

---

УДК 629.7.01, 629.7.014, 629.7.015.3

А.В. Корнев

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

## **АСПЕКТЫ СОЗДАНИЯ ЭФФЕКТИВНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С ВОЗДУХОЗАБОРНИКОМ УТОПЛЕННОГО ТИПА С ВНЕШНИМИ ВИХРЕГЕНЕРАТОРАМИ**

*Работа посвящена решению вопросов создания летательного аппарата по принципу газодинамического единства планера и силовой установки. Проведён обзор вариантов компоновок входных устройств разных типов, рассмотрены их преимущества и недостатки. Раскрыта система противоречивых требований, с которыми сталкивается конструктор при выборе, проектировании и компоновке входных устройств на летательном аппарате. Предложено обоснованное конструктивное решение для расширения области применения утопленного воздухозаборника и рассмотрены достоинства и особенности его применения на примере компоновки манёвренного летательного аппарата.*

**Ключевые слова:** *воздухозаборник, силовая установка, аэродинамическая компоновка, принципы проектирования, методы проектирования, интерференция, АДХ, ЛТХ.*

### **Введение**

**Постановка проблемы.** Основные лётно-технические характеристики и эксплуатационные свойства атмосферного летательного аппарата (ЛА), определяющие его функциональные возмож-

ности, в значительной степени зависят от его аэродинамических характеристик. Выбором форм отдельных частей ЛА (крыла, фюзеляжа, оперения и др.) и их взаимным расположением, т.е. аэродинамической компоновкой, обеспечивается возможность получения таких аэродинамических характе-

ристик, которые при данной силовой установке (СУ) позволяют реализовать требуемые лётно-технические и эксплуатационные свойства.

Аэродинамическая компоновка должна обеспечить получение необходимого комплекса аэродинамических характеристик в широком диапазоне чисел  $M$  и высот полёта. Кроме того, при решении вопросов внешней аэродинамики требуется таким образом разместить и организовать входные устройства силовой установки и других систем, чтобы связанное с этим увеличение лобового сопротивления ЛА было минимальным при создании условий для снижения потерь во внутренних трактах СУ [1].

Ещё в начале девятнадцатого столетия выдающимся советским авиаконструктором и учёным Р.Л. Бартини был сформулирован и применен принцип конструирования, который на многие годы вперед определил направление поиска новых решений. Принцип заключается в поиске и выборе таких решений, которые при прочих равных условиях и всех возможных противоречиях позволяют реализовать и усилить положительные факторы взаимовлияния элементов разрабатываемой системы и получить в результате интегральные характеристики, превосходящие суммарные характеристики отдельных элементов. Предложенная в начале 40-х годов Р.Л. Бартини форма крыла переменной стреловидности, а также компоновка ЛА с включением фюзеляжа в состав несущей системы в последнее время активно используется при создании ЛА разных классов (рис. 1 – 6, 8, 9, 11, 15 – 17, 20). Одно из известных свойств стреловидного крыла с участками большой стреловидности – генерирование вихревой системы, способствующей безотрывному обтеканию крыла и создающей прирост подъёмной силы за счёт дополнительного разрежения на больших углах атаки – используется для повышения  $c_{y\alpha}^a$  и  $c_{y\alpha \max}$ . Использование той же вихревой

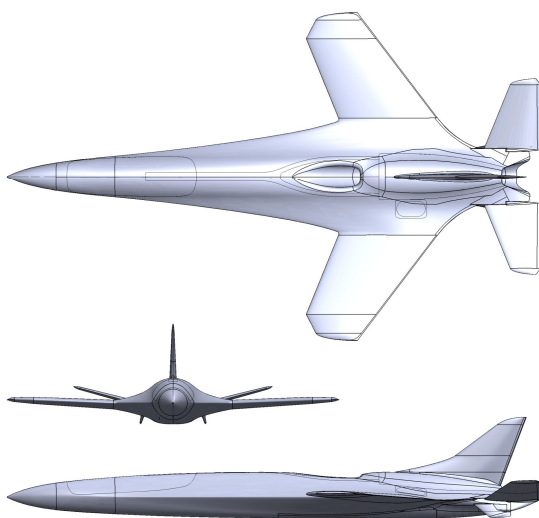


Рис. 1. ЛА с интегрированной силовой установкой

системы для повышения устойчивости и управляемости в результате ведёт к общему увеличению манёвренности ЛА. Неизбежные затраты энергии на вихреобразование и, как следствие, повышенная потребная тяговооружённость окупаются значительным качественным повышением боевой эффективности. Такая компоновка создаёт ещё ряд преимуществ. Несущий фюзеляж разгружает крыло и повышает аэродинамическое качество ЛА, что положительно влияет на прочностные характеристики планера и повышает весовую отдачу. На сверхзвуковой скорости подобная аэродинамическая компоновка характеризуется меньшим диапазоном смещения фокуса и, как следствие меньшими потерями на балансировку. Большие объёмы внутри планера вследствие увеличения строительных высот профиля при сохранении относительной толщины позволяют повысить транспортную эффективность.

Существуют классы ЛА, в качестве силовых установок которых для обеспечения необходимых лётно-технических характеристик (ЛТХ) целесообразно применение СУ с газотурбинными двигателями (ГТД).

Организация питания ГТД воздухом в таких СУ осуществляется с помощью входных устройств (ВУ), при создании и размещении которых на ЛА приходится решать целый ряд проблем.

#### Целью статьи является:

- освещение результатов и достижений применения нетрадиционной аэродинамической компоновки ЛА, оснащённого СУ с ГТД и ВУ с воздухозаборником утопленного типа;
- освещение подхода к проектированию ЛА по принципу газодинамического единства планера и силовой установки;
- анализ технического решения и физических процессов.



Рис. 2. Перспективный грузо-пассажирский самолёт М-60ГП



Рис. 3. Магістральний самолет ІС1



Рис. 4. БпЛА Barracuda



Рис. 5. Експериментальний самолет Boeing/NASA X-48 і його масштабна вільнолітаюча модель

## Основной материал

### Проблемы создания эффективной силовой установки

**Анализ публикаций и достижений по указанному направлению.** Создание эффективной силовой установки для приведения в движение ЛА связано с необходимостью решения ряда взаимосвязанных задач внешней и внутренней аэродинамики. К числу наиболее важных вопросов внутренней аэродинамики следует отнести вопросы, связанные с организацией воздушных потоков внутри силовой установки. От их решения зависят высотность и тяга двигателя, достаточное охлаждение двигателя, потеря мощности на охлаждение и т. п.

При работе двигателя на месте или на взлёте, во входном устройстве происходит плавное ускорение потока до уровня, обеспечивающего потребный расход воздуха через двигатель. При полёте на крейсерском околозвуковом режиме происходит торможение набегающего потока до требуемого значения скорости. В итоге компрессор двигателя, вне зависимости от скорости полёта, работает при оптимальных условиях. При этом необходимо обеспечить эффективное торможение потока, по возможности ещё до входа во внутренние каналы ВУ (внешнее торможение). Внешнее торможение со-

провождается наименьшими потерями давления набегающего потока и влечёт за собой уменьшение потерь на последующих участках тракта ВУ. Внутренние тракты СУ должны быть спроектированы и иметь возможность быть выполненными таким образом, чтобы потери напора в них были минимальными. ВУ должно обеспечивать достаточную степень равномерности поля скоростей и давлений потока перед компрессором двигателя [2].

Наименьшие внешние потери создают лобовые и крыльевые воздухозаборники, т. к. в них реализуется наибольшее снижение скорости потока за счёт внешнего торможения. Внешнее торможение воздуха в этих случаях ограничивается только условиями получения хороших внешних обводов воздухозаборника. Надёжная работа таких ВУ обеспечивается в узком диапазоне углов атаки, и при компоновке двигателя внутри фюзеляжа сопровождается большими потерями в длинных и искривлённых внутренних каналах. Входное устройство при этом занимает большие внутренние объёмы планера.

При обтекании ЛА течение вблизи поверхности на безотрывных режимах или в безотрывной зоне носит достаточно упорядоченный характер. Изменение местного угла между направлением потока и поверхностью происходит в гораздо меньшем диапазоне по сравнению с углом атаки самого ЛА. Это созда-

ет благоприятные условия для размещения входных устройств над или под поверхностью крыла или фюзеляжа. Но накапливающийся по длине поверхности перед ВУ низкоэнергетический пограничный слой допускает торможение потока перед входом в ограниченных пределах. Торможение потока с неравномерным полем скоростей увеличивает его неравномерность. Это ухудшает эффективность торможения потока во внутренних трактах и заставляет искать решения для предотвращения попадания наиболее заторможенной части внешнего потока во внутренние тракты СУ, например как это реализовано на ЛА, пред-



Рис. 6. B-2 Spirit

Наиболее выражены проблемы, связанные с попаданием пограничного слоя в воздухозаборник, при компоновке двигательной установки в задней части ЛА и оснащении коротким выступающим ВУ, расположенным над крылом или фюзеляжем. Ещё острее эти проблемы проявляются, когда ЛА имеет штатные режимы полёта на больших углах атаки, например, энергичный взлёт и посадка с динамическим торможением или маневрирование, при которых на его верхних поверхностях возникают пред-отрывные и даже отрывные течения. В дополнение к этому, размещение СУ с выступающим ВУ в большинстве случаев вынуждает размещать их в отдельных гондолах или под обтекателями, из-за чего увеличивается площадь омываемой поверхности и возникает отрицательная интерференция с другими частями, а, следовательно, растёт и общее сопротивление СУ.

На больших скоростях полёта либо при дросселировании двигателя происходит так называемое "переполнение" нерегулируемых ВУ, вызываемое превышением располагаемого расхода над потребным, из за чего происходит более интенсивное торможение потока и отрыв его от поверхности перед ВУ. Это не только уменьшает степень повышения

ставленных на рис. 3, 5, 6, 8 – 12, либо организовывать устройства для управления пограничным слоем.

Для примера на рис. 7 показана головная часть ЛА с воздухозаборником и нижняя поверхность входного устройства, оснащённого двумя рядами турбулизаторов. Турбулизаторы предназначены для организации и стабилизации пристеночных потоков, в том числе всасываемого с поверхности носовой части ЛА пограничного слоя, и предотвращения их отрыва от криволинейных поверхностей диффузора. Подобные системы являются объектами тонкой и кропотливой экспериментальной настройки [3].

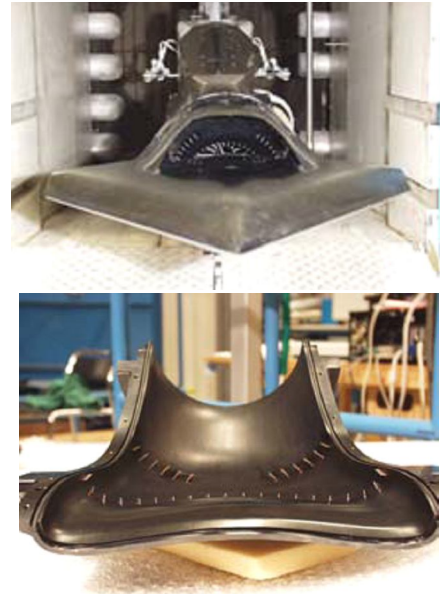


Рис. 7. Входное устройство с турбулизаторами

давления до входа, но, обычно, нарушает работу последующих участков тракта ВУ и, зачастую, инициирует отрыв потока на внешней поверхности передней кромки воздухозаборника, увеличивая общее сопротивление СУ и ЛА в целом.

В связи с этим размещение ВУ под поверхностью крыла или фюзеляжа является целесообразным с точки зрения обеспечения качества набегающего потока перед ВУ. При обтекании нижней поверхности крыла или фюзеляжа, за счёт дополнительного поджатия потока перед ВУ происходит частичная компенсация потерь давления во внутренних трактах. С увеличением угла атаки до определённых пределов эти преимущества компоновки с нижним расположением ВУ становятся более ярко выраженными.

Трудности другого порядка возникают, когда к компоновке СУ и ВУ, в частности, в зависимости от назначения, предъявляются эксплуатационные требования, например такие, как способ старта. В ряде случаев они становятся определяющими.

При эксплуатации на земле летательного аппарата с нижним расположением ВУ, необходимо принимать меры для предотвращения попадания в них грунта и посторонних предметов с ВПП. При-

менение типовых выступающих ВУ дополнительно накладывает требования к высоте шасси. В зависимости от принятых решений и их реализации на ЛА, соответствующие требования предъявляются к качеству покрытия ВПП.

Старт с катапультной разгонной установки затрудняет использование типовых выступающих подфюзеляжных ВУ. Воздушный старт накладывает жёсткие требования к внешним обводам и габаритные ограничения ко всем агрегатам ЛА. Компоновка и исполнение ВУ может вызвать трудности при посадке ЛА под аэроупругой системой на фюзеляж или посадочные опоры, а именно – в исполнении самих опор и ориентации ЛА, при выпуске системы посадки таким образом, чтобы исключить повреждения ЛА и попадание грунта в ВУ в момент посадки. Определённые трудности возникают при создании ВУ подъёмно-маршевых двигателей ЛА вертикального взлёта и посадки. Они связаны с организацией безотрывного подвода потребного количества воздуха к двигателю, работающему с максимальной тягой как на основных режимах полёта, так и на режимах взлёта и висения. ЛА, эксплуатируемые вблизи населённых пунктов, должны соответствовать нормам уровня издаваемого шума. Применение ВУ с нижним расположением и, особенно, выступающих, осложняет эту задачу.

К ЛА специального назначения предъявляются требования минимизации эффективной площади рассеяния (ЭПР) радиоэлектронного излучения, тепловой и акустической заметности, особенно из нижней полусферы, для затруднения обнаружения их средствами ПВО. Применение выступающих ВУ затрудняет выполнение этих требований, т.к. не только увеличивает мидель ЛА и омываемую площадь, но и вынуждает создавать неблагоприятные для решения этой задачи формы, стыки, щели сис-

темы управления погранслоем. Для экранирования компрессора двигателя в исполнении с носовым или нижним ВУ применяют S-образные воздуховоды, которые при ограничении их длины получаются довольно большой кривизны.

Существуют классы летательных аппаратов, применяющихся в разных условиях базирования, к которым предъявляются специфические требования. Например, экранирование входных устройств на самолётах-амфибиях и экранопланах от всасывания в них грунта и песка с прибрежных стоянок и воды с поверхности водоёма на режимах взлёта и посадки. Этим в большинстве случаев обусловлен либо вынос двигательных установок дальше от подстилающей поверхности, либо размещение их над верхней поверхностью планера (рис. 10, 11). Следует также отметить, что компоновкам ЛА с большим выносом двигательной установки в вертикальной плоскости вследствие большого момента тяги свойственны повышенные балансирующие потери (рис. 2, 3, 5, 10, 11).

Существуют требования повышения мобильности и унификации парка беспилотных средств некоторых классов. В частности эти требования касаются сокращения номенклатуры однотипных изделий и адаптации хорошо зарекомендовавших себя БПЛА, а также вновь создаваемых к различным условиям применения, транспортировки и базирования. Мероприятия, проводимые в этом направлении зачастую сопровождаются повышением сложности и массы изделия. Однако в последствие повышение массовости их применения и серийности производства, повышение ремонтпригодности и эксплуатационности, упрощение и удешевление этапа внедрения и освоения приводит к значительному экономическому эффекту несмотря на возросшие затраты на создание и возросшую стоимость самого изделия.



Рис. 8. Самолет-мишень Yabhon HMD



Рис. 9. БпЛА J/AQM-6 TACOM на подвеске самолета-носителя F-15



Рис. 10. Бе-200

Примеры применения авиационных управляемых ракет класса воздух-воздух или воздух-поверхность в системах аэродромной или корабельной ПВО, либо применение их с борта подводного носителя демонстрируют сложность решения подобных задач. Удовлетворение требований мобильности и унификации является комплексной задачей. В случае создания системы воздушного базирования повышение транспортной эффективности самолёта-носителя, снижение его ЭПР по возможности без ухудшения собственных ЛТХ предопределяют компактность ракетной системы, а так же в ряде случаев конформное размещение ракет на внешних подвесках или внутри планера. Сходные требования предъявляются к мобильным системам наземного, надводного и подводного базирования. Это вынуждает искать способы уменьшения габаритов и универсальных способов подвески и старта. В результате крылатые ракеты оснащаются складным крылом и стабилизаторами, модульными системами с комбинированной двигательной установкой с маршевыми и, при необходимости, разгонными ступенями. При жёстких габаритных ограничениях на ракетах находят применение убираемые в транспортное положение выступающие ВУ и даже целые двигательные установки, которые выпускаются в полётное положение после старта с носителя (рис. 12). Для их размещения в фюзеляже высвобождаются специальные отсеки, создаются дополнительные приводы и т.п. Такие решения представляются нерациональными с точки зрения весовой отдачи и использования объёмов планера в полётной конфигурации. И если изменение максимально упрощённой аэродинамической несущей системы не представляется возможным, то по части СУ улучшение эксплуатационных характеристик ЛА представляется в максимальной интеграции СУ с планером ЛА.

В настоящее время все большее распространение получают компоновки с силовыми установками, размещёнными частично или полностью внутри планера.

Это СУ с утопленными в тело планера воздухозаборниками. Такие компоновки привлекают своей компактностью, простотой конструкции, меньшим весом и низким, в сравнении с выступающими ВУ, внешним сопротивлением. Они позволяют решить многие из перечисленных проблем, тем самым одновременно повышая лётно-технические и эксплуатационные свойства ЛА и систем, созданных на их основе.

В качестве примера удовлетворения требований унификации может служить серия крылатых противокорабельных ракет AGM/RGM/UGM-84A "Harpoon" (McDonnell-Douglas, США), используемых с носителей разных типов – воздушных, наземных и морских, рис. 13. Ракеты оснащены подфюзеляжным воздухозаборником утопленного типа, размещённым в нише между смежными поверхностями Х-образной фиксированной несущей системы.

Одним из наиболее удачных исполнений с точки зрения универсальности в эксплуатации можно назвать серию крылатых ракет ЗМ-14/54 "Клуб" (МКБ "Новатор", Россия), рис. 14. Ракеты контейнерного старта, оснащённые складным крылом и оперением, используются с носителей разных типов. Одним из составных элементов, определяющих высокие эксплуатационные свойства, является короткое входное устройство, оснащённое подфюзеляжным воздухозаборником утопленного типа маршевой силовой установки с ТРД, размещённое в хвостовой части.

В самолётостроении всё чаще встречаются примеры компоновок ЛА, оснащённых надфюзеляжными воздухозаборниками утопленного типа, такие как манёвренный БпЛА большой дальности проекта RQ-3A DarkStar (Lockheed/Boeing, США) с воздухозаборником, расположенным в носовой части, рис. 15; экспериментальный самолёт для исследования вопросов технологии "Stealth" Tacit Blue (Northrop, США), оснащённый воздухозаборником, расположенным в центральной части фюзеляжа, рис. 16; БпЛА Shark (Saab, Швеция), оснащённый воздухозаборником, расположенным в хвостовой части фюзеляжа, рис. 17.

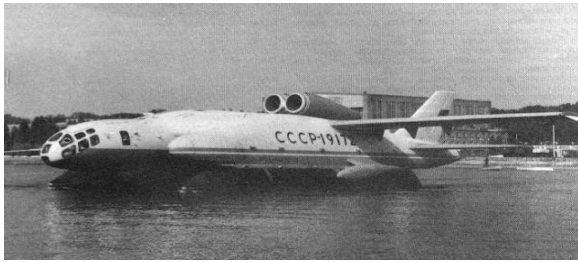


Рис. 11. ВВА-14

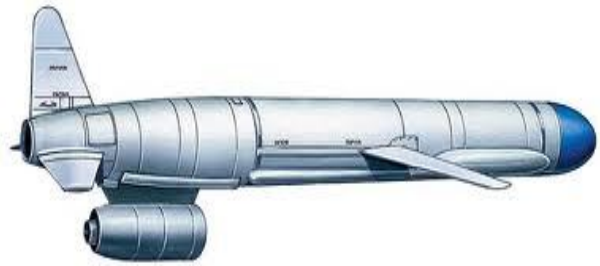


Рис. 12. Стратегическая крылатая ракета X-55



Рис. 13. Противокорабельная ракета AGM-84A Харпоун

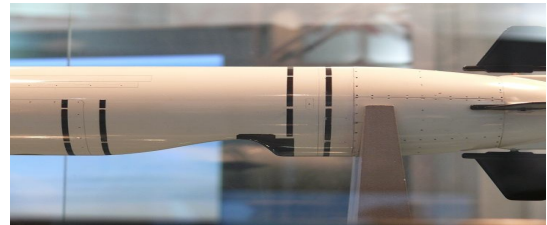


Рис. 14. Ракета 3М-14АЭ "Клуб"

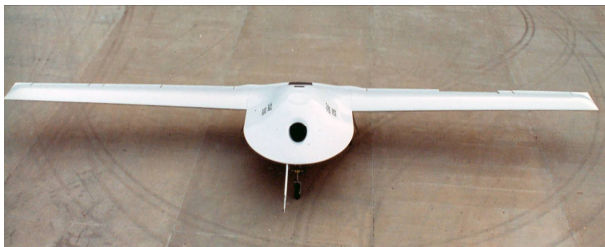


Рис. 15. БпЛА RQ-3A DarkStar



Рис. 16. Экспериментальный самолет Tacit Blue



Рис. 17. БпЛА Shark

Работа утолщенного воздухозаборника в значительной степени зависит от качества набегающего потока и характера обтекания частей планера, находящихся впереди по потоку. Проектирование подобных ВУ требует решения ряда проблем, связанных с:

- обеспечением подачи безотрывного потока воздуха с максимально возможным скоростным напором на всех режимах полёта ЛА,
- асимметрией потока на входе в направлении нормальном к донной части направляющего лотка, в т.ч. в результате поглощения пограничного слоя входным устройством.

В общем случае проектирование утолщенного воздухозаборника не может вестись изолированно от планера. Ввиду ряда ограничений и допущений классической прикладной аэродинамики, а также интенсивного развития методов автоматизированного проектирования создание их требует пересмотра подходов и методов проектирования.

#### Технические и методологические ограничения

Существующие аналитические методики и рекомендации по профилированию элементов воздушного тракта силовой установки позволяют провести предварительное проектирование элементов простых форм. Однако, вследствие требований компоновки, требований минимизации ЭПР радиоэлектронного излучения и др., на ЛА находят применение входные устройства сложных форм с сильно искривлёнными воздуховодами и пространственным течением внутри них, что значительно сказывается на параметрах потока и сводит к минимуму полезность аналитических расчётов. Также эти требования входят в противоречия с требованиями к каче-

ству потока перед компрессором двигателя. Поэтому профилирование входных устройств зачастую носит индивидуальный характер и ведётся при специальных продувках.

Проектирование лобовых ВУ, ВУ размещаемых в отдельных гондолах (рис. 3, 5, 10 – 12), выступающих ВУ, оборудованных системой слива или отсоса пограничного слоя (рис. 6, 8, 9) может вестись изолированно от планера ЛА. ВУ, оборудованные воздухозаборником утолщенного типа (рис. 13 – 17, 20) при определённых упрощениях на начальных этапах проектирования допускают рассмотрение их в сочетании с частичным моделированием поверхности, находящейся перед входом. Однако влияние геометрии носовой части, формы сопряжения входной части ВУ с поверхностью планера, а также характер обтекания на разных режимах полёта и влияние самого ВУ на обтекание ЛА накладывают требования создания комплексных экспериментальных моделей для решения совместной задачи внешней и внутренней аэродинамики.

С другой стороны возникают проблемы чисто технического плана, в частности, при моделировании проточного тракта СУ: создание подобного натурного тока воздуха через тракт с соответствующим расходом, размещение датчиков измерительного комплекса в ограниченном объёме проточной части. Соблюдение необходимых критериев подобия и решение технической стороны постановки эксперимента становится возможным при проведении относительно дорогостоящих испытаний в натурных или полунатурных аэродинамических трубах, рис. 7, 18, [3], либо при использовании крупномасштабных свободнолетающих динамически подобных моделей (СДПМ), рис. 19.



Рис. 18. Крупномасштабная модель головной части ЛА в аэродинамической трубе

На стадии экспериментальных исследований масштабных моделей в аэродинамических трубах (АДТ) основным требованием является соблюдение критериев геометрического и аэродинамического подобия. Чаще всего при исследовании установившихся режимов необходимо выполнение требования

подобия потоков по числу Маха или Рейнольдса. При этом из-за т.н. масштабного эффекта, возникающего вследствие габаритных ограничений рабочей части АДТ, зачастую не удаётся корректно смоделировать работу ряда устройств (шелевая и струйная механизация, устройства управления по-



гранслоем и др.), в том числе элементов воздушного тракта СУ (воздухозаборники, диффузоры, воздуховоды, коллекторы, эжекторы, выхлопные системы и др.), а испытания изолированных частей не дают полной картины обтекания на всех возможных режимах полёта ЛА и работы устройства.



Рис. 19. Крупномасштабная СДПМ перед стартом

При использовании типовых аэродинамических устройств, в том числе мотогондол, влияние от них учитывается введением расчётных или эмпирических поправок к аэродинамическим коэффициентам, полученным экспериментальным путем, но зачастую, особенно при создании перспективной техники с большой долей применения инновационных проектно-конструкторских решений многие вопросы находят своё решение только на стадии лётных испытаний первых образцов лётной техники.

Решение проблем, связанных с недостатком проектной информации на стадиях предварительного (концептуального) и эскизного проекта представляется возможным при использовании комбинированной методики комплексного определения газодинамических параметров ЛА и его систем при совместном использовании аналитических методов расчёта, экспериментальных методов прикладной аэрогидродинамики (АГД) и методов вычислительной гидродинамики (ВГД) или Computational Fluid Dynamics (CFD) [4].

**Предпосылки к разработке.** Интенсивное развитие боевых беспилотных авиационных комплексов, наращивание их функциональных возможностей, приводящее к удорожанию систем, а также постоянная модернизация средств ПВО являются предпосылками повышения требований надёжности, боевой живучести лётного парка беспилотных авиационных комплексов. Кроме решения вопросов пассивной составляющей боевой живучести – снижения радиолокационной и тепловой заметности, особенно из нижней полусферы, способности выполнять задание с частичными повреждениями, всё значимее будут становиться требования, предъявляемые к активной составляющей – способности обнаружения и уклонения от средств поражения, в том числе за счёт аэродинамических преимуществ ЛА.

### Аэродинамическая компоновка утопленного воздухозаборника с внешними вихрегенераторами

В 2011 году компанией ADCOM Systems (ОАЭ), был представлен манёвренный БПЛА самолёт-мишень GRN1, рис. 1, 20, который вызвал интерес специалистов и был положительно отмечен авторитетным Британским издательством Jane's [5], [6]. Некоторые лётно-технические характеристики экспериментального образца БПЛА Yabhon GRN1 представлены в табл. 1.



Рис. 20. БПЛА Yabhon GRN1 на пусковой установке

Таблица 1

Лётно-технические характеристики  
БПЛА Yabhon GRN1

Размеры, м	
– длина	3,92
– размах	3,313
– высота	0,715
– транспортировочные	3,85×0,835×0,345
Двигатель	TJ100 / 100A / –
Тяга максимальная, кН	1,0 / 1,1 / 1,36
Взлётный вес (max), кг	200 (220)
Вес полезной нагрузки (max), кг	20 (40)
Вместимость топлива, л	125
Скорость, км/ч	
– взлётная	140
– максимальная	900*/990**/1080**
Продолжительность полёта, мин	90
Потолок, км	
– практический	9**
– теоретический	11**
Высотность двигателя заявленная	8
Перегрузка (max)	
– вертикальная	10
– продольная	30

\* – по результатам испытаний

\*\* – расчётное значение

При инициативном участии в разработке специалистов Научно-исследовательского института проблем физического моделирования режимов полё-

та самолётов при Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» (НИИ ПФМ ХАИ) на БпЛА нашли применение ряд инновационных проектно-конструкторских решений. В НИИ ПФМ ХАИ совместно с кафедрой "Аэродинамики" и кафедрой "Информационных технологий проектирования летательных аппаратов" проходит апробацию комбинированная методика комплексного определения газодинамических параметров ЛА.

В ходе решения общих задач по выбору и обоснованию, проектированию и размещению на летательном аппарате входного устройства СУ с ГТД в частности были поставлены **следующие задачи**: снижение аэродинамического сопротивления ЛА, снижение потерь в ВУ, снижение уровня радиолокационной тепловой и акустической заметности, уменьшение веса конструкции, увеличение дальности полёта, расширение области применения воздухозаборника утолщенного типа, повышение запаса устойчивости СУ в широком диапазоне углов атаки путём предупреждения возникновения в воздушном потоке отрывных течений на участке входа воздухозаборника и предупреждения отрыва потока в канале ВУ.

От предшественников рассматриваемый БпЛА отличается интегральной компоновкой крыла с фюзеляжем и полностью интегрированной в тело планера силовой установкой, оснащённой коротким входным устройством с надфюзеляжным воздухозаборником утолщенного типа, расположенным в зоне крыла. Взлёт ЛА осуществляется с пусковой катапультной установкой, посадки под парашютом на фюзеляж.

На больших углах атаки входное устройство непосредственно взаимодействует с вихревой системой ЛА. Внешние вихрегенераторы – корневые наплывы крыла – одновременно обеспечивают прирост подъёмной силы несущей системы на режимах взлёта, набора высоты, при маневрировании и торможении до скорости выпуска системы посадки и создают условия для бесперебойной работы ВУ.

Для наглядной демонстрации благоприятного влияния вихревой системы на формирование потока перед воздухозаборником на рис. 20 – 27 представлены картины обтекания моделей ЛА, полученные в ходе проектирования.

На примере геометрической модели, изображённой на рис. 21, с помощью линий тока показано пространственное обтекание ЛА с ВУ, оснащённым

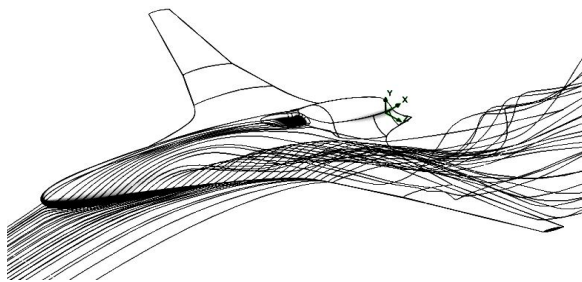


Рис. 21. Образование вихревого жгута

воздухозаборником утолщенного типа на больших углах атаки, полученное методами ВГД. На картине обтекания видно образование вихревой системы и безотрывное обтекание в области воздухозаборника.

На рис. 22 изображено сечение летательного аппарата в зоне направляющего лотка воздухозаборника и показано направление токов при вихревом обтекании.

Свидетельство о том, что вихревая система рассматриваемого БпЛА создаёт безотрывное обтекание в районе размещения воздухозаборника получено в результате экспериментальных исследований на масштабной модели, которые проводились без моделирования ВУ. В дальнейшем результаты опережающих численных экспериментов сопоставлялись с результатами физического эксперимента для определения возможностей методов ВГД. Была создана база данных для проведения последующего численного моделирования режимов полёта ЛА с работающим ВУ и проектирования воздухозаборника.

С помощью прикладных методов АГД помимо полного комплекса АДХ были получены визуализированные картины обтекания БпЛА. В качестве примера на рис. 23 показана верхняя поверхность продувочной модели БпЛА без входного устройства и фрагмент с увеличенным изображением центральной части фюзеляжа и левой консоли. Модель установлена в аэродинамической трубе АТ-4 ХАИ. Угол установки соответствует углу атаки  $\alpha = 30^\circ$ . С помощью шелковинок под действием обдувающего потока сформирована картина обтекания поверхности ЛА в пограничном слое, на которой видны развитые отрывные и обратные течения на консоли крыла и гладкое безотрывное обтекание фюзеляжа без потери несущих свойств. Течение по поверхности фюзеляжа направлено от плоскости симметрии самолёта под действием вихревого жгута, генерируемого передним наплывом. Подобную картину можно наблюдать на рис. 24, полученную с помощью методов ВГД на расчётной геометрической модели изолированной несущей системы БпЛА (без оперения и ВУ) в симметричной постановке задачи. Для сравнения на рис. 25 представлена картина обтекания расчётной геометрической модели БпЛА, на которой моделировалась работа ВУ ( $\alpha = 30^\circ$ ). Воздухозаборник размещён в зоне безотрывного обтекания и обеспечивает надёжное питание двигателя.

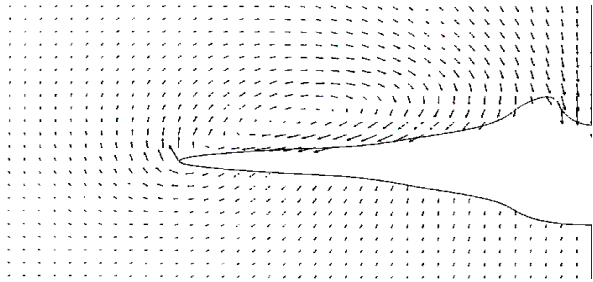


Рис. 22. Течение в сечении направляющего лотка

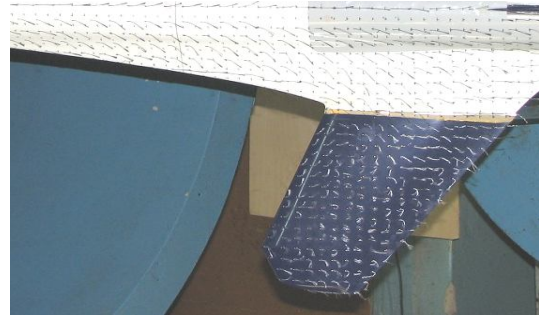
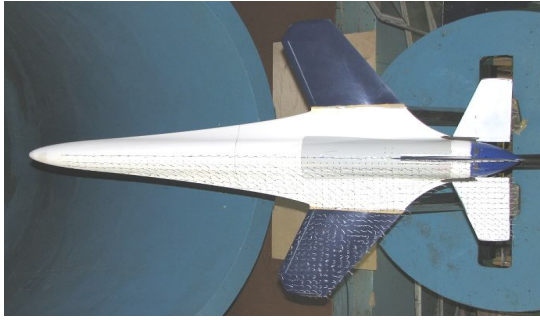


Рис. 23. Картина обтекания продувочной модели ( $\alpha = 30^\circ$ )

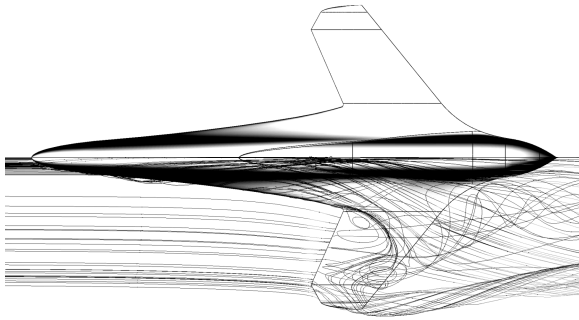


Рис. 24. Картина обтекания расчётной модели изолированной несущей системы ( $\alpha = 30^\circ$ )

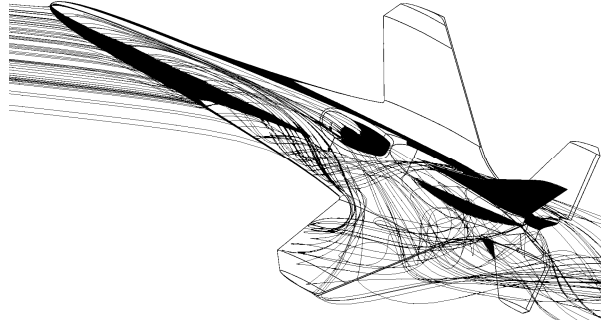


Рис. 25. Картина обтекания расчётной модели ЛА с ВУ ( $\alpha = 30^\circ$ )

В качестве ещё одного примера на рис. 26 показано направление токов в плоскости симметрии самолёта при обтекании ЛА, оборудованного ВУ на режимах полёта с углами атаки  $\alpha = 0^\circ, 30^\circ$ .

На рис. 27 с помощью линий тока показано формирование пространственной струи всасываемого воздуха при гладком обтекании (а) и вихревом обтекании (б).

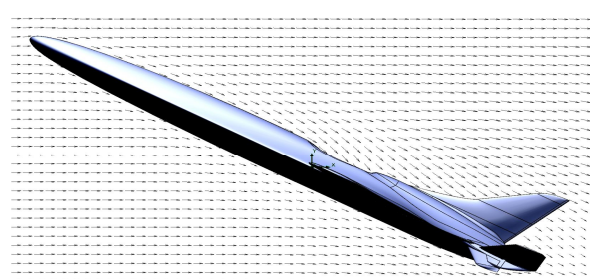
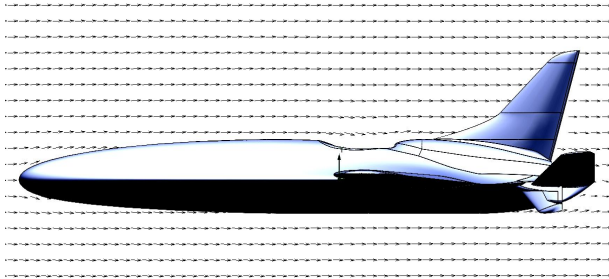
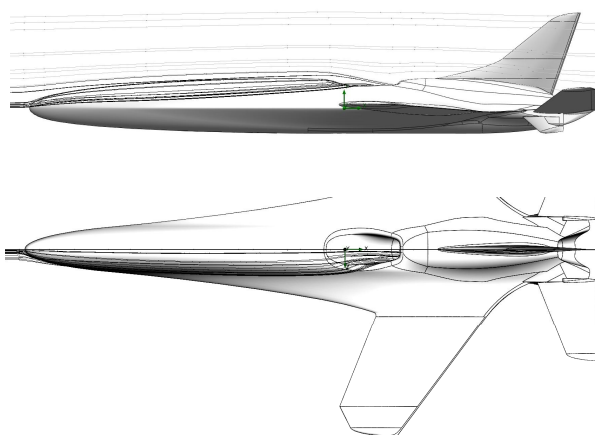


Рис. 26. Направление токов в плоскости симметрии самолёта при обтекании ЛА



а

б

Рис. 27. Формирование струи всасываемого воздуха

Работоспособность системы и соответствие заявленным требованиям подтверждены экспериментально при проведении лётных испытаний экспериментальных образцов БпЛА.

## Выводы

В результате анализа полученных расчётных и экспериментальных данных были сделаны следующие выводы.

1. Применение утепленного воздухозаборника в компоновке ЛА позволяет минимизировать площадь омываемой поверхности и придать более гладкие и удобообтекаемые обводы. Это вызывает минимальные возмущения обтекающего воздуха, что, соответственно, сопровождается минимальным уровнем роста коэффициента сопротивления ЛА.

2. В полёте с малыми углами атаки потери полного давления, вызванные поворотом потока в направляющем лотке компенсируются за счёт реализации внешнего торможения потока, сопровождающегося относительно малыми потерями давления на расширение перед входом в замкнутые каналы воздухозаборника.

3. За счёт всасывания накопившегося перед входом пограничного слоя ожидается уменьшение потребной эффективной тяги на величину, необходимую для продвижения поглощённого объёма заторможенного воздуха в пространстве. Это обстоятельство способствует снижению общего сопротивления СУ. Также в результате поглощения части пограничного слоя можно ожидать некоторое снижение сопротивления интерференции частей ЛА, находящихся в следе за воздухозаборником.

4. Нижняя часть поверхности направляющего лотка воздухозаборника находится в наихудших условиях обтекания. Расположение воздухозаборника позади крыла либо позади линии максимальной кривизны верхней поверхности крыла позволяет снизить потери на поворот потока и затянуть момент начала возникновения отрывных течений в направляющем лотке до больших скоростей полёта за счёт уменьшения угла притекания струй к воздухозаборнику вследствие скоса потока за крылом. Эти обстоятельства способствуют созданию компоновок ЛА с короткими ВУ малого сопротивления, оснащёнными верхнерасположенными утепленными воздухозаборниками, размещаемыми в хвостовой части ЛА. На режимах взлёта и посадки увеличение интенсивности скоса потока вследствие использования механизации крыла также будет иметь положительное влияние на работу хвостового ВУ.

5. В рассматриваемой компоновке в результате перераспределения давления и пространственного воздушного массообмена в полёте с малыми углами атаки работающее ВУ создаёт дополнительный момент на кабрирование. Это приводит к

уменьшению балансирующего угла отклонения стабилизатора по сравнению с экспериментальными данными, полученными в АДТ без моделирования ВУ и, соответственно, к снижению балансирующих потерь при приближении к  $V_{\max}$ .

6. В полёте с большими углами атаки положительное действие вихревой системы заключается в отклонении и прижатии обтекающего воздуха к верхней поверхности фюзеляжа с одновременным рассасыванием пограничного слоя, препятствуя его набуханию и отрыву от поверхности. Это способствует выравниванию поля скоростей и давлений на входе ВУ. При этом угол притекания струй к воздухозаборнику уменьшается и принимает значения благоприятные для безотрывного всасывания воздуха с минимальными потерями на поворот потока (рис. 27, б). Скоростной напор набегающего потока перед ВУ в зависимости от интенсивности вихревой системы сохраняется, а на некоторых режимах повышается относительно невозмущённого потока. Это частично компенсирует падение статического давления вследствие разрежения над верхней поверхностью планера. Всё это в результате создаёт условия для бесперебойной работы ВУ и приводит к снижению сопротивления ВУ.

7. В свою очередь при условии превышения потребного расхода воздуха через двигатель над располагаемым входное устройство создаёт дополнительное разрежение над верхней поверхностью планера и влечёт рост  $c_{ya}$ .

8. Всасывание массы воздуха, вовлечённой в вихревое движение снижает интенсивность вихревой системы позади воздухозаборника, что приводит к снижению индуктивного сопротивления несущей системы с вихрегенераторами.

Свойства компоновки с утепленным воздухозаборником, описанные в пунктах 1 – 5 наделяют её преимуществами перед компоновками скоростных ЛА с выступающими воздухозаборниками при прочих равных условиях. Все описанные свойства рассматриваемой компоновки (п. 1 – 8) приводят к увеличению значений аэродинамического качества ЛА, в т.ч.  $K_{\max}$ . Повышение несущих свойств ЛА особенно проявляется на режимах полёта с малыми скоростями, улучшая взлётно-посадочные характеристики, а также характеристики скороподъёмности и общей манёвренности ЛА. В результате достаточно высокие лётно-технические характеристики рассматриваемого БпЛА при заданных эксплуатационных требованиях, в т.ч. устойчивая работа входного устройства, которая обеспечивается во всём диапазоне полётных высот, скоростей и углов атаки, вплоть до критических, достигнуты за счёт шести составляющих положительной интерференции силовой установки с несущей системой ЛА (п. 3 – 8).

Снижение радиолокационной, тепловой и акустической заметности ЛА, в т.ч. из ракурсов обна-

руження типичних для наземних средств ПВО, достигается за счёт экранирования элементов СУ конструкцией планера и за счёт придания гладких обтекаемых обводов.

Снижение веса достигается за счёт компактной аэродинамической и объёмной компоновки, в т.ч. за счёт значительного уменьшения размеров элементов внутренней конструкции и площади обшивок по сравнению с компоновками типовых выступающих ВУ. В рассматриваемом БпЛА применение крыла обратной стреловидности (КОС) позволило сконцентрировать основную долю нагрузок в малом количестве многофункциональных силовых элементов, сосредоточенных в хвостовой части ЛА.

Повышение дальности полёта рассматриваемого БпЛА с одной стороны достигается повышением аэродинамического качества ЛА за счёт применения интегральной аэродинамической компоновки с КОС и коротким ВУ с утопленным воздухозаборником. С другой стороны применение КОС позволило высвободить большие объёмы центральной части фюзеляжа в районе центра масс для размещения топлива.

Следует отметить, что в рассматриваемой компоновке достаточно короткое входное устройство обеспечивает питание двигателя безотрывным потоком на максимальном режиме уже на старте при отсутствии набегающего потока, при этом создавая плавное ускорение потока и, как уже было отмечено, разрежение над поверхностью ЛА и может быть рекомендовано для использования в составе подъёмно-маршевых двигательных установок аппаратов укороченного или вертикального взлёта и посадки.

Подобная компоновка ВУ на ЛА довольно компактна и проста в изготовлении, не представляет особых сложностей при осуществлении различных способов старта и посадки:

- взлёт и посадка по самолётному с ВПП,
- старт с направляющей наземной пусковой установки,
- старт с балочного держателя самолётаносителя,
- посадка под парашютом или под аэроупругой системой.

Подобная компоновка препятствует попаданию во внутренние тракты посторонних предметов при движении по ВПП.

В связи с этим предлагаемое решение: компоновка силовой установки летательного аппарата, снабжённой газотурбинной двигательной установкой и верхнерасположенным воздухозаборником утопленного типа, имеющего вихрегенераторы, расположенные впереди входного устройства (выполненные, например, в виде передних кромок большой стреловидности на носовой части фюзеляжа или гондолы двигателя, в виде корневых наплывов крыла, в виде ребер, приливов на поверхности ЛА перед ВУ, в том

числе струйных и аэродинамических управляемых вихрегенераторов, убираемых в крейсерском полёте и вводимых в поток на больших углах атаки) – является унифицированным для ЛА различных аэродинамических схем, типов, назначений и способов базирования, в т.ч. аппаратов вертикального взлёта и посадки, гидросамолётов и экранопланов.

## Заключение

В течение двух последних десятилетий производство беспилотных летательных аппаратов относится к одной из наиболее динамично развивающихся областей промышленности. Интенсивное развитие беспилотной авиации вследствие относительной скоротечности жизненного цикла разработки открывает широкие возможности для исследования инноваций, применения новых технологий как для сокращения цикла создания ЛА, так и для скорейшей их собственной апробации, отработки и дальнейшего внедрения с минимальным риском и для производителя, и для конечного потребителя.

В настоящей статье обозначены принципы и подходы к проектированию нового образца авиационной техники с новым типом ВУ, перечислены аэродинамические, технические и методологические проблемы и требования, учитываемые при проектировании и компоновке входных устройств на летательном аппарате, в т.ч., особое внимание было уделено особенностям применения и эксплуатации. Представленный беспилотный летательный аппарат, обладает рядом преимуществ перед предшественниками за счёт компоновки силовой установки, оснащённой коротким ВУ с воздухозаборником утопленного типа на верхней поверхности планера. Рассмотренная компоновка летательного аппарата является демонстрацией интеграции систем ЛА для достижения заданных лётно-технических и эксплуатационных характеристик.

На примере этого БпЛА показано решение проблемы подачи безотрывного потока к надфюзеляжному воздухозаборнику с помощью внешних вихрегенераторов и обеспечения его работы в широком диапазоне углов атаки. Количественная оценка преимуществ от применения ВУ с утопленным воздухозаборником, в т.ч. в компоновке с внешними вихрегенераторами, а также определение влияния интенсивности вихревой системы на работу ВУ и работающего ВУ на АДХ и ЛТХ ЛА требует систематического изучения, углублённых расчётно-теоретических и экспериментальных исследований.

Сочетание утопленного воздухозаборника с внешними вихрегенераторами позволяет расширить область применения этого типа воздухозаборников и представляется перспективным при создании новых и модернизации существующих летательных аппаратов.

## Список литературы

1. Практическая аэродинамика маневренных самолетов [Текст] / В.А. Алтухов, В.Г. Брага, Г.Ф. Бутенко [и др.]: учебн. для летного состава / под общ. ред. Н.М. Лысенко. – М.: Воениздат, 1977. – 439 с.

2. Полюковский В.И. Самолётные силовые установки [Текст] / В.И. Полюковский. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1952. – 600 с.

3. Jirásek, A. Example of Integrated CFD and Experimental Studies: Design of Flow Control in the FOI-EIC-01 Inlet [Текст] / A. Jirásek / Swedish Defence Research Agency FOI // 3rd International Symposium on Integrating CFD and Experiments in Aerodynamics. – Colorado Springs, U.S. Air Force Academy, CO, USA, 20-21 June 2007.

4. Корнев, А.В. Оптимизация методологического сценария проектирования нового образца беспилотной авиационной техники на стадиях технического предложения и эскизного проекта [Текст] / А.В. Корнев, В.В. Чмовж, А. М. Альдахери // 36. мат. 10 НТК "Створення та модернізація озброєння і військової техніки в сучасних умовах" – Феодосія: ГНЦВСУ, 2-3 сентября, 2010.

5. Дружинин Е.А. Использование методов аэродинамического проектирования в процессе реализации жизненного цикла разработки перспективного образца авиационной техники [Текст] / Е.А. Дружинин, В.В. Чмовж, А.В. Корнев // Системи озброєння і військова техніка. – X.: ХВПС, 2011. – № 4(28) – С. 48-57.

6. Donald D. ADCOM Systems shows off new target [Электронный ресурс] / D. Donald // IHS. Jane's, IDEX 2011, 20-24 February 2011, режим доступа: <http://home.janes.com/events/exhibitions/idx2011/sections>.

7. Adcom Systems Yabhon-GRN 1 and 2 (United Arab Emirates), Aerial targets [Электронный ресурс] / Jane's Online Catalogue/ Jane's Unmanned Aerial Vehicles and Targets, Jan 03, 2012/ Section: Aerial targets. — Режим доступа: <http://articles.janes.com/articles/Janes-Unmanned-Aerial-Vehicles-and-Targets/Adcom-Systems-Yabhon-GRN-1-and-2-United-Arab-Emirates.html>.

Поступила в редколлегию 18.07.2012

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

### АСПЕКТИ СТВОРЕННЯ ЕФЕКТИВНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ПОВІТРОЗАБІРНИКОМ ЗАГЛИБЛЕНОГО ТИПУ З ЗОВНІШНІМИ ВИХРОГЕНЕРАТОРАМИ

О.В. Корнев

Робота, що надається, присвячена рішенням питань щодо створення літального апарату за принципом газодинамічної єдності планера та силової установки. Проведено огляд варіантів компоновки входних пристроїв різних типів, розглянуто їхні переваги та недоліки. Розкрита система суперечливих вимог, з якими зіштовхується конструктор при виборі, проектуванні та розміщенні входних пристроїв на літальному апараті. Запропоновано обґрунтоване конструктивне рішення для розширення області застосування заглибленого повітрязабірника та розглянуто позитивні якості та особливості його використання на прикладі компоновки маневреного літального апарата.

**Ключові слова:** повітрязабірник, силова установка, аеродинамічна компоновка, принципи проектування, методи проектування, інтерференція, АДХ, ЛТХ.

### ASPECTS OF CREATING AN EFFICIENT POWER PLANT WITH SUBMERGED AIR INTAKE WITH OUTER VORTEX GENERATORS

A.V. Kornev

This work is devoted to solving problems of creating an aircraft according to the principle of gas-dynamic integrity of the airframe and power plant. A survey of arrangement variants of intake devices of different types has been carried out, their advantages and disadvantages have been considered. A system of contradictory requirements has been expounded which is faced by the designer when selecting, designing and arranging intake devices in the aircraft. A well-grounded structural solution has been suggested for expanding the application field of the submerged air intake, and advantages and peculiarities of its application have been considered on the example of its arrangement in a manoeuvrable aircraft.

**Keywords:** air intake, power plant, aerodynamic configuration, principles of design, design methods, interference, aerodynamic performances (ADP), flight-technical performances (FTP).