

## **Особенности массового баланса беспилотного летательного аппарата гражданского назначения во втором приближении**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

Рассмотрены особенности массового баланса гражданского беспилотного летательного аппарата с учетом дополнительных устройств и требований обеспечения безопасности во втором приближении. Учтены влияние особенностей эксплуатации и конструктивного устройства таких летательных аппаратов на взлётную массу, а также зависимости масс частей от взлётной массы, размеров и условий безопасности.

**Ключевые слова:** гражданский беспилотный летательный аппарат, взлётная масса, баланс масс, безопасность.

### **Актуальность**

В последнее время вопросы создания и применения беспилотных авиационных комплексов актуальны для многих стран мира, в том числе и для Украины [1-6]. Разработчики и производители авиационной техники, лишившись серьезной государственной поддержки программ развития авиационной техники, связанной с исчезновением глобальной «гонки вооружений», начали активно расширять сферу своего влияния на область гражданского применения беспилотной авиационной техники. Беспилотная авиационная техника имеет целый ряд преимуществ перед пилотируемой по технико-экономической эффективности, особенно при выполнении операций и работ, грозящих существенным риском для жизни летного экипажа и риском потери авиационной техники. Поэтому развитие беспилотной авиационной техники в прошлом имело в основном военное направление для выполнения разведывательных и ударных операций [1,2,3,5]. В то же время интенсивно развивались беспилотные летательные аппараты (БПЛА) научного назначения в виде летающих динамически подобных моделей для исследований критических и опасных режимов полёта вновь создаваемых самолётов методом физического моделирования. Такое направление получило существенное развитие в работах Харьковского авиационного института, который стал признанным в СССР лидером в этой области. Однако при попытке применить беспилотную авиационную технику для выполнения задач гражданского назначения столкнулись с проблемой законного введения этой техники в воздушное пространство.

### **Суть проблемы**

Суть проблемы состоит в том, что в соответствии с действующим Воздушным кодексом Украины [7] и Авиационными правилами Украины, часть 21 [8] беспилотная авиационная техника не может быть допущена в воздушное пространство. Отсутствие пилота на борту летательного аппарата делает невозможным применение законных процедур и норм, прописанных в настоящее время для пилотируемой авиации. В основе решения общей проблемы законности эксплуатации БПЛА лежит научно-техническая проблема обеспечения свойств безопасности и летной годности гражданскому беспилотному воздушному

судну. Данная работа посвящена решению частной проблемы весового баланса гражданского БПЛА во втором приближении, для обеспечения безопасности и свойств летной годности которого добавлены дополнительные устройства.

Объект исследований – уравнение массового баланса гражданского БПЛА.

Предмет исследований – особенности массового баланса гражданского БПЛА во втором приближении.

Цель исследований – получение уравнения массового баланса гражданского БПЛА во втором приближении.

### Массовый баланс гражданского беспилотного летательного аппарата

Согласно классическим работам, посвященным массовому балансу летательного аппарата [9,10] при определении взлетной массы во втором приближении, учитывают зависимости составляющих взлетной массы от взлетной массы, от размеров, компоновочных особенностей, условий нагружения, действующих перегрузок.

Уравнение массового баланса гражданского БПЛА представим в виде

$$m_0 = m_{\text{кон}} + m_{\text{с.у}} + m_{\text{т}} + m_{\text{ц.н}} + m_{\text{об.упр}} + m_{\text{безоп}}, \quad (1)$$

где  $m_0$  – взлётная масса;  $m_{\text{кон}}$  – масса конструкции планера, включающая в себя массы фюзеляжа, крыла, оперения;  $m_{\text{с.у}}$  – масса силовой установки, в которую входят массы двигателя, движителя, крепления двигателя к конструкции планера, топливной системы и агрегатов управления двигателем, движителем и топливной системой;  $m_{\text{т}}$  – масса топлива;  $m_{\text{ц.н}}$  – масса целевой нагрузки, включающая в себя массы собственно целевой нагрузки, узлов крепления к конструкции планера, источников питания целевой нагрузки и агрегатов управления целевой нагрузкой;  $m_{\text{об.упр}}$  – масса оборудования и управления, содержащая массы бортового оборудования, системы управления и системы энергообеспечения;  $m_{\text{безоп}}$  – масса системы обеспечения безопасности, включающая в себя массы аэронавигационных огней, проблесковых маяков, радиолокационных ответчиков активного ответа, электронных блоков предупреждения столкновений и анализа полетных ситуаций, автоматического пилота, систем прерывания полёта и гашения энергии.

Слагаемые правой части уравнения (1), как известно [9,10], имеют весьма сложные зависимости от  $m_0$  и летно-технических характеристик, задаваемых техническим заданием. Заметим, что у гражданского БПЛА масса целевой нагрузки также зависит от летно-технических характеристик ввиду необходимости автономного питания и управления целевой нагрузкой для обеспечения отсутствия влияния целевой нагрузки на работу бортовых систем.

В результате уравнение (1) является сложным трансцендентным уравнением, решение которого ищут методом последовательных приближений, как это изложено в [9].

Рассмотрим отличия составляющих правой части уравнения (1) от классических зависимостей, изложенных в [9,10].

### Масса конструкции

Для гражданского БПЛА масса взлётно-посадочных устройств изъята из массы конструкции и перенесена к массе системы прерывания полета и гашения энергии ввиду другого характера нагружения и конструктивного устройства. В остальном масса частей, составляющих конструкцию гражданского БПЛА во втором приближении, может быть определена по классическим весовым формулам [9,10] с учетом того, что расчетные перегрузки должны быть выше, чем для пилотируемых летательных аппаратов (ЛА), ввиду наличия дополнительных расчетных случаев, а именно, катапультного старта, раскрытия парашюта и приземления под парашютом при наличии ветрового сноса.

### Масса силовой установки

Масса силовой установки БПЛА не имеет принципиальных особенностей, отличающих ее от массы пилотируемого ЛА, и может быть определена по известным весовым формулам [9,10].

### Масса топлива

Определение массы топлива для гражданского БПЛА имеет отличия от определения массы топлива пилотируемого ЛА:

$$m_T = m_{T,полет} + m_{T,энерг}, \quad (2)$$

где  $m_{T,полет}$  – масса топлива, затрачиваемого на полёт, включает в себя классические составляющие [9,10], особенностей по расчету не имеет;  $m_{T,энерг}$  – масса топлива, затрачиваемого на обеспечение бортовых потребителей электроэнергии, может составлять существенную часть  $m_T$  ввиду большой насыщенности гражданского беспилотного летательного аппарата бортовыми потребителями электроэнергии.

### Масса оборудования и управления

Для гражданского БПЛА масса оборудования и управления зависит от  $m_0$ , размеров ЛА, летно-технических характеристик, шарнирных моментов, маневренных и частотных свойств, компоновки, выбранного варианта энергообеспечения рулевых приводов и может быть записана в виде

$$m_{об,упр} = m_{об} + m_{упр} + m_{энерг}, \quad (3)$$

где  $m_{об}$  – масса оборудования, состоящая из массы электро- и радиооборудования, необходимого для полёта и не содержащего оборудование системы безопасности, а также из массы системы кондиционирования электронных блоков;  $m_{упр}$  – масса системы управления, состоит из массы источников энергии для рулевых приводов, рулевых приводов, проводников энергии (электрических проводников или трубопроводов), рабочих жидкостей, системы охлаждения;  $m_{энерг}$  – масса системы энергообеспечения, включающая в себя массы источников энергии (генераторы, насосы, аккумуляторы),

проводников, коммутирующих и распределительных устройств, автоматов защиты;  $m_{\text{энерг}}$  – сложная функция суммарной мощности потребителей энергии.

Масса системы кондиционирования зависит от объема контейнера с искусственным климатом, а следовательно, от суммы масс электронных блоков системы управления, автоматического пилота, системы обеспечения безопасности, а также от энергии, выделяемой этими блоками.

Масса системы управления зависит от типа энергии, питающей рулевые приводы, и является сложной функцией скоростного напора, площади рулевых поверхностей, маневренных перегрузок, частотных характеристик ЛА, массы, моментов инерции и геометрических размеров ЛА и рулевых поверхностей.

В общем виде массу системы управления можно записать так:

$$m_{\text{упр}} = k_1 F_1(S_{\text{упр}}, q_{\text{max}}, n_y) + k_2 F_2(L_{\text{кр}}, l_{\text{ф}}, S), \quad (4)$$

где  $k_1$  и  $k_2$  – коэффициенты, учитывающие тип энергоносителя системы управления;  $F_1$  и  $F_2$  – эмпирические функции, определяющие зависимость массы системы управления от определяющих их факторов;  $S_{\text{упр}}$  и  $S$  – площади поверхностей управления и крыла соответственно;  $q_{\text{max}}$  – максимальный скоростной напор;  $n_y$  – максимальная эксплуатационная перегрузка;  $L_{\text{кр}}$  и  $l_{\text{ф}}$  – размах крыла и длина фюзеляжа соответственно.

### Масса системы обеспечения безопасности

Эта масса может быть записана в виде

$$m_{\text{обесп}} = m_{\text{АНО}} + m_{\text{маяк}} + m_{\text{отв}} + m_{\text{элбезоп}} + m_{\text{гаш.энерг}}, \quad (5)$$

где  $m_{\text{АНО}}$ ,  $m_{\text{маяк}}$ ,  $m_{\text{отв}}$  – массы аэронавигационных огней, проблесковых маяков и радиолокационных ответчиков соответственно. Они определяются в абсолютном значении нормами летной годности в зависимости от зоны используемого воздушного пространства для воздушных судов соответствующей массовой категории;  $m_{\text{элбезоп}}$  – масса электронных блоков предупреждения столкновений, анализа полётных ситуаций и автоматического пилота;  $m_{\text{гаш.энерг}}$  – масса систем прерывания полёта и гашения энергии.

$$m_{\text{гаш.энерг}} = m_{\text{авт.гаш}} + m_{\text{посустр}} + m_{\text{пар}}, \quad (6)$$

где  $m_{\text{авт.гаш}}$  – масса автоматики прерывания полёта и посадки;  $m_{\text{посустр}}$  – масса посадочных амортизирующих устройств;  $m_{\text{пар}}$  – масса парашюта с системой его ввода в поток и подвеса.

Масса автоматики прерывания полета и посадки от взлетной массы не зависит и определяется массой набора приборов и блоков, необходимых для приведения в действие парашюта и посадочных амортизирующих устройств, определяется в абсолютном выражении.

### Масса посадочных амортизирующих устройств и масса парашюта

Масса посадочных амортизирующих устройств и масса парашюта с системой его ввода в поток и подвеса зависят от массы летательного аппарата при посадке  $m_{\text{пос}}$ .

$$m_{\text{пос}} = m_0 - \dot{m}t - m_{\text{сбр.гр}}, \quad (7)$$

где  $\dot{m}$  – изменение массы вследствие выгорания топлива в единицу времени, например, мгновенный часовой расход топлива;  $t$  – время полёта;  $m_{сбр.гр}$  – масса сбрасываемых в полёте грузов. Поэтому величина  $m_{пос}$  может быть разной в зависимости от того, в какой момент времени после взлета возникла необходимость прервать полет.

Предельными значениями  $m_{пос}$  являются  $m_0$  и  $m_0 - m_T - m_{сбр.гр}$ .

Дальнейшие рассуждения приведем для предельного значения  $m_{пос} = m_0 - m_T$  при  $m_{сбр.гр} = 0$ .

Масса парашюта  $m_{пар}$  может быть определена из условия равномерного установившегося спуска, опустив сопротивление ЛА:

$$g(m_0 - m_T) = C_n \frac{\rho V_{спуск}^2}{2} F_{пар}, \quad (8)$$

где  $C_n$  – коэффициент сопротивления парашюта, отнесенный к площади купола  $F_{пар}$ ;  $\rho$  – плотность воздуха у земли;  $V_{спуск}$  – скорость установившегося спуска у земли. Отсюда

$$F_{пар} = \frac{2g(m_0 - m_T)}{\rho C_n V_{спуск}^2}. \quad (9)$$

### Масса парашюта с системой его ввода в поток и подвеса

Она может быть выражена через площадь его купола  $F_{пар}$ :

$$m_{пар} = \rho_{пар} F_{пар},$$

где  $\rho_{пар}$  – приведенная плотность парашюта, в которой учтена масса купола со стропами, масса подвеса и масса системы ввода парашюта в поток. Заметим, что относительная масса парашюта с системой его ввода в поток и подвеса:

$$\bar{m}_{пар} = \frac{m_{пар}}{m_0} = \frac{\rho_{пар}}{\rho} \cdot \frac{2g}{C_n V_{спуск}^2} (1 - \bar{m}_T). \quad (10)$$

Заметим также, что удельная нагрузка на купол парашюта  $P_n$ :

$$P_n = \frac{m_0 - m_T}{2g(m_0 - m_T)} \cdot \rho \cdot C_n V_{спуск}^2 = \frac{\rho}{2g} C_n V_{спуск}^2. \quad (11)$$

На практике  $\rho_{пар} = 0,05 \dots 0,15 \text{ кг/м}^2$ , а  $P_n = 1 \dots 4 \text{ кг/м}^2$ .

Масса посадочных амортизирующих устройств может быть определена из условия гашения кинетической энергии спуска на ходе амортизатора:

$$A_{ам} = (m_0 - m_T - m_{пар}) \cdot g \cdot n \cdot x = \frac{m_0 - m_T - m_{пар}}{2} V_{спуск}^2, \quad (12)$$

где  $A_{ам}$  – работа амортизатора,  $n$  – средняя по ходу  $X$  перегрузка. Отсюда

$$x = \frac{V_{спуск}^2}{2gn}.$$

Отметим, что ход торможения определяется квадратом скорости спуска, средней перегрузкой торможения и не зависит от массы, которую тормозит. Масса посадочных амортизирующих устройств определяется той работой, которую они поглощают:

$$m_{ам} = k \frac{m_0 - m_T - m_{пар}}{2} V_{спуск}^2, \quad (13)$$

где  $k$  – коэффициент массы амортизатора, приходящийся на единицу совершаемой им работы.

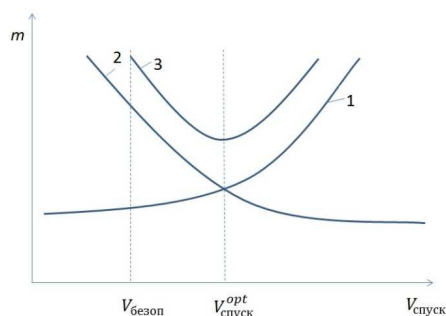
## Об оптимизации массы $m_{\text{гаш.энерг.}}$ систем прерывания полета и гашения энергии

Иногда рассматривают суммарную массу  $m_{\text{П.С.А}}$  парашютной системы с системой амортизации:

$$m_{\text{П.С.А}} = m_{\text{ам}} + m_{\text{пар}}. \quad (14)$$

Эти массы взаимосвязаны. Масса системы амортизации зависит от энергии, которую ей «поставляет» спускающаяся на парашюте масса  $m_0 - m_T - m_{\text{пер}}$ .

При этом масса  $m_{\text{ам}}$  пропорциональна квадрату скорости спуска (формула (13)), а масса парашюта обратно пропорциональна квадрату скорости спуска (формула (10)). Поэтому суммарная масса  $m_{\text{П.С.А}}$  имеет минимум при  $V_{\text{спуск}}^{\text{opt}}$  (см. рисунок).



Зависимость  $m_{\text{ам}}$ ,  $m_{\text{пар}}$  и  $m_{\text{П.С.А}}$  от скорости спуска:

$$1 - m_{\text{ам}} = f_1(V_{\text{спуск}}); \quad 2 - m_{\text{пар}} = f_2(V_{\text{спуск}}); \quad 3 - m_{\text{П.С.А}} = f_3(V_{\text{спуск}})$$

Для БПЛА, имеющих массу около 150...200 кг, этот минимум наблюдается при  $V_{\text{спуск}}^{\text{opt}} = 8 \dots 12 \text{ кг/м}^2$ . При этом нагрузка на парашют составляет  $P_n = 3 \dots 5 \text{ кг/м}^2$ .

Однако такое решение, оптимальное с точки зрения минимума массы системы гашения энергии, является достаточно спорным с точки зрения безопасности местности, на которую приземляется БПЛА. И такое решение может быть приемлемым для БПЛА, летающих над местностью, на которой нет объектов, которые могут быть повреждены при приземлении. Если же на местности такие объекты есть, то с точки зрения безопасности наземных объектов необходимо уменьшить энергию приземляющегося ЛА применением парашюта большей площади. Из рисунка видно, что интенсивный рост массы парашютной системы начинается на скоростях спуска, близких к нулевым. Например, для уже упоминавшихся БПЛА при снижении скорости спуска до  $V_{\text{безоп}} = 5 \text{ м/с}$  энергия приземляющегося ЛА уменьшается в четыре раза по сравнению с оптимальной, удельная нагрузка на парашют составляет  $P_n \approx 1 \text{ кг/м}^2$ . При этом имеется возможность снизить и перегрузки торможения, что благоприятно отразится на массе конструкции  $m_{\text{кон}}$ .

### Выводы

1. Проанализированы составляющие уравнения массового баланса гражданского БПЛА во втором приближении, учтены зависимости этих составляющих от взлетной массы, размеров, условий нагружения.

2. Получены рекомендации к выбору парашюта и устройств амортизации по условиям минимума массы посадочных систем и безопасной скорости приземления.

3. В целом снижение взлетной массы гражданского БПЛА увеличивает его безопасность. К снижению взлетной массы приводят уменьшение запаса топлива на борту, улучшение расходных характеристик двигателя. Само же снижение взлетной массы снижает потребляемую мощность и массу двигателя, массу запаса топлива, массу системы управления, что также приводит к снижению взлетной массы.

4. Уменьшение моментов инерции ЛА компоновочными приемами и уменьшение его размеров также ведет к снижению мощности и массы рулевых приводов, а соответственно, к снижению расходов топлива и взлетной массы.

5. У гражданских БПЛА появляются дополнительные составляющие взлетной массы, роль которых в общем балансе может быть существенной. Общий баланс масс гражданских БПЛА «сдвигается» в сторону устройств обеспечения безопасности, системы управления и автоматики.

### Список литературы

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

2. Беспилотные летательные аппараты [Текст]/ С.М. Ганин, А.В.Карпенко, В.В. Колногород, Г.Ф. Петров.– СПб.: Невский Бастион, 1999. – 160с.

3. Unmanned Aircraft Systems Roadmap 2005-2030, Memorandum for secretaries of the Military Departments, Office of the Secretary of Defense, USA, 2005, -77p + Appendices.– 125p.

4. Проблемы создания беспилотных авиационных комплексов в Украине [Текст]/ А.Г. Гребеников, А.К. Мялица, В.В. Парфенюк и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып.42.–Х., 2009.– С. 111-119.

5. Цепляева, Т.П. Этапы развития беспилотных летательных аппаратов. [Текст]/ Т.П. Цепляева, О.В. Морозова // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып.42.–Х., 2009.– С. 10-16.

6. Леоновец, Ю. Современное состояние и перспективы применения государственной беспилотной авиации в республике Беларусь [Текст] //Военный парад.– Сентябрь – октябрь 2012.– С.41-43.

7. Повітряний кодекс України, документ 3393-17 от 19.05.2011[Электронный ресурс].- Режим доступа: <http://zakon2.rada.gov.ua/laws/show/3393-17>.

8. Авіаційні правила України – 21. Процедури сертифікації авіаційної техніки: наказ Міністерства транспорту України від 3 листоп.2000р. №611, реєстрація в Мінюсті України 28 груд.2000р.№959/5180. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://zakon2.rada.gov.ua/laws/show/20959-00>.

9. Проектирование самолетов [Текст]: учебник/ 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. – 616с.

10. Шейнин В.М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов: в 2 т. [Текст] / В.М. Шейнин, В.И. Козловский.– М.: Машиностроение, 1977.– Т.1. Весовой расчет самолета и весовое планирование.

**Рецензент:** к.т.н., профессор, Цепляева Т.П., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

Поступила в редакцию 19.02.2013

## **Особливості масового балансу безпілотного літального апарата цивільного призначення у другому наближенні**

Розглянуто особливості масового балансу цивільного безпілотного літального апарата з урахуванням додаткових пристроїв і вимог забезпечення безпеки у другому наближенні, проаналізовано та враховано вплив особливостей експлуатації та конструктивної побудови таких літальних апаратів на злітну масу, а також залежність мас частин від злітної маси, розмірів та умов безпеки.

**Ключові слова:** цивільний безпілотний літальний апарат, злітна маса, баланс мас, безпека.

## **Peculiarities of mass balance of the civil unmanned aerial vehicle in the second approximation**

The peculiarities of the mass balance of civil unmanned aerial vehicle with the additional devices and safety requirements in the second approximation are considered. The influence of the operating and design features this type of aircraft on take-off weight has been analyzed and has taken into account, and also the dependence of the masses of parts from take-off weight, size, and security conditions.

**Keywords:** civil unmanned aerial vehicle, take-off weight, mass balance, and security.