

УДК 629.735

ПРИНЦИП «РАННЕГО СОГЛАСОВАНИЯ» АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ САМОЛЕТА С ШАССИ НА ВОЗДУШНОЙ ПОДУШКЕ

В.П. МОРОЗОВ, А.В. ПЕТРОВ, Ю.Ю. МЕРЗЛИКИН

Предложен принцип «раннего согласования» аэрогидродинамических компоновок самолетов с шасси на воздушной подушке (ШВП). Применение этого принципа рассмотрено на примере адаптации ШВП к базовой схеме легкого транспортного самолета. Принцип, кроме весовых, аэродинамических, технологических и эксплуатационных требований, включает в себя дополнительные проектные мероприятия, связанные с установкой ШВП.

Ключевые слова: самолет, шасси на воздушной подушке, компоновка, согласование.

В мире построено около двух десятков экспериментальных самолетов с шасси на воздушной подушке (СШВП) [1]. Взлетно-посадочное устройство в виде ШВП кардинально повышает проходимость самолета и существенно снижает его динамическую нагруженность при движении по неровным взлетно-посадочным полосам (ВПП) [2-5]. Таким образом, становится возможной круглогодичная эксплуатация самолетов с использованием подготовленных и элементарно подготовленных грунтовых ВПП и площадок равнинной местности. При амфибийном исполнении ШВП обеспечивается возможность использования для взлета и посадки водных акваторий. Значение этого вида транспорта для обеспечения народно-хозяйственных, экономических и социальных задач в России, где сегодня практически отсутствует аэродромная сеть на большей части её территории, бесспорно. Очевидно, что налет многоцелевого транспортного самолета с шасси на воздушной подушке, способного совершать взлет и посадку практически в любом населенном пункте Сибири и Дальнего Востока, будет многократно превышать налет более совершенного колесного самолета. В итоге это приведет к существенному преимуществу СШВП над колесной машиной по себестоимости летного часа в особых условиях эксплуатации. В этом заложены предпосылки экономического и социального преимущества СШВП. Однако механическая установка шасси на воздушной подушке (ШВП) на готовые колесные самолеты приводит к ряду существенных недостатков, в том числе:

- существенным потерям аэродинамического качества самолета;
- увеличению массы конструкции и снижению весовой отдачи;
- ухудшению управляемости самолетом на режимах рулежки;
- резкому снижению надежности работы силовой установки (СУ) и других механизмов и оборудования самолета в условиях повышенного пылеобразования;
- повышению эксплуатационных затрат на обслуживание.

Эти недостатки могут быть ликвидированы или существенно уменьшены при использовании *принципа «раннего согласования»*, который заключается в том, что аэрогидродинамическая компоновка (АГДК) базовой схемы самолета выбирается на начальной стадии проектных работ и адаптируется для установки шасси на воздушной подушке при соблюдении базовых и специальных требований авиационных правил к транспортным самолетам. Кроме весовых, аэродинамических, технологических и эксплуатационных требований, должны быть учтены и предусмотрены дополнительные проектные мероприятия, связанные с установкой ШВП. Эти мероприятия заключаются, в том числе:

- в минимизации вредного влияния ШВП на аэродинамические крейсерские характеристики самолета с возможной трансформацией фюзеляжа или всей аэродинамической компоновки;
- в компоновочных и проектных мерах для обеспечения продольной и поперечной устойчивости самолета с ШВП с соблюдением определенных норм взаимного положения центра масс, центра давления сил на воздушной подушке (ВП), аэродинамического фокуса самолета;

- в обеспечении мероприятия для пассивной (компоновочными мерами) и активной (встроенными сепараторами, экранами и другими устройствами) защиты силовой установки и оборудования от возбуждаемых воздушной подушкой пыли и брызг;

- в выборе и обеспечении вариантов управляемости самолетом при рулѐжке на всех видах поверхности аэродрома или гидродрома, в том числе при отказах одного из двигателей маршевой силовой установки;

- в разработке для амфибийных вариантов самолетов конструктивных решений, обеспечивающих плавание, непотопляемость и устойчивость самолета при стоянке и рулѐжках на воде при заданных внешних условиях (волнении и ветре);

- в реализации дополнительных компоновочных и конструктивных мер по повышению взлетно-посадочных характеристик самолета за счет использования энергии подъемного комплекса ШВП.

Блок-схема принципиального алгоритма согласования шасси на воздушной подушке с аэродинамической схемой показана на рис. 1.

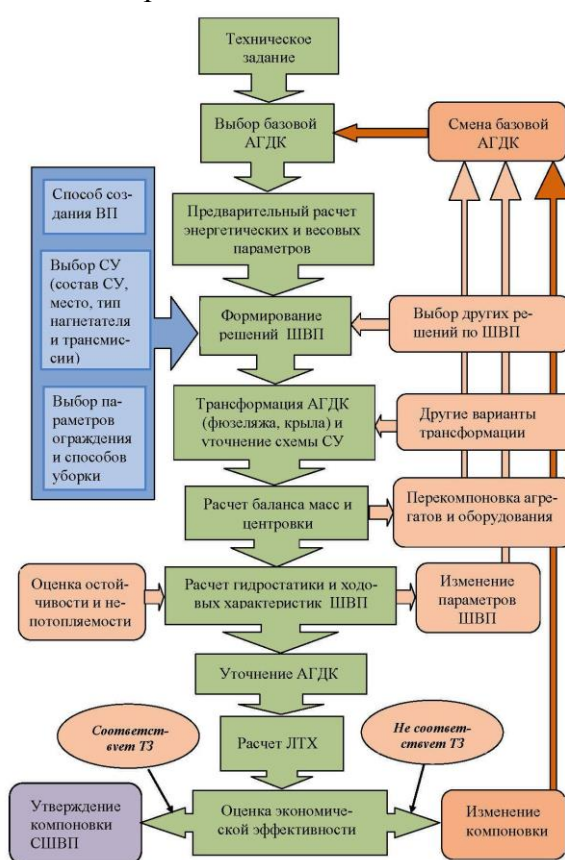
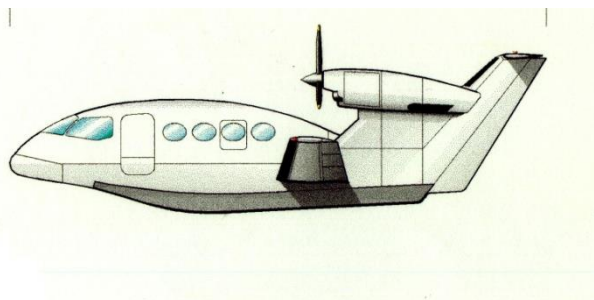


Рис. 1. Схема согласования ШВП с базовой аэродинамической компоновкой

При анализе трансформации базовой аэродинамической схемы под установку ШВП важно обоснованно принять принципы и уровень адаптации планера. На практике применяются различные подходы к установке ШВП как без изменений планера, так и с различными вариантами его трансформации – от использования «летающего крыла», «несущего фюзеляжа» (С-90), «составного крыла» («Динго») и до небольших бортовых наплывов по бортам фюзеляжа (рис. 2).



а



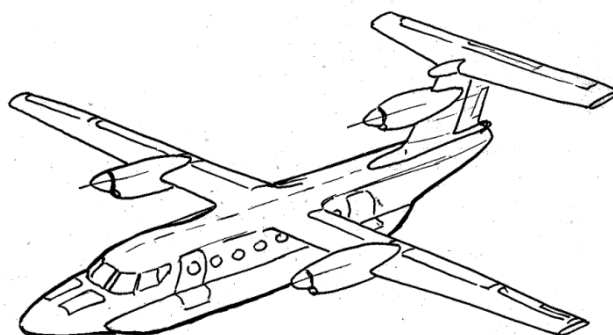
б



в



г



д

Рис. 2. Различные варианты трансформации планера: а – установка ШВП на самолете ХС-8А «Баффэло» без трансформации планера (Канада). На крыле установлены поплавки и предохранительная рессора; б – схема «несущий фюзеляж» на проекте СШВП ОКБ Сухого С-90 (Россия); в – легкий самолет с ШВП О. Черёмухина по схеме «полутороплан» (Россия); г – самолет с ШВП «Динго», выполненный по схеме «составное крыло» (Россия); д – один из вариантов исследовательского проекта самолета («проект-20») с боковыми наплывами на фюзеляже (Россия)

ШВП может применяться в широкой области использования летательных аппаратов от легких многоцелевых до тяжелых транспортных самолетов и даже многоразовых космических аппаратов. Однако наибольший интерес и соответственно экономический эффект применения ШВП может дать на транспортных самолетах.

Рассмотрим применение принципа «раннего согласования» на примере адаптации шасси на воздушной подушке к базовой схеме легкого транспортного самолета (ЛТС), типа Ан-26 (рис. 3). Проект ЛТС относится к нормальной аэродинамической схеме «высокоплан» и имеет два турбовинтовых двигателя (ТВД) на крыле.

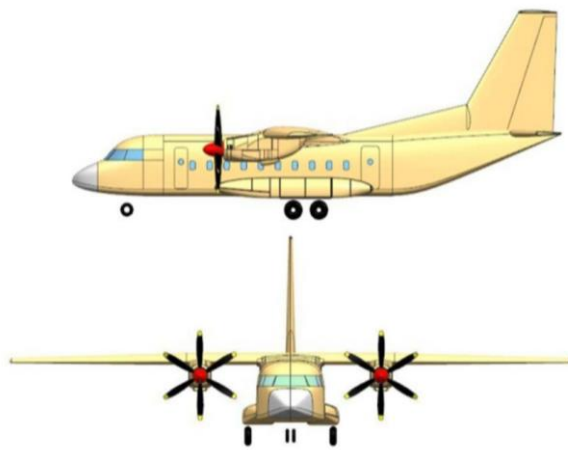


Рис. 3. Базовая аэродинамическая компоновка ЛТС

Предварительно для ЛТС выбрана однокамерная схема создания воздушной подушки с раздельной турбовентиляторной силовой установкой для создания ВП, полностью убираемое ограждение ВП смешанного типа, имеющее продольное боковое ограждение баллонного типа и поперечные (носовой и кормовой) упруго-эластичные щитки. Общий вид модернизации базового варианта ЛТС под ШВП показан на рис. 4.

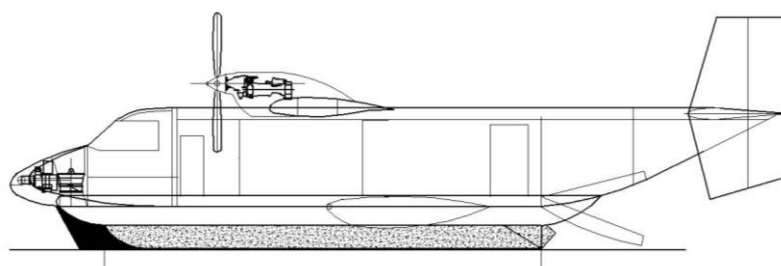


Рис. 4. Боковая проекция адаптированного планера ЛТС

Для защиты силовой установки от воздействия пыли и грязи двигатели переносятся на крыло. Интеграция платформы ШВП с планером требует во всех случаях изменения (увеличения) площади горизонтального и вертикального оперений (ГО и ВО) [6]. Для парирования больших дестабилизирующих моментов от платформы ШВП с выпущенными щитками дополнительно необходима организация обдува горизонтального оперения (ГО) струями воздушных винтов, что реализовано на модификации ЛТС с ШВП. Для сохранения управляемости самолетом на режимах взлета, посадки и особенно рулёжки требуются соответствующие мероприятия по улучшению путевой управляемости [3; 6]. К наиболее простым из них относятся дифференциальное управление тягой маршевых двигателей и замена однокилевого вертикального оперения (ВО) на 2-килевое с разнесением их по краям ГО в зону обдува струями воздушных винтов. Кроме улучшения путевой управляемости, в том числе с одним отказавшим ТВД, последнее решение повышает также эффективность ГО и существенно снижает нагрузки (крутящий момент) на фюзеляж, ослабленный вырезом под грузовую хвостовую рампу.

Важнейшей задачей формирования компоновки самолета с ШВП является выбор нагнетательного комплекса и размещение его на самолете. Увеличение миделя платформы ШВП для размещения нагнетательного комплекса в платформе или по бокам фюзеляжа (как на ХС-118 «Баффэло») приводит к ряду негативных факторов, из которых наиболее критичными

являются существенные потери аэродинамического качества самолета в крейсерской и взлетной конфигурациях [6]. Наиболее рациональным в компоновочном плане является размещение нагнетателей в носовой части фюзеляжа, перед кабиной. Это компоновочное решение обладает рядом преимуществ. К наиболее важным из них можно отнести минимизацию площади миделя в крейсерской конфигурации, меньшую загрязняемость воздухозаборников, отсутствие «поршневого эффекта» и связанное с этим улучшение проходимости по неровностям и волнению, снижение балансировочных потерь во взлетной конфигурации с выпущенным ограждением ВП, облегчение доступа и обслуживания нагнетательного комплекса.

Для базовой схемы ЛТС размещение нагнетательного комплекса в носу вызывает существенное смещение центровки ЛА вперед, что можно парировать только соответствующим изменением общей аэродинамической компоновки, небольшим увеличением длины фюзеляжа и перемещением крыла с ТВД вперед. Это, в свою очередь, приводит к увеличению плеча ГО, повышению эффективности оперения. Основные принципы адаптации планера под установку ШВП показаны на рис. 5.

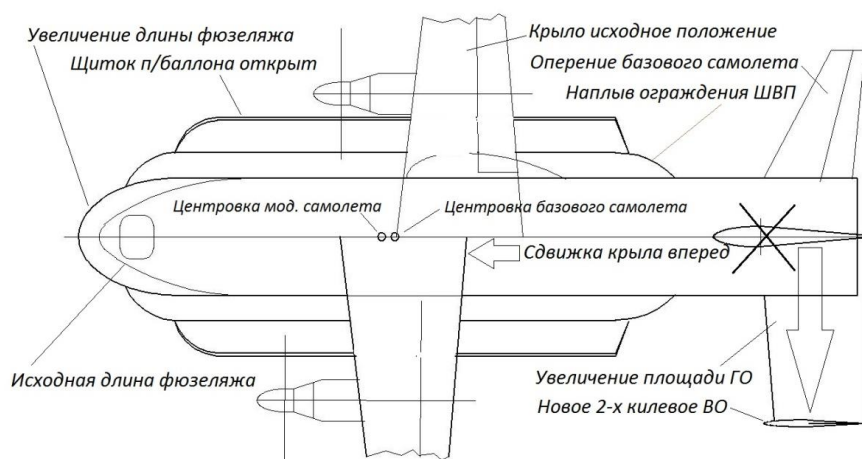


Рис. 5. Принципиальные виды трансформации базовой компоновки ЛТС

Модернизация планера сводится к увеличению длины фюзеляжа и установке бортовых наплывов для организации ШВП на большей части длины фюзеляжа. Связанное с этими решениями увеличение площади ВП уменьшает требуемую мощность и массу подъемной силовой установки самолета с ШВП (СУ ШВП), уменьшает массу щитков и оболочек ограждения ВП. Подобная адаптация фюзеляжа и установка комплекса СУ ШВП в носовой части фюзеляжа приводит к конструктивной возможности существенного улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета за счет использования системы управления пограничным слоем (УПС) на крыле. Принципиальная схема УПС-ШВП показана на рис. 6. По предварительным оценкам при реализации системы УПС на простом нещелевом закрылке и зависающих элеронах может быть достигнут $C_y = 3,5-4,5$ [7].

Мидель модифицированного фюзеляжа с наплывами для уборки и выпуска эластичного ограждения ШВП в крейсерской конфигурации может не превышать мидель гондолы колесного шасси. Однако во взлетной конфигурации с выпущенным эластичным ограждением мидель увеличивается примерно в 1,5 раза. При этом платформа ШВП с пневмобаллонами и выпущенными поперечными щитками может существенно изменить продольные моментные характеристики самолета. Для балансировки самолета с ШВП во взлетной конфигурации требуется увеличение эффективности горизонтального оперения (увеличение статического момента ГО и ВО) или реализация дополнительных проектных мероприятий, показанных на рис. 5.

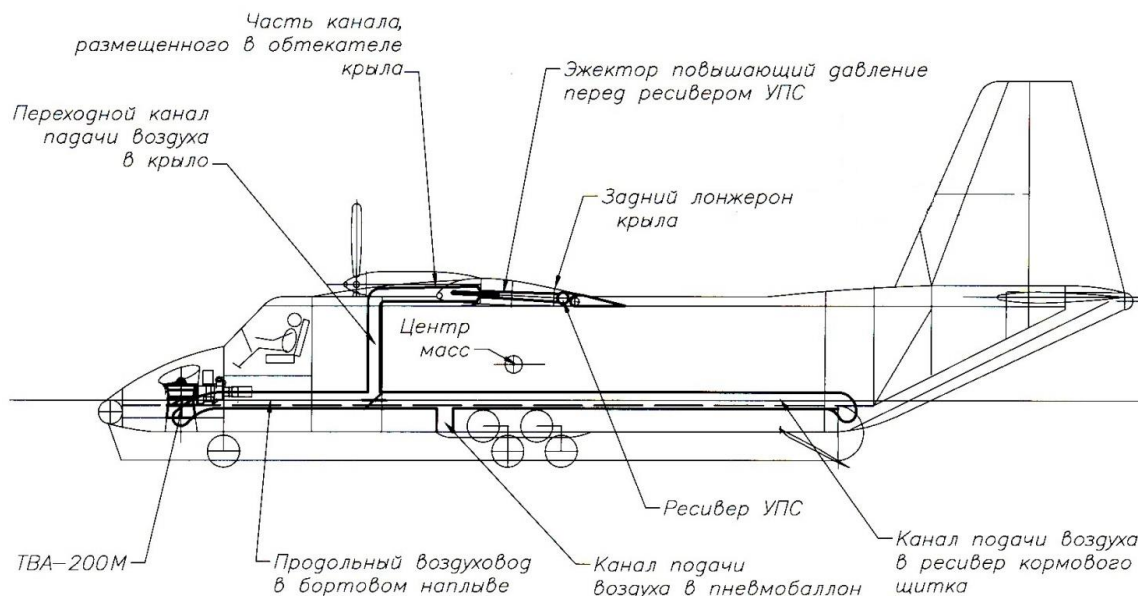


Рис. 6. Принципиальная схема управления пограничным слоем крыла с использованием силовой установки ШВП

Для безопасной эксплуатации самолета с ШВП важным является решение проблемы повышения боковой устойчивости, которая по аналогии с судами на воздушной подушке характеризуется величиной отношения высоты центра тяжести самолета от взлетной полосы к ширине ВП [8]. Для ЛТС с ШВП, кроме классических судостроительных решений (дифференциального изменения избыточного давления в пневмобаллонах), могут быть применены и другие решения, например, размещение топлива в бортовых наплывах для понижения центра масс ЛТС, совместное управление поперечным моментом с помощью элеронов, системы надкрыльевых дефлекторов и дифференциально отклоняемых закрылков в зоне, обдуваемой воздушными винтами.

Процедура согласования выбранного типа ШВП с планером и адаптации последнего под требования установки ШВП носит итеративный характер. Каждый цикл итерации с новыми проектными изменениями компоновки должен заканчиваться аэродинамическими, весовыми, прочностными, гидростатическими и другими расчетами в рамках эскизного проекта (рис. 1). Новые решения обязательно должны проверяться на стендах и моделях. Большое внимание должно уделяться вопросам управляемости СШВП, защиты агрегатов от пылеобразования, ресурсу ограждений и надежности работы элементов ШВП в различных условиях эксплуатации, сохранению поверхности аэродрома от струйной эрозии при воздействии энергии ВП. К примеру, в обеспечение компоновки легкого самолета «Динго» с взлетной массой, меньшей, чем Ан-2, было испытано 19 аэродинамических, гидродинамических, статических моделей и крупномасштабных стендов ШВП. По результатам испытаний введены или запланированы конструктивные изменения и доработки узлов и систем. По комплексному критерию «аэродинамика-масса» с учетом надежности и безопасности СШВП в целом на всех эксплуатационных режимах, включая аварийные, должен делаться вывод о достаточности (оптимальности) уровня согласований.

Теоретические и экспериментальные работы ЦАГИ и других проектных организаций доказывают, что использование принципа «раннего согласования» существенно влияет на повышение лётно-технических характеристик проектируемых самолетов с ШВП, позволяет максимально приблизиться к уровню современных колесных самолетов.

Предварительный анализ показывает, что с увеличением взлетного веса аэродинамическое и весовое совершенство самолетов с ШВП, проектируемых по принципу «раннего согласования», может не уступать совершенству лучших транспортных самолетов с колесным шасси.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кульбида В.Е., Морозов В.П. Транспортная эффективность летательных аппаратов безаэродромного базирования. – М.: НИИ - Природа, 2003.
2. Долгополов А.А., Маслов Л.А., Никифорова И.Г., Черняк В.В. Динамическая нагруженность и амортизационные свойства взлетно-посадочных устройств высокой проходимости с использованием воздушной подушки. // Труды ЦАГИ к 80-летию института. – 1999. - Вып. 2634.
3. Долгополов А.А., Никифорова И.Г., Журихин Ю.П., Черняк В.В. Исследование характеристик управляемого движения самолетов с взлетно-посадочным устройством на воздушной подушке по полосе в условиях бокового ветра // Труды ЦАГИ к 80-летию института. – 1999. - Вып. 2634.
4. Долгополов А.А., Соколянский В.П., Захарченко Ю.А., Чижов Д.А., Меньшиков А.С., Мерзликін Ю.Ю., Белоцерковский А.Н., Сарач Е.Б., Юдин Е.Г. Исследования по разработке методов регулирования характеристик шасси для повышения безопасности движения самолета по неровным грунтовым ВПП // Сб. докл. VIII науч. конф. по гидроавиации «Гидроавиасалон-2010». – М. ЦАГИ. 2010. – Ч. 1.
5. Морозов В.П., Долгополов А.А., Соколянский В.П., Захарченко Ю.А., Лисин Н.А., Мерзликін Ю.Ю., Брусов В.А. Особенности управляемости самолета с шасси на воздушной подушке «Динго» на взлете-посадке // Сб. докл. VII науч. конф. по гидроавиации «Гидроавиасалон-2008». – М.: ЦАГИ, 2008. - Ч. 1.
6. Дунаевский А.И., Михайлов Ю.С., Редькин А.В., Морозов В.П. Влияние установки модуля шасси на воздушной подушке на характеристики легкого многоцелевого самолета // Сб. докл. X науч. конф. по гидроавиации «Гидроавиасалон-2014». – М.: ЦАГИ, 2014.
7. Петров А.В. Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011.
8. Демешко Г.Ф. Проектирование судов. Амфибийные суда на воздушной подушке: учебник. В 2-х кн. – СПб.: Судостроение, 1992.

PRINCIPLE "EARLY MATCHING" AERODYNAMIC DESIGN AIRCRAFT WITH LANDING GEAR HOVERCRAFT**Morozov V.P., Petrov A.V., Merzlikin Yu.Yu.**

The principle of "early matching" aircraft aerohydrodynamic layouts with air cushion landing gear is suggested. Application of this principle is considered as an example of adaptation to the ball screw base circuit of light transport aircraft. The principle, other than weight, aerodynamic, technological and operational requirements includes additional project activities related to the installation of ball screws.

Keywords: aircraft, air cushion landing gear, layouts, matching.

Сведения об авторах

Морозов Виктор Петрович, 1952 г.р., окончил КАИ (1975), кандидат технических наук, доцент кафедры кораблестроения и авиационной техники НГТУ им. Р.Е. Алексеева, директор ООО «АЭРОРИК», автор более 50 научных работ, область научных интересов – разработка самолетов амфибий на воздушной подушке.

Петров Альберт Васильевич, 1939 г.р., окончил МАИ (1963), доктор технических наук, профессор МАИ, начальник отдела отделения «Аэродинамика ЛА» ФГУП «ЦАГИ», автор более 150 научных работ, область научных интересов – аэродинамика летательных аппаратов различного направления.

Мерзликін Юрий Юрьевич, 1975 г.р., окончил МАИ (1998), преподаватель кафедры аэродинамики летательных аппаратов МАИ, главный инженер НИО-12 «Научно-исследовательского Московского комплекса ЦАГИ» «ФГУП» ЦАГИ, автор более 40 научных работ, область научных интересов – экспериментальная аэрогидродинамика амфибийных летательных аппаратов и транспортных средств с шасси на воздушной подушке.