

УДК 629.735

## ВЕСОВОЙ РАСЧЕТ ШАССИ НА ВОЗДУШНОЙ ПОДУШКЕ ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА В ПЕРВОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

В.П. МОРОЗОВ. Ю.Ю. МЕРЗЛИКИН

Статья представлена доктором технических наук Масловым Л.А.

В данной статье рассматривается начальный этап весовой оценки шасси на воздушной подушке (ШВП) в первом приближении. Приведенный алгоритм расчета массы ШВП позволяет не только оценить массу шасси в первом приближении, но и провести предварительный анализ влияния различных параметров самолета и шасси на весовые характеристики самолета на стадии аван-проекта. Алгоритм может быть расширен за счет учета дополнительных проектных решений, например, трансформации фюзеляжа, увеличения купола ШВП за счет наплывов, центроплана и т.д.

**Ключевые слова:** весовой расчет, шасси, воздушная подушка, самолет, алгоритм.

Небольшое разнообразие конструкций самолетных шасси на воздушной подушке (ШВП) не позволяет сформировать простой алгоритм расчета массы шасси в первом приближении, как, например, это принято для колесного шасси. Согласно работе [1] методы определения весовых характеристик ШВП могут быть основаны на прямой зависимости "нагрузка – прочность – масса". На уровне аван-проекта корректно подсчитать массу можно только при заданной аэродинамической компоновке и конструктивно-силовой схеме самолета, включая схему ШВП. Исходными данными проекта являются взлетный вес самолета и предварительные габариты ВП, увязанные с компоновкой фюзеляжа и центровкой самолета согласно "Принципа раннего согласования" [2]. Учитывая многообразие схем ШВП, целесообразно принять следующие упрощения и допущения:

- 1) платформа ШВП формируется под фюзеляжем транспортного самолета и ограничивается размерами цилиндрической части фюзеляжа;
- 2) принимаем баллонный тип ограждения, согласно классификации работы [3] упрощенной прямоугольной формы в плане;
- 3) считаем, что ширина ВП равна диаметру миделевого сечения фюзеляжа, а длина ВП – длине цилиндрической части фюзеляжа;
- 4) считаем, что все участки оболочки выполнены из одного и того же материала, а саму оболочку не растяжимой;
- 5) радиус поперечного сечения баллона по периметру ограждения принимаем постоянным. Высоту ограждения и радиус баллона находим из условия плавания в соответствии с положениями, изложенными ниже.

Предложенная концепция расчетной схемы ШВП, включающая данные упрощения, показана на рис.1. Все другие варианты ограждений в той или иной мере являются модификацией данной концепции, и их весовой анализ может происходить по слегка измененным формулам приведенного ниже алгоритма. По мере более глубокой проработки конструкции и оценки параметров ШВП самолета должны применяться алгоритмы весового расчета второго приближения, основанные на поагрегатном анализе силовых факторов, физическом модельном эксперименте и уточненных методиках. В данной статье рассматривается начальный этап весовой оценки ШВП в первом приближении. Расчет массы ограждения ВП по этой методике является своеобразным эталоном для ограждения баллонного типа. Частные конструктивные отличия могут как уменьшить массу ограждения, так и увеличить, в зависимости от конкретного решения.

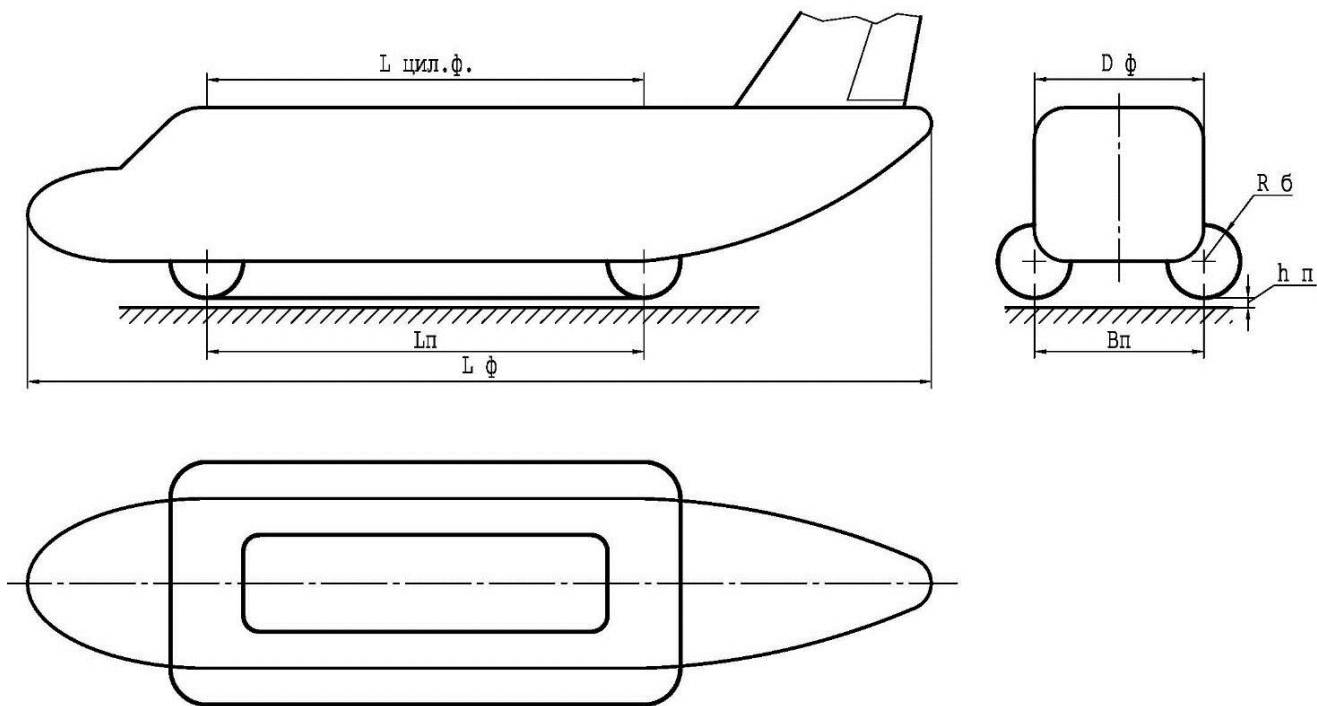


Рис. 1. Принципиальная схема ШВП транспортного самолета

Расчет по приведенной методике может лечь в основу назначения весовых лимитов на разработку рабочей документации ШВП самолета.

Массу шасси на воздушной подушке транспортного самолета можно найти как сумму двух слагаемых:

$$m_{\text{ШВП}} = m_{\text{СУ-ВП}} + m_{\text{ОГР-ВП}} \quad (1)$$

В этом уравнении  $m_{\text{СУ-ВП}}$  – масса силовой установки ШВП,  $m_{\text{ОГР-ВП}}$  – масса ограждения ВП.

Рассмотрим эти составляющие.

**Массу силовой установки ШВП** можно определить по формуле:

$$m_{\text{СУ-ВП}} = k_{\text{СУ}} \times \gamma_{\text{ДВ}} \times N_{\text{ВП}}, \quad (2)$$

где  $N_{\text{ВП}}$  – мощность, необходимая для работы ШВП (по аналогии с самолетами вертикального взлета и посадки будем называть ее мощность "подъемных" двигателей),  $\gamma_{\text{ДВ}}$  – удельная масса "подъемного" двигателя вместе с нагнетателем,  $k_{\text{СУ}}$  – коэффициент, учитывающий прирост массы силовой установки за счет моторамы, воздухозаборников, выходных каналов и пр.

В первом приближении удельную массу системы "ГТД + осевой вентилятор" можно определить по известному прототипу – турбовентиляторному агрегату – ТВА-200, созданному Калужским бюро моторостроения для самолета с ШВП "Динго". При номинальной мощности 150 кВт, его масса 200 кг,  $\gamma_{\text{ДВ}} = 1,33$  кг/кВт. В первом приближении можно принять  $k_{\text{СУ}} = 1,3$ .

Суммарная мощность "подъемных" двигателей ШВП в кВт определится известным выражением [3]:

$$N_{ВП} = \frac{p_{\Pi} \times Q_{\Pi}}{\eta_{ВГ}}, \quad (3)$$

где  $p_{\Pi}$  – полная нагрузка на площадь ВП или среднее давление в камере ВП в кПа,  $Q_{\Pi}$  – производительность нагнетателя (вентилятора) создающего ВП в м<sup>3</sup>/с,  $\eta_{ВГ}$  – КПД вентиляторной установки. В предварительных расчетах можно принять  $\eta_{ВГ} = 0,65$ .

Полная нагрузка на площадь ВП

$$p_{\Pi} = \frac{G_{O}}{S_{\Pi}}, \quad (4)$$

где  $G_{O}$  – взлетный вес самолета в кН,  $S_{\Pi}$  – площадь ВП.

Площадь ВП можно определить по эскизу ШВП (рис. 1):

$$S_{\Pi} = B_{\Pi} \times L_{\Pi} = \lambda_{\Pi} \times B_{\Pi}^2 = \lambda_{\Pi} \times D_{\Phi}^2. \quad (5)$$

Здесь  $B_{\Pi} = D_{\Phi}$  – ширина ВП, согласно условию,  $\lambda_{\Pi} = L_{\Pi}/B_{\Pi}$  – удлинение ВП, где  $L_{\Pi}$  – длина ВП, равная длине цилиндрической части фюзеляжа (рис. 1).

Расход воздуха из ВП можно определить известным из теории судов на ВП (СВП) выражением:

$$Q_G = \alpha_{\Pi} \times h_{\Pi} \times \Pi_{\Pi} \div \sqrt{\frac{2 \times p_{\Pi}}{\rho_B}}. \quad (7)$$

Здесь  $\alpha_{\Pi}$  – коэффициент расхода воздуха из-под ограждения ВП (в предварительных расчетах можно принимать  $\alpha_{\Pi} = 0,60$ );  $h_{\Pi}$  – теоретическая высота зазора между нижней кромкой ограждения и поверхностью аэродрома;  $\Pi_{\Pi}$  – периметр ограждения ВП;  $\rho_B$  – плотность воздуха на уровне аэродрома (плотность воздуха в условиях МСА  $\rho_B = 1,225$  кг/м<sup>3</sup>).

Высота зазора  $h_{\Pi}$  – величина теоретическая. Она относится к идеально ровному, без складок, разрывов и неплотных швов, абсолютно герметичному ограждению, что на практике никогда не бывает. В реальных условиях всегда есть утечки через ограждение, и оно всегда касается поверхности ВПП. Теоретическая высота зазора удобна для проектировочных расчетов и оценок, в том числе весовых. На стадии аван-проекта для оценки теоретического зазора мы предлагаем формулу:

$$h_{\Pi} = 0,02 + 0,01 \times \log m_0 \text{ (в метрах)}, \quad (8)$$

где  $m_0$  – взлетная масса самолета в тоннах.

**Масса ограждения ВП** в самом простом виде включает в себя массу периферийной эластичной оболочки, замкнутой по периметру ВП. В более расширенном варианте ограждение включает в себя как оболочку, так и механизмы ее уборки для улучшения аэродинамических

характеристики самолета в крейсерском полете. На некоторых самолетах с ШВП ("Динго", "Поиск") ограждение разделено на продольные и поперечные элементы. С учетом принятой ранее схемы ограждения (рис. 1), массу оболочки ограждения вычисляем по формуле:

$$m_{\text{ОГР-ВП}} = k_{\text{МЕХ}} \times \gamma_{\text{ОБ}} \times S_{\text{ОБ-ВП}}, \quad (9)$$

где  $m_{\text{ОГР-ВП}}$  – суммарная масса ограждения ВП со щитками уборки,  $\gamma_{\text{ОБ}}$  – погонная масса 1 кв. метра оболочки ограждения,  $k_{\text{МЕХ}}$  – коэффициент, учитывающий увеличение массы ограждения за счет дополнительных щитков и механизмов уборки ограждения,  $S_{\text{ОБ-ВП}}$  – смоченная площадь оболочки ограждения.

Оболочка ограждения может быть разной по конструкции и физическим свойствам. Основным силовым элементом оболочки является силовая ткань, например, технический капрон, облицованная эластичным резиновым или полиуретановым воздухопроницаемым покрытием. К этой оболочке может крепиться дополнительная протекторная защита от истирания, специальное реданирование для повышения гидродинамических характеристик, различные ленты и растяжки. Особым видом оболочек является растяжимая ткань с возможностью растяжения до 200 % ÷ 300%. Растяжимая оболочка примерно в 1,5 раза тяжелее нерастяжимой при равных нагрузках.

Погонная масса оболочки зависит от многих факторов, но доминирующими являются давление в баллоне (ресивере),  $p_{\text{Б}}$  и радиус поперечного сечения баллона.

В расчетах первого приближения принимаем следующие условия.

а) радиус баллона определяем из условия обеспечения плавания, рассматривая пневмобаллон как абсолютно твердое, недеформируемое тело с запасом плавучести 100 %. Согласно схеме рис. 1 это означает, что ватерлиния будет проходить через центр радиусов поперечных сечений баллона;

б) высоту гибкого ограждения до днища фюзеляжа принимаем равной радиусу баллона. Это решение, в основном, соответствует требованию преодоления высоты стандартной кочки или берегового уступа и потребной нормируемой работе баллона по восприятию посадочного удара;

в) основным видом нагружения оболочки пневмобаллона считаем кольцевые нагрузки силовой оболочки баллона при посадке самолета.

Согласно условию а) полный объем пневмобаллонов  $W_{\text{Б}}$  можно записать так:

$$W_{\text{Б}} = 2 \times \frac{m_0}{\rho_{\text{Г}}} = \pi \times r_{\text{Б}}^2 \times \Pi_{\text{П}} = 2 \times \pi \times r_{\text{Б}}^2 \times (\lambda_{\text{П}} + 1) \times D_{\text{Ф}}.$$

Отсюда радиус баллона в метрах определится зависимостью:

$$r_{\text{Б}} = \sqrt{\frac{m_0}{\rho_{\text{Г}} \times \pi \times (\lambda_{\text{П}} + 1) \times D_{\text{Ф}}}}. \quad (10)$$

В этой формуле  $m_0$  – взлетная масса самолета в кг,  $\rho_{\text{Г}}$  – массовая плотность воды в кг/м<sup>3</sup>. Остальные символы, входящие в формулу, раскрыты ранее.

Для пневмобаллонного ограждения ШВП поперечные кольцевые нагрузки, согласно [4] определяем формулой:

$$T_{\text{ОГР-РАСЧ}} = r_{\text{Б}} \times p_{\text{Б}} \times n_{\text{Y}}^{\ominus} \times f \times k_1 \times k_2 \times k_3 \quad [\text{Н/м}], \quad (11)$$

здесь  $r_{\text{Б}}$  – радиус свободной оболочки (без нагрузки, рис.1) в метрах,  $p_{\text{Б}}$  – номинальное избыточное давление в баллоне в кПа,  $n_{\text{Y}}^{\ominus}$  – эксплуатационная перегрузка при посадке (для предва-

рительных расчетов эксплуатационную перегрузку при посадке принимаем согласно Авиационным правилам. Часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов. – М.: Межгосударственный авиационный комитет, 2013. – 204 с., или Авиационным правилам. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. – М.: Межгосударственный авиационный комитет, 2009. – 274 с., или Единым нормам летной годности гражданских транспортных самолетов стран – членов СЭВ. – М., 1985. – 470 с.),  $f$  – коэффициент безопасности ( $f = 1,5$ ),  $k_1 = 1,4$  – коэффициент снижения прочности ткани силовой основы при двухосном нагружении,  $k_2 = 1,6$  – коэффициент снижения прочности при длительном нагружении,  $k_3 = 2$  – коэффициент снижения прочности при циклическом нагружении [4]. Следует отметить, что, если для СВП эти коэффициенты имеют конкретные значения благодаря значительной практической наработке, для ограждений ШВП самолетов предложенные значения имеют слабую статистику и требуют уточнений. Избыточное давление в баллоне ограждения может быть разным в зависимости от качества и вида поверхности аэродрома. Например, для неровного грунта выбирается меньшее значение, для воды большее. Но существует среднее, номинальное давление  $p_B$ , которое для расчетов первого приближения выбираем по аналогии с давлением в ресивере гибких ограждений СВП как функцию давления в ВП или полной нагрузки на ВП. В настоящее время принято

$$p_B = (1,25 \div 1,30)p_{\text{п}}. \quad (12)$$

Выбор материала по формуле (11) заключается в выполнении условия:

$$T_{\text{ОГР\_РАСП}} \geq T_{\text{ОГР\_РАСЧ}}, \quad (13)$$

где  $T_{\text{ОГР\_РАСП}}$  – значение разрывной нагрузки располагаемого, выбранного по каталогу материала ограждения. Авиационные правила диктуют, чтобы разница между располагаемыми и расчетными нагрузками была минимальной. Для обозначения силовой основы большинства используемых в ограждениях материалов обычно стоит число, отображающее предельную разрывную нагрузку в кгс полоски ткани шириной 1 см. Например, для расчетного значения  $T_{\text{ОГР\_РАСЧ}} = 100$  кН/м выбирается по каталогу ближайший резино-технический материал (РТМ) с капроновой основой силовой ткани ТК-120, с разрывной нагрузкой 120 кгс/см.

(Примечание: Нетрудно убедиться, что значения разрывной нагрузки в кгс/см и кН/м равны, что и объясняет введение значения давления в формулу (11) в КилоПаскалях.)

Погонную массу оболочки ограждения ШВП  $\gamma_{\text{ОГР-ШВП}}$  в кг/м<sup>2</sup> можно определять по предлагаемой нами эмпирической зависимости, выведенной на основании статистики известных РТМ для гибких ограждений СВП:

$$\gamma_{\text{ОГР-ШВП}} \approx 0,6 \times \sqrt[3]{T_{\text{ОГР-РАСП}}}. \quad (14)$$

Масса ограждения вычисляется по формуле (9). Для предварительных расчетов можно принять коэффициент  $k_{\text{КАР}} = 1,3 \div 1,6$ . Большие значения соответствуют убираемым ограждениям. Смоченная площадь оболочки ограждения, согласно принятой схеме рис. 1, может быть вычислена по формуле:

$$S_{\text{ОБ-ВП}} = \frac{3}{4} \times 2 \times \pi \times r_B \times \Pi_{\text{П}} = 1,5 \times \pi \times r_B \times (\lambda_{\text{П}} + 1) \times B_{\text{Ф}}. \quad (15)$$

Приведенный выше алгоритм расчета массы ШВП позволяет не только оценить массу шасси в первом приближении, но и провести предварительный анализ влияния различных параметров самолета и шасси на весовые характеристики самолета на стадии аван-проекта. Алгоритм может быть расширен за счет учета дополнительных проектных решений, например, трансформации фюзеляжа, увеличения купола ШВП за счет наплывов, центроплана и т.д.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов: Справочник. 2-е изд. – М.: Машиностроение. 1984. – 552 с.
2. Морозов В.П., Петров А.В., Мерзликин Ю.Ю. Принцип "раннего согласования" аэродинамической компоновки самолета с шасси на воздушной подушке // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 211. С. 109 – 115.
3. Кульбида В.Е., Морозов В.П. Транспортная эффективность летательных аппаратов безаэродромного базирования. – М.: Изд-во "НИА-Природа", 1999. – 92 с.
4. Колызаев Б.А., Косоруков А.И., Литвиненко В.А. Справочник по проектированию судов с динамическими принципами поддержания. – Л.: Судостроение. 1980. – 472 с.

## A FIRST APPROXIMATION CALCULATION OF AIR CUSHION CHASSIS WEIGHT OF TRANSPORT AIRPLANE

Morozov V.P., Merzlikin Y.Y.

This article describes a first approximation of a weighted estimate of air cushion chassis. The algorithm for calculating the weight of air cushion chassis allows not only to estimate the mass of the chassis to a first approximation, but also to conduct a preliminary analysis of the influence of various parameters of the aircraft and the chassis on the weight of the aircraft at the stage of before designing. The algorithm can be expanded to include additional design decisions, such as the transformation of the fuselage, increasing the air cushion chassis canopy due to extensions, center of gravity, etc.

**Key words:** weight calculation, chassis, AIR CUSHION, aircraft, algorithm.

## REFERENCES

1. Sheynin V.M., Kozlovskiy V.I. Vesovoe proektirovanie i ehffektivnostj passazhirsikh samoletov: Spravochnik. 2-e izd. [Weight design and efficiency of passenger planes. Reference] Moscow. Mashinostroenie. 1984. 552 p. (in Russian)
2. Morozov V.P., Petrov A.V., Merzlikin Yu.Yu. Princip "rannego soglasovaniya" aehrodinamicheskoyj kom-ponovki samoleta s shassi na vozdushnoyj podushke. Nauchniyj Vestnik MGTU GA [The principle of "early coordination" aerodynamic configuration of the aircraft with the landing gear on an air cushion. Scientific Bulletin MSTUCA] Moscow. 2015. № 211. PP. 109 – 115. (in Russian)
3. Kuljbida V.E., Morozov V.P. Transportnaya ehffektivnostj letateljnihkh apparatov bezaehrodromnogo bazi-rovaniya. [The transport efficiency of aircraft without base aerodrome] Moscow. Iz-vo "NIA-Prroda", 1999. 92 p. (in Russian)
4. Kolihzaev B.A., Kosorukov A.I., Litvinenko V.A. Spravochnik po proektirovaniyu sudov s dinamicheskimi principami podderzhaniya. [Reference to the design of vessels with dynamic principles of prop] Leningrad. Sudostroenie. 1980. 472 p. (in Russian)

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

**Морозов Виктор Петрович**, 1952 г.р., окончил КАИ (1975), кандидат технических наук, доцент кафедры кораблестроения и авиационной техники НГТУ им. П.Е. Алексеева, директор

ООО Предприятие "АЭРОРИК" – главный конструктор, автор более 60 научных работ, область научных интересов – разработка самолетов амфибий на воздушной подушке, электронный адрес: vrmorozovnn@mail.ru.

**Мерзликін Юрий Юрьевич**, 1975 г.р., окончил МАИ (1998), главный инженер НИО-12 "Научно-исследовательского Московского комплекса ЦАГИ" "ФГУП" ЦАГИ, автор более 60 научных работ, область научных интересов – экспериментальная аэродинамика амфибийных летательных аппаратов и транспортных средств с шасси на воздушной подушке, электронный адрес: umerzlikin@gmail.com.