

Принципы согласования базовой компоновки колесного самолета с шасси на воздушной подушке

© В.П. Морозов¹, В.Н. Наумов³, Ю.Ю. Мерзликин², А.А. Долгополов²

¹ООО «Предприятие Аэрорик», Нижний Новгород, 603035, Россия

²ФГУП «ЦАГИ», НИМК ЦАГИ, Москва, 105005, Россия

³МГТУ им. Н. Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

На основании исследования принципиальной возможности согласования шасси на воздушной подушке (ШВП) и базовой компоновки колесного легкого транспортно-го самолета (ЛТС) предложено компоновочное решение — концепция полной уборки гибкого ограждения после взлета в специальные небольшие гондолы и выпуск его перед посадкой. Показано, что интеграция платформы ШВП в планер требует увеличения площади горизонтального и вертикального оперений, дополнительной организации обдувки горизонтального оперения струями воздушного винта, мероприятий по улучшению путевой управляемости. Теоретически и экспериментально обосновано, что для качественного повышения проходимости ЛТС при интеграции и сохранения весового и аэродинамического совершенства колесных самолетов необходима процедура согласования базовой компоновки с ШВП на стадии эскизного проекта.

Ключевые слова: компоновка, самолет, шасси, воздушная подушка, интеграция.

Исследована принципиальная возможность согласования шасси на воздушной подушке (ШВП) с базовой компоновкой легкого транспортного самолета (ЛТС) (рис. 1). Проект ЛТС выполнен по нормальной аэродинамической схеме «высокоплан» с двумя турбовинтовыми двигателями (ТВД) на крыле. Близкими аналогами ЛТС можно считать ряд двухмоторных тактических транспортных самолетов с верхним расположением крыла (Ан-8, Ан-26, CN-235 «Эйртек», G-222 «Аления», С-160 «Трансаль» и др.) [1, 2].

Принимая во внимание, что концепция ЛТС на начальной фазе разрабатывалась без учета «принципа раннего согласования», задачей работы стало проведение анализа и оценка возможности установки ШВП на самолет. Для проекта выбрана однокамерная схема создания воздушной подушки (ВП), отдельная силовая установка с дополнительным газотурбинным двигателем, связанным с осевым вентилятором для создания ВП, и убираемое ограждение ВП смешанного типа, имеющее продольное боковое ограждение баллонного типа и поперечные (носовой и кормовой) упругоэластичные щитки.

Ключевое компоновочное решение — полная уборка гибкого ограждения после взлета в специальные небольшие гондолы и

выпуск их перед посадкой. Поперечное ограждение убирается в подфюзеляжные ниши. Эта концепция отработывалась в ЦАГИ под руководством А.И. Дунаевского на специально спроектированном модуле ШВП (рис. 2) и показала свою потенциальную работоспособность. Схема модернизации базового варианта ЛТС под ШВП приведена на рис. 3.

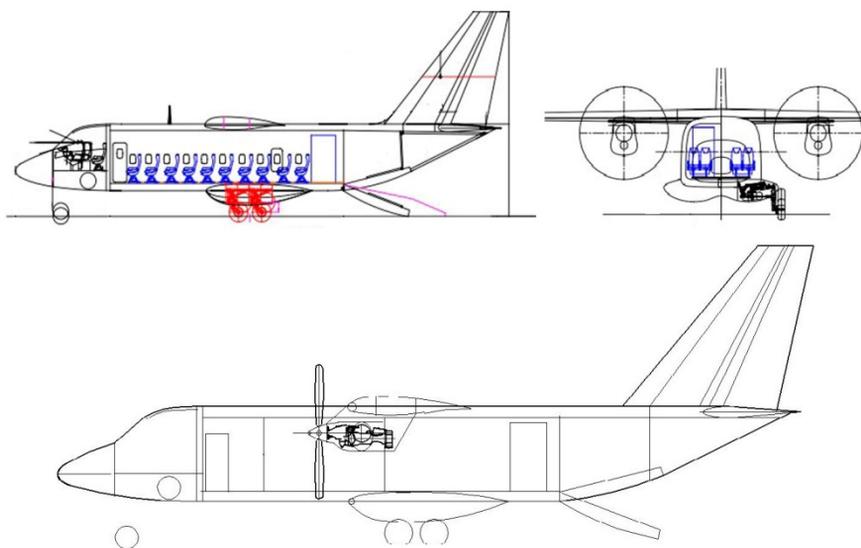


Рис. 1. Компоновка ЛТС



Рис. 2. Стенд для отработки механизма выпуска и уборки гибкого ограждения

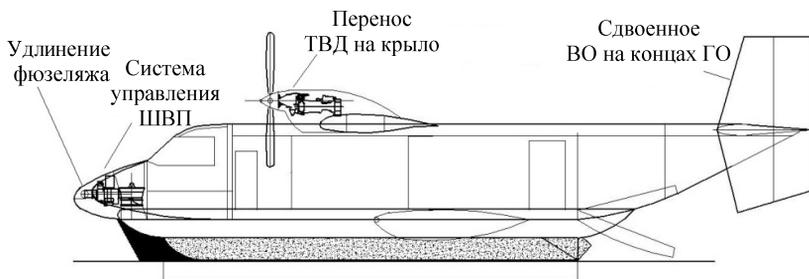


Рис. 3. Вид сбоку ЛТС, адаптированного под ШВП

Интеграция платформы ШВП в планер требует во всех случаях изменения (увеличения) площади горизонтального и вертикального оперений (ГО и ВО). Для парирования больших дестабилизирующих моментов от платформы ШВП с выпущенными щитками дополнительно необходима организация обдувки ГО струями воздушного винта, что реализовано на модификации ЛТС с ШВП. Для обеспечения управляемости самолета на режимах взлета, посадки и особенно рулежки требуются мероприятия по улучшению путевой управляемости. К наиболее простым из них относятся дифференциальное управление тягой маршевых двигателей и замена однокилевого ВО двухкилевым с разнесением ВО их по краям ГО и размещением в зоне обдува струями воздушных винтов. Кроме прямых функций улучшения путевой управляемости самолета, в том числе с одним отказавшим ТВД, последнее решение позволяет повысить эффективность ГО и существенно снизить нагрузки (крутящий момент) на фюзеляж, ослабленный вырезом под грузовую хвостовую рампу.

Важнейшими задачами при компоновке самолета с ШВП является выбор нагнетательного комплекса и принципа размещения его на самолете. Увеличение миделя платформы ШВП для установки нагнетательного комплекса на платформе или по бокам фюзеляжа (как на ХС-118 «Баффало») приводит к ряду негативных факторов, из которых наиболее критичны существенные потери аэродинамического качества самолета при крейсерском полете и во взлетной конфигурации. Самым рациональным компоновочным решением является размещение нагнетателей в носовой части фюзеляжа, перед кабиной [3]. Это решение обладает рядом преимуществ. К наиболее важным из них можно отнести минимизацию площади миделя в крейсерской конфигурации, меньшую вероятность загрязнения воздухозаборников, отсутствие «поршневого эффекта» и связанное с этим улучшение проходимости по неровностям, снижение балансирующих потерь во взлетной конфигурации с выпущенным ограждением ВП, облегчение доступа к нагнетательному комплексу при обслуживании.

Для базовой схемы ЛТС размещение нагнетательного комплекса в носовой части фюзеляжа вызывает значительное смещение цен-

тровки самолета вперед, что можно парировать только изменением общей аэродинамической компоновки, небольшим увеличением длины фюзеляжа и перемещением крыла с ТВД вперед. Это, в свою очередь, приводит к увеличению плеча ГО и повышению эффективности оперения. Основные принципы адаптации планера под установку ШВП показаны на рис. 4.



Рис. 4. Совмещение видов в плане базового и модифицированного вариантов 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, а также массу щитков и оболочек ограждения ВП. Подобная адаптация фюзеляжа и установка комплекса силовой установки самолета с ШВП в носовой части фюзеляжа приводят к конструктивной возможности существенного улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета на основе организации системы управления пограничным слоем (УПС) на крыле. Принципиальная схема УПС – ШВП представлена на рис. 5. По предварительным оценкам, при реализации системы УПС на простых поворотных нещелевых закрылках и на зависающих элеронах может быть достигнуто значение коэффициента подъемной силы 3,5...4,5.

Мидель модифицированного фюзеляжа с наплывами для уборки и выпуска гибкого ограждения ШВП в крейсерской конфигурации может не превышать мидель гондолы колесного шасси. Однако во взлетной конфигурации с выпущенным гибким ограждением мидель увеличивается примерно в 1,5 раза. При этом наличие платформы ШВП с пневмобаллонами и выпущенными поперечными щитками может существенно изменить продольные и боковые аэродинамические характеристики самолета. Для балансировки самолета с ШВП во

взлетной конфигурации требуется повышение эффективности хвостового оперения (увеличение статического момента ГО и ВО) или реализация дополнительных проектных мероприятий (см. рис. 4).

Для обеспечения безопасности эксплуатации самолета с ШВП важно решить проблему повышения боковой остойчивости, характеризуемой, как и у судов на ВП, отношением высоты центра тяжести самолета от взлетно-посадочной полосы к ширине ВП. Для ЛТС с ШВП кроме классических судостроительных решений (дифференциальное изменение 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. Принципиальная схема системы повышения боковой остойчивости показана на рис. 6 [4, 5].

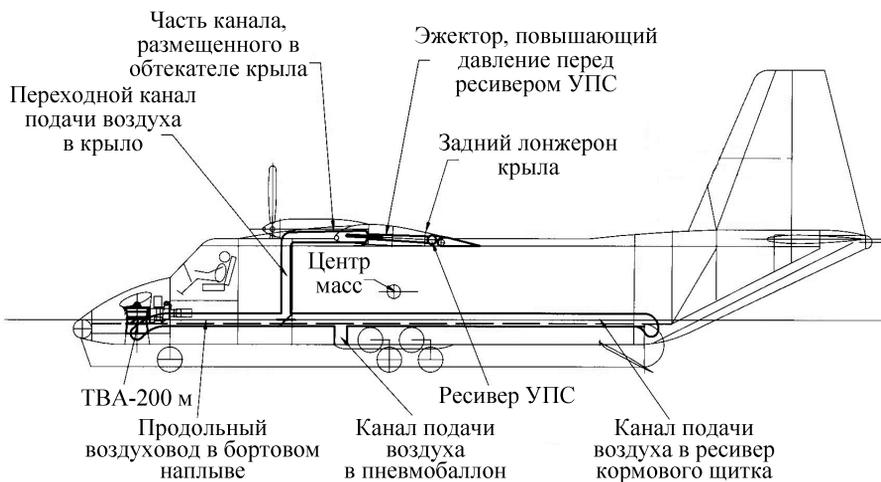


Рис. 5. Принципиальная схема системы УПС на ЛТС с ШВП

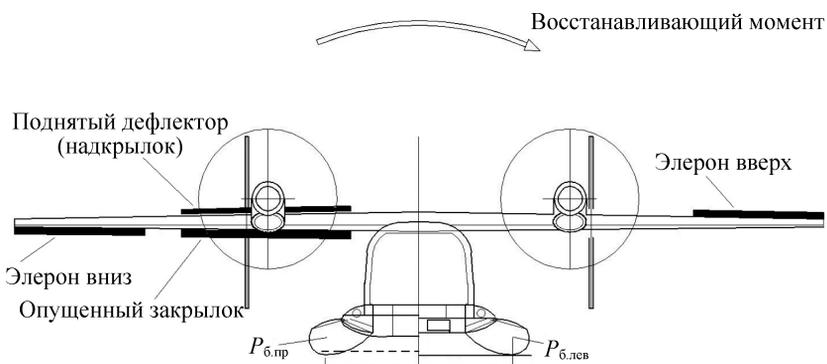


Рис. 6. Вид спереди ЛТС с ШВП с системой повышения боковой остойчивости ($P_{б.пр} >> P_{б.лев}$)

Теоретическое и экспериментальное изучение вопросов согласования ШВП с базовыми компоновками колесных ЛТС показывает, что для качественного повышения проходимости ЛТС при использовании ШВП и сохранении весового и аэродинамического совершенства самолетов необходима процедура согласования базовой компоновки с ШВП на стадии эскизного проекта.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Магула В.Э. *Судовые эластичные конструкции*. Ленинград, Судостроение, 1978, 264 с.
- [2] Демешко Г.Ф. *Проектирование судов. Амфибийные суда на воздушной подушке*. Т. 1. Санкт-Петербург, Судостроение, 1992, 252 с.
- [3] Демешко Г.Ф. *Проектирование судов. Амфибийные суда на воздушной подушке*. Т. 2. Санкт-Петербург, Судостроение, 1992, 330 с.
- [4] Кользаев Б.А. и др. *Особенности проектирования судов с новыми принципами движения*. Ленинград, Судостроение, 1974, 275 с.
- [5] Эпштейн Л.А. *Методы теории размерностей и подобия в задачах гидромеханики судов*. Ленинград, Судостроение, 1970, 208 с.

Статья поступила в редакцию 13.10.2014

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Морозов В.П., Наумов В.Н., Мерзликин Ю.Ю., Долгополов А.А. Принципы согласования базовой компоновки колесного самолета с шасси на воздушной подушке. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2014, вып. 6.

URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/transport/1301.html>

Морозов Виктор Петрович — канд. техн. наук, главный конструктор ООО «Предприятие АЭРОРИК», Нижний Новгород, Россия. Специалист в области расчета и проектирования систем самолета, в том числе шасси на воздушной подушке; аэродинамики летательных аппаратов. e-mail: vpmorozovnn@mail.ru

Наумов Валерий Николаевич — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Многоцелевые гусеничные машины и мобильные роботы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Заслуженный деятель науки РФ, лауреат премии Президента РФ, специалист в области проектирования и расчета транспортных систем. e-mail: naumovvn@yandex.ru



Мерзликин Юрий Юрьевич — главный инженер НИО-12 ФГУП ЦАГИ. Специалист в области стационарной и нестационарной аэродинамики летательных аппаратов. e-mail: ymerzlikin@gmail.com



Долгополов Александр Андреевич — старший научный сотрудник ФГУП ЦАГИ. Специалист в области динамики летательных аппаратов и транспортных средств на воздушной подушке; стационарной и нестационарной аэродинамики летательных аппаратов. e-mail: dolgopolov.aviafgup@gmail.com



Coordination principles of wheeled aircrafts base layout with air-cushion undercarriage

© V.P. Morozov¹, V.N. Naumov³, Yu.Yu. Merzlikin², A.A. Dolgopolov²

¹“Aerorick” Enterprise, Ltd, Nizhny Novgorod, 603035, Russia

² Central Aerohydrodynamic Institute, NIMK TsAGI, Moscow, 105005, Russia

³ Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

We investigated an opportunity of air cushion chassis and light transport aircraft coordinating. The key layout solution was the complete rising of the air-cushion undercarriage in specialized gondolas after take-off. It is shown, that the integration of air cushion chassis platform into the glider demands expansion of empennage area. To parry destabilize moments from air cushion platform with open front and rear shields the blow of empennage with airscrew jets is to be organized. To maintain controllability during take-off and landing appropriate measures should be taken. The simplest way to increase controllability is differential control of engines traction or mounting of extra fins in airscrew jets flow area. The most rational layout decision is the front placement of air-cushion supercharger. It is shown, that the procedure of coordinating base layout of airplane with air-cushion chassis should be carried out at the draft stage.

Key words: layout, aircraft, undercarriage, air-cushion, integration.

REFERENCES

- [1] Magula V.E. *Sudovye elastichnye konstruksii* [Ship elastic design]. Leningrad, Sudostroenie Publ., 1978, 264 p.
- [2] Demeshko G.F. *Proektirovanie sudov. Amfibiynye suda na vozduzhnoy podushke. Tom 1.* [Design of ships. Amphibious hovercraft. Vol. 1]. St. Petersburg, Sudostroenie Publ., 1992, 252 p.
- [3] Demeshko G.F. *Proektirovanie sudov. Amfibiynye suda na vozduzhnoy podushke. Tom 2.* [Design of ships. Amphibious hovercraft. Vol. 2]. St. Petersburg, Sudostroenie Publ., 1992, 330 p.
- [4] Kolyzayev B.A., et al. *Osobennosti proektirovaniya sudov s novymi printsipami dvizheniya* [Design features of the ships with the new principles of movement]. Leningrad, Sudostroenie Publ., 1974, 275 p.
- [5] Epstein L.A. *Metody teorii razmernostey i podobiya v zadachakh gidromekhaniki sudov* [Methods of the theory of dimensions and similarity in the problems of hydromechanics ships]. Leningrad, Sudostroenie Publ., 1970, 208 p.

Morozov V.P., Ph.D., chief designer, in “Aerorick” Enterprise, Ltd. Specialist in the field of analysis and design of aircraft systems, including air-cushion undercarriage, aerodynamics of aircraft. e-mail: vpmorozovnn@mail.ru

Naumov V.N. (b. 1941) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 1965. Dr. Sci. (Eng.), Professor, Honoured Scientist of the Russian Federation. Head of the Tracked Vehicle and Mobile Robots Department at Bauman Moscow State Technical University. Author of 300 publications in the field of transport machinery. e-mail: naumovvn@yandex.ru

Merzlikin Yu.Yu., chief engineer in the Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Specialist in the field of stationary and nonstationary aerodynamics of aircraft. e-mail: ymerzlikin@gmail.com

Dolgoplov A.A., a senior researcher in the Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Specialist in the field of dynamics of aircraft and, air-cushion vehicles, steady and unsteady aerodynamics of aircraft. e-mail: dolgoplov.aviafgup@gmail.com