности;

– комплексным совершенствованием всех комплекующих агрегатов, обеспечивающих безопасность полетов, путем уточнения функциональных зависимостей  $\bar{m}_{\text{к.}}$ ,  $\bar{m}_{\text{эл.сн.}}$ ,  $\bar{m}_{\text{р.п.}}$  и  $\bar{m}_{\text{безоп.}}$ ,  $k_1$  и  $k_2$  от параметров технического задания, геометрии и технических характеристик.

Практическое значение выведенного уравнения массового баланса БЛА состоит в том, что его использование позволяет при проектировании более точно определять взлетную массу во всех приближениях и показывает пути управления величиной взлетной массы.

Уравнение массового баланса БЛА и зависимость взлетной массы БЛА от масс известных грузов и относительных масс частей БЛА с учетом обеспечения безопасности и летной годности являются неотъемлемой частью модели, описывающей массу в САПР при проектировании БЛА. А полученная информация является необходимой при описании жизненного цикла ЛА с помощью CALS технологий.

Интересным является вариант проектирования конструкции с пониженными действующими напряжениями и, соответственно, с некоторым ростом массы конструкции, который дает возможность в дальнейшем или увеличить ресурс, или установить большую массу оборудования, или эксплуатировать с большими перегрузками. При дальнейшей модернизации с применением более легкого оборудования получается резерв массы, который можно направить на увеличения полезной нагрузки или запаса топлива.

Изложенный подход позволяет в дальнейшем перейти к решению задач установления зависимостей между массами компонентов БЛА и возможностью применения в соответствующих секторах воздушного пространства. Получение таких зависимостей позволяет решать задачи проектирования безопасных БЛА, учитывая особенности условий применения и комбинируя варианты бортового оборудования, создавать многофункциональные аппараты.

## Список литературы

1. Егер С.М. Основы автоматизированного проектирования самолетов: учеб. пособие для студентов авиационных специальностей вузов / С.М. Егер, Н.К. Лисейцев, О.С. Самойлович. – М.: Машиностроение, 1986. – 232 с.
2. Шейнин В.М. Проблемы проектирования пассажирских самолетов / В.М. Шейнин, В.И. Козловский. – М.: Машиностроение, 1972. – 308 с.
3. Воздушный кодекс Украины, документ 3393-17 от 19.05.2011 – [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.zakon1.rada.gov.ua/laws/show/3393-17>.

4. Авіаційні правила України–21. Процедури сертифікації авіаційної техніки: наказ МТУ від 3 листоп. 2000р. № 611, реєстрація МІОУ 28 груд. 2000р. № 959/5180. – [Електронний ресурс]. – Режим доступу к ресурсу: <http://www.zakon2.rada.gov.ua/laws/show/z0959-00>.

5. Беспилотные летательные аппараты: Методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик / В.М. Илюшко, М.М. Митрахович, и др.; под общ. ред. В.И. Силкова. – К.: ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2009. – 302 с.

6. Болховитинов В.Ф. Пути развития летательных аппаратов / В.Ф. Болховитинов. – М.: Оборонгиз. 1962. – 133 с.

7. Шейнин В.М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Т.1. Весовой расчет самолета и весовое планирование / В.М. Шейнин, В.И. Козловский. – М.: Машиностроение, 1977.

8. Проектирование самолетов: учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.; под ред. С.М. Егера. – 3-е изд. перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

9. Жулев В.И. Безопасность полетов летательных аппаратов: (Теория и анализ) / В.И. Жулев, В.С. Иванов. – М.: Транспорт, 1986. – 224 с.

10. Единые нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран-членов СЭВ. / Международная комиссия по нормам летной годности гражданских самолетов и вертолетов СССР, 1985. – 470 с.

Поступила в редколлегию 4.11.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. Б.А. Демидов, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

### ОСОБЛИВОСТІ МАСОВОЇ МОДЕЛІ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Є.А. Дружинін, Д.М. Крицький, А.І. Захарчук

*Розглянуто особливості балансу мас безпілотного літального апарату (БЛА) з урахуванням маси пристроїв, що забезпечують безпеку БЛА; отримано рівняння масового балансу БЛА і залежність злітної маси БЛА від мас відомих вантажів і відносних мас частин БЛА з урахуванням забезпечення безпеки та льотної придатності.*

**Ключові слова:** БЛА, злітна маса БЛА, рівняння масового балансу БЛА, авіаційна техніка, рівняння існування.

### PECULIARITIES OF MASS MODEL OF UNMANNED AERIAL VEHICLE

Ye.A. Druzhinin, D.N. Kritsky, A.I. Zakharchuk

*The article deals with the peculiarities of mass balance of unmanned aerial vehicle (UAV) with weight of UAV safety features; the equation of mass balance of UAV has been obtained as well as the dependence of take-off mass of UAV on the known cargoes and relative masses of UAV parts considering safety and airworthiness.*

**Keywords:** UAV, take-off mass UAV, the equation of mass balance UAV, aviation equipment, the equation of the existence.