

## КОМПЛЕКСНЫЙ ПОДХОД К АЭРОДИНАМИЧЕСКОМУ ПРОЕКТИРОВАНИЮ ТРАКТОВ ВХОДНЫХ УСТРОЙСТВ С УТОПЛЕННЫМИ БЕЗВИХРЕВЫМИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКАМИ

© 2017

**А. В. Корнев** старший научный сотрудник научно-исследовательского института проблем физического моделирования режимов полёта самолётов; Национальный аэрокосмический университет имени Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина; [koral.v15@gmail.com](mailto:koral.v15@gmail.com)

**И. П. Бойчук** кандидат технических наук, доцент кафедры программного обеспечения вычислительной техники и автоматизированных систем; Белгородский государственный технологический университет имени В.Г. Шухова; [ip.boychuk@gmail.com](mailto:ip.boychuk@gmail.com)

Обоснована возможность повышения газодинамических характеристик утолщенного воздухозаборника и технология проработки проектных решений по принципу конформности линиям тока. Газодинамический принцип профилирования обеспечивается средствами автоматизированных интегрированных технологий проектирования и применением численных методов визуализации в качестве проектного инструментария. Выявленная закономерность рабочего процесса внешнего обтекания предлагающих поверхностей планера, однозначно определяющая принципиальные конструктивные отличия конформного воздухозаборника, обуславливает его преимущества перед аналогами.

*Летательный аппарат; аэродинамическое проектирование; утолщенный воздухозаборник; трубка тока; численный эксперимент.*

---

*Цитирование:* Корнев А.В., Бойчук И.П. Комплексный подход к аэродинамическому проектированию трактов входных устройств с утолщенными безвихревыми воздухозаборниками // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 47-59. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-47-59

---

### Введение

Процесс проектирования силовой установки (СУ) летательного аппарата (ЛА) имеет комплексный характер и предполагает среди прочего принятие решений компоновочного характера, определяемых совокупностью факторов обтекания внешних поверхностей и внутренних трактов. Основаниями для принятия такого рода решений главным образом являются общие требования минимизации сопротивления ЛА и обеспечения устойчивой работы СУ во всей области эксплуатационных режимов полёта. Типовые проблемы данного этапа проектирования могут быть обусловлены трудностями компоновки входного устройства (ВУ) вследствие эксплуатационных требований и ограничений, например таких, как способы базирования, манёвренность, скрытность. В ряде случаев эти факторы становятся доминирующими, вследствие чего играют ключевую роль в формировании облика объекта проектирования [1].

Вышеперечисленные обстоятельства, а также ряд других, находят своё выражение в облике конформных и интегрированных СУ с воздушно-реактивными двигателями (ВРД) и воздухозаборными устройствами (ВЗУ), частично или полностью утолщенными в тело планера. Подобные ВЗУ привлекательны с позиций компактности, весового совершенства и малозаметности.

Одно из направлений повышения эффективности воздухозаборных систем имеет в своей основе использование вихрегенераторов. Практическим результатом обширных исследований различных форм и модификаций ВУ в настоящее время стало массовое

применение серии утопленных ВЗУ NASA первого поколения в различных системах воздушного питания, в которых не предъявляются жёсткие требования к качеству потока. Известны единичные случаи серийного применения ВЗУ NASA для питания маршевых ВРД однорежимных ЛА – крылатых ракет (КР) (RGM-84 Harpoon, RGM/UGM-109E "Tomahawk Block-IV", AGM-158A JASSM). Оснащение самолётных основных СУ подобными ВЗУ оказалось безуспешным и ограничилось испытаниями экспериментальных, преимущественно неманевренных лётных образцов (Douglas XB-43/51, Avro-707B, North America YH-93A, Tacit Blue, БЛА Shark и др.).

Нестабильность характеристик вихревого ВЗУ при несимметричном обтекании по углам атаки и скольжения в совокупности с неудовлетворительными показателями качества потока на выходе из ВУ вошли в антагонизм к условиям многорежимного рабочего процесса на фоне высоких требований к его эффективности. Перечисленные недостатки наряду с повышенным внешним сопротивлением подобного ВЗУ на режимах с избыточным располагаемым расходом (до 3%  $c_x$  самолёта по сравнению с аналогом, оборудованным выступающими боковыми ВЗУ [2]) заключаются в самом принципе их работы, при котором создаются конкурирующие высокоградиентные потоки.

Развитие прямоугольного утопленного ВЗУ NASA привело к созданию ВЗУ следующего поколения, отличающегося плавным сопряжением поверхностей (рис. 1) [3]. В отличие от ВЗУ NASA, эволюционировавших от образцов с прямоугольным сечением тракта, в конструкции КР комплекса «Калибр» изначально применено утопленное безвихревое ВЗУ с каналом кругового сечения, плавно вписанное в цилиндрический корпус (рис. 2, фото автора – К.А., IDEX 2009).

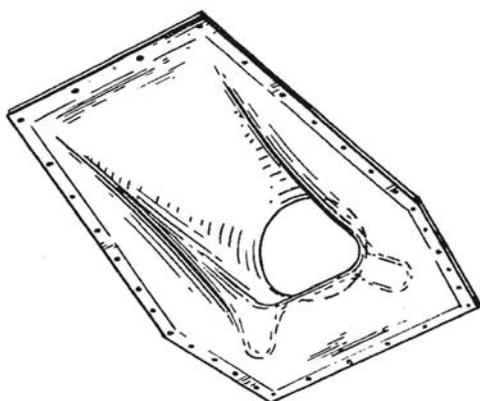


Рис. 1. Безвихревое утопленное ВЗУ с прямоугольным направляющим устьем (Boeing)

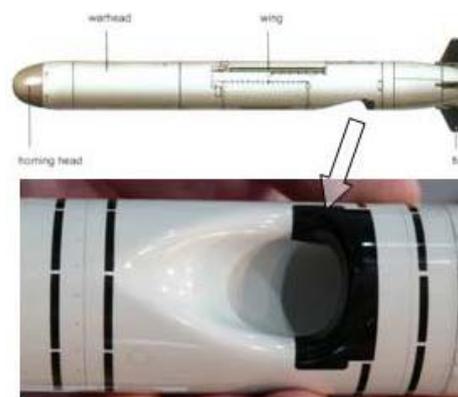


Рис. 2. Безвихревое компактное утопленное ВЗУ с криволинейным направляющим устьем КР ЗМ-14А

Достаточно плавное сопряжение, обеспечивающее безвихревой вход потока, и минимальная деформация сечений вдоль канала, устраняющая локальные пиковые поперечные градиенты давления, в совокупности создают условия для плавного входа потока с минимальными потерями полного давления. По этим причинам представленное на рис. 2 ВЗУ принято в качестве прототипа для дальнейших исследований.

С позиций аэродинамики диспозиция утопленного ВЗУ и сопряжение внешней поверхности планера с устьем ВЗУ требуют пристального внимания. Устойчивая работа ВУ, особенно с безвихревым ВЗУ, в значительной степени зависит от характеристик набегающего потока и факторов обтекания элементов планера вперёд по полёту. Тем не менее, важным аргументом в пользу утопленного ВЗУ, разумеется при условии адекватности решений, принятых на этапе аэродинамического (а.-д.) проектирования, служит пониженное по сравнению с выступающими и вихревыми ВЗУ внешнее сопротив-

ление вследствие малости вносимых им в обтекающий поток возмущений. Кроме того, соответствующая диспозиция конформной СУ, подобно изображённой на рис. 3, в процессе работы может обеспечить улучшение несущих свойств ЛА за счёт позитивного вклада в баланс а.-д. сил [1; 4]. Потребность согласования аэрогазодинамических характеристик интегральных компоновок системы «планер–двигатель» обуславливает разработку подходов и методов, адекватных объекту проектирования.

Работе криволинейного канала свойственна существенная неравномерность течения. Исследованные в работе [5] способы гомогенизации потока посредством каверн во входной части воздуховода представляются малопригодными. Метод оптимизации аэродинамических и геометрических характеристик S-образного ВЗУ с полуутопленным ВЗУ, типа ВУ КР Х-35 [6], индифферентен к локальным особенностям поверхностных течений. Как в упомянутых, так и в других работах не уделено должного внимания адаптации к условиям внешнего обтекания. Геометрическая конформность с обводами планера, присущая всем видам утопленных ВЗУ, в случае безвихревого ВЗУ на более высоком уровне обеспечивается профилированием обводов по морфологии течений. В отличие от методов проектирования ВЗУ с острыми кромками формирование безвихревого ВЗУ осуществляется тонким манипулированием кривизной гладких плавно сопряжённых поверхностей с балансным распределением градиентов параметров с целью получения гладкого безотрывного минимально возмущённого течения аналогично с методами профилирования предотрывных и суперкритических профилей [7; 8].



Рис. 3. БЛА Yabhon-GRN1

Целью исследования является выработка принципов и подходов к профилированию безвихревого конформного ВЗУ, выявление характерных особенностей функционирования, обуславливающих выбранный подход.

### **Условия и последовательность проектных действий**

Вышеизложенное очевидным образом указывает на необходимость воссоздания условий обтекания планера ЛА перед ВЗУ и применения к задачам проектирования ВЗУ общего вида пространственных нестационарных моделей сопряжённого процесса внешнего и внутреннего обтекания [9; 10]. Процесс создания ВУ основывается на принципе факторной декомпозиции в ходе решения прямой задачи а.-д. проектирова-

ния и проводится в два этапа. Основной акцент возлагается на численный эксперимент (ЧЭ) с отображением особенностей вида «источник-сток» (ИС). Для обеспечения проектных работ используются методы визуализации, выявляющие морфологические закономерности течения в зависимости от параметризации подмодели (ПМ) ВУ.

На первом этапе в фазе предварительного проектирования осуществляется формирование геометрии ВУ путём целенаправленного изменения внутренних границ контрольного объёма (КО) в ходе итерационных циклов ЧЭ. Процесс ограничивается условиями основного расчётного случая крейсерского полёта и – с целью экономии ресурсов – минимальными размерами КО ПМ ВУ с имитацией функционирующей двигательной установки (ДУ) путём назначения субстанциональных ИС соответствующей интенсивности в выходном сечении ВУ. Вычленение КО осуществляется с включением лишь тех частей планера, которые играют доминирующую роль в формировании притекающей к ВУ трубки тока, по форме которой происходит адаптация геометрии ВУ. В фазе проверочных расчётов континуальных а.-д. характеристик определяется диапазон устойчивых режимов работы ВУ в условиях переменного поля параметров внешних течений и интенсивности ИС с соответствующим расширением КО. В случае необходимости происходит возврат к предыдущей фазе проектирования. В качестве результата формируется проточная часть ВУ фиксированной геометрии с надлежащими аэродинамическими свойствами и пассивным саморегулированием.

Предложенный подход позволяет выполнить профилирование ВУ с новыми формами течения, для которых неизвестны критериальные зависимости, обычно используемые для проведения соответствующих разделов проектных работ.

Замыкание автономной модели ВУ осуществляется комплексом общепринятых газодинамических параметров: гидравлических потерь, степени восстановления полного давления и однородности течения в выходном сечении ВУ на основании располагаемых статистических данных для подобных ВУ либо требований, предъявляемых разработчиком ТРД.

На втором этапе осуществляется согласование рабочих процессов ВУ и ДУ путём сквозного расчёта внешнего и внутреннего обтекания ЛА с коррекцией геометрии ВУ, границ области устойчивых режимов системы ВУ+ДУ в корреляции с областью эксплуатационных режимов полёта ЛА.

Подход к покомпонентному проектированию в качестве внутрисистемного может быть внедрён на этапе технического предложения [11] при разработке начальных итераций а.-д. компоновки ЛА с верификацией в последующих циклах по результатам натурных экспериментов (НЭ) в аэродинамических трубах и, в случае проблем с масштабированием физических моделей, получением эталонных ориентиров для синтеза интегральных комплексно-сопряжённых численных моделей. Основная задача подхода в сочетании с ЧЭ и НЭ заключается в обеспечении осуществимости проектирования интегрированных агрегатов системы «планер–ДУ» в условиях неадекватности исследования их в виде изолированных от общей а.-д. компоновки элементов. Комплексный подход к а.-д. проектированию трактов ВУ включает в себя ряд подчинённых и модифицированных а.-д. методов более низкого уровня и обеспечивающего метода синтеза параметрической геометрии (рис. 4).

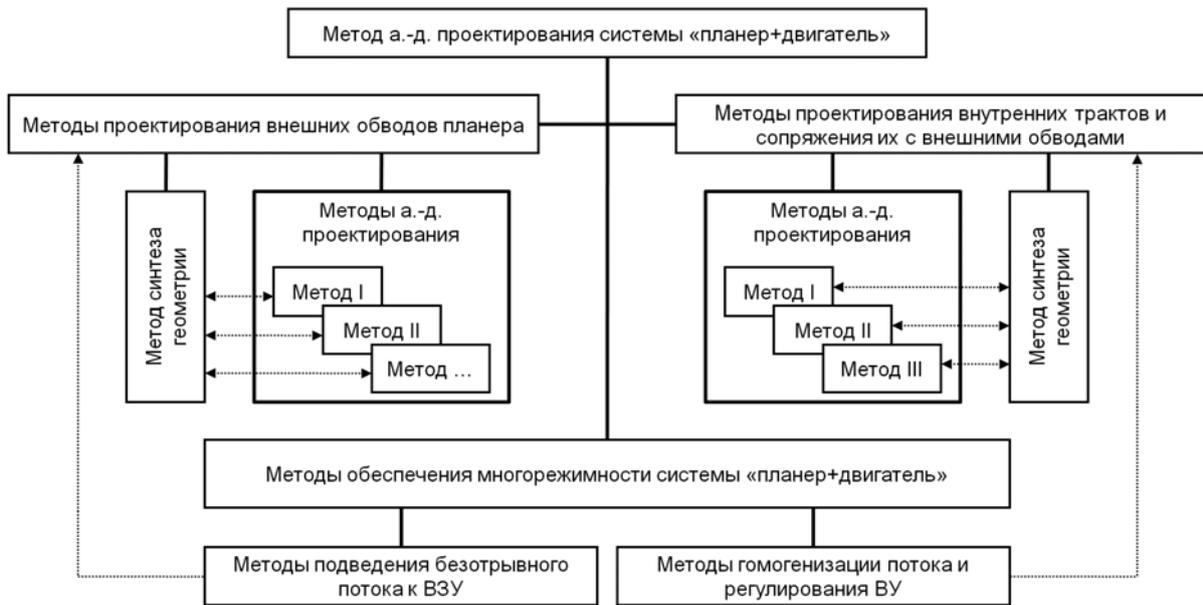


Рис. 4. Структурированное выражение подхода к проектированию системы «планер–двигатель» с утопленным ВУ

### Комплексная газодинамическая составляющая подхода

Предварительно следует рассмотреть принципиальную основу существующих методов профилирования ВУ и вытекающие из этого возможности их синтетического применения.

I. Известный метод определения входного угла скелетной линии профиля входной губы лобового или бокового выступающего ВЗУ исходит из принципа плавности её перехода из линии тока набегающего потока (рис. 5). Этот метод рассматривает воронкообразную область внешнего торможения потока непосредственно перед входом на расстоянии, соизмеримом с калибром ВЗУ.

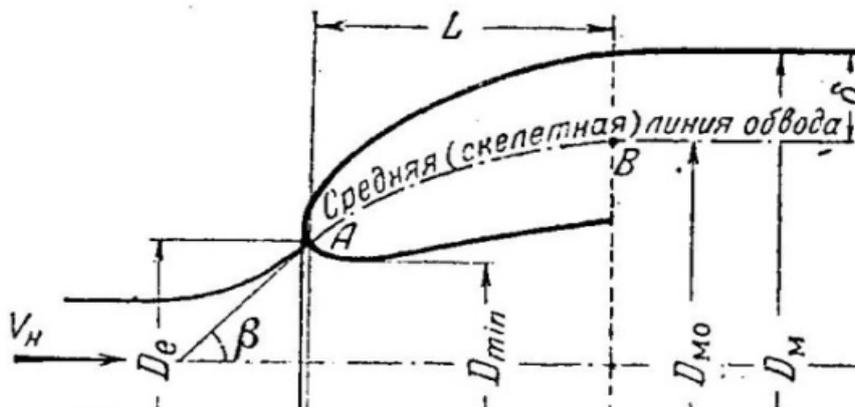


Рис. 5. Схема профилирования обводов изолированного ВЗУ [11]

II. Метод профилирования а.-д. обводов по линиям тока путём ограничения (заполнения) конструкцией объёма отрывной области течения, описанный, например, Кюхеманом в терминах метода дискретных вихрей [13], применим в задачах создания обтекаемых форм, находящихся в следе за фронтальным источником отрыва. Таким обра-

зом возможно профилирование мотогондол, поперечные сечения которых определяются внешней формой лобовой кромки входной губы осевого ВЗУ, а продольные обводы – морфологией течений на основном режиме функционирования ВУ путём принудительной инициации отрыва потока в области входной кромки. Метод применим при профилировании обтекателей, заливов, пилонов и т.п. с преимущественной реализацией закона  $p = \text{const}$  по профилируемой поверхности вдоль потока.

**III.** Метод градиентного проектирования, распространённый в двумерных задачах профилирования а.-д. профилей [7; 8] позволяет синтезировать а.-д. формы по заданным законам  $p = f(x)$  и  $\text{grad}(p) = f(x)$ . Суть метода заключается, во-первых, в создании условий для безударного и, во-вторых, безотрывного градиентного течения для преодоления потоком участков с растущим давлением – области изэнтропического торможения, диффузорных и вогнутых зон.

Два последних метода представляют собой частные случаи метода обратного проектирования.

В условиях косоугольного обдува ВЗУ, особенно в асимметричных ВУ, 3D эффекты играют преобладающую роль. Результаты исследований трёхмерного пограничного слоя (ПС) показывают, что рост его толщины замедляется при ускорении потока и ускоряется при его замедлении (аналогично 2D ПС). Однако изменение  $\delta_{\text{ПС}}$  под действием  $\text{grad}(p)$  в 3D потоке заметно меньше. Течение в 3D ПС в условиях  $\text{grad}(p) > 0$  происходит не в направлении основного потока, а отклоняется в поперечном направлении, где  $\text{grad}(p)$  более благоприятен. 3D ПС легче преодолевает положительный градиент давления и может вообще не оторваться. В противоположность этому 2D ПС при этом же положительном градиенте давления будет отрываться [14].

Предлагаемый подход к профилированию утопленного безвихревого ВЗУ, сопряжённого с поверхностью планера, основывается на методе **I**, но отличается тем, что воспроизводит течение в канале ВУ и трубку тока всасываемого воздуха, формируемую в более удалённой области перед ВЗУ, и опирается на общие закономерности образования поглощаемой струи в процессе обтекания подлежащей поверхности планера. Метод **II** в неизменном виде используется при профилировании внешних обводов входной губы ВЗУ и, где возможно, воздухопроводов и предотрывных диффузоров малого сопротивления. Метод **III** применяется для управления ПС на участках торможения потока: при профилировании направляющего устья, внешней поверхности поворотного колена воздухопровода, коррекции форм диффузорного участка с целью повышения его устойчивости к отрыву в условиях асимметрии входящего потока; локального ускорения потока с целью выравнивания профиля скоростей и др. Во всех случаях средства визуализации ЧЭ являются неотъемлемой частью проектного инструментария, в т.ч. в пространственной трактовке метода градиентного профилирования по распределениям давлений на граничных поверхностях тока, а также в поперечных сечениях – в случае управления поперечными течениями.

Задача а.-д. проектирования ВУ заключается в управлении течениями в процессе профилирования обводов, а именно: в спрямлении течений, получении перепадов давлений и изменении расходов воздуха в пограничном слое, посредством чего обеспечивается безотрывность и достигается требуемое значение расхода через ВУ. Таким образом, обеспечивается устойчивость и стабильность течений, пропускная способность в широком диапазоне режимов работы, т.е. осуществляется саморегулирование ВУ фиксированной геометрии.

### Автоматизированная генерация геометрии ВУ

Газодинамический принцип профилирования ВУ реализуется путём автоматизированной генерации в среде проектирования. Структурная схема параметрически управляемых образующих линий и справочных осей ВУ, сгенерированных в среде системы автоматизированного проектирования (САПР), показана на рис. 6.

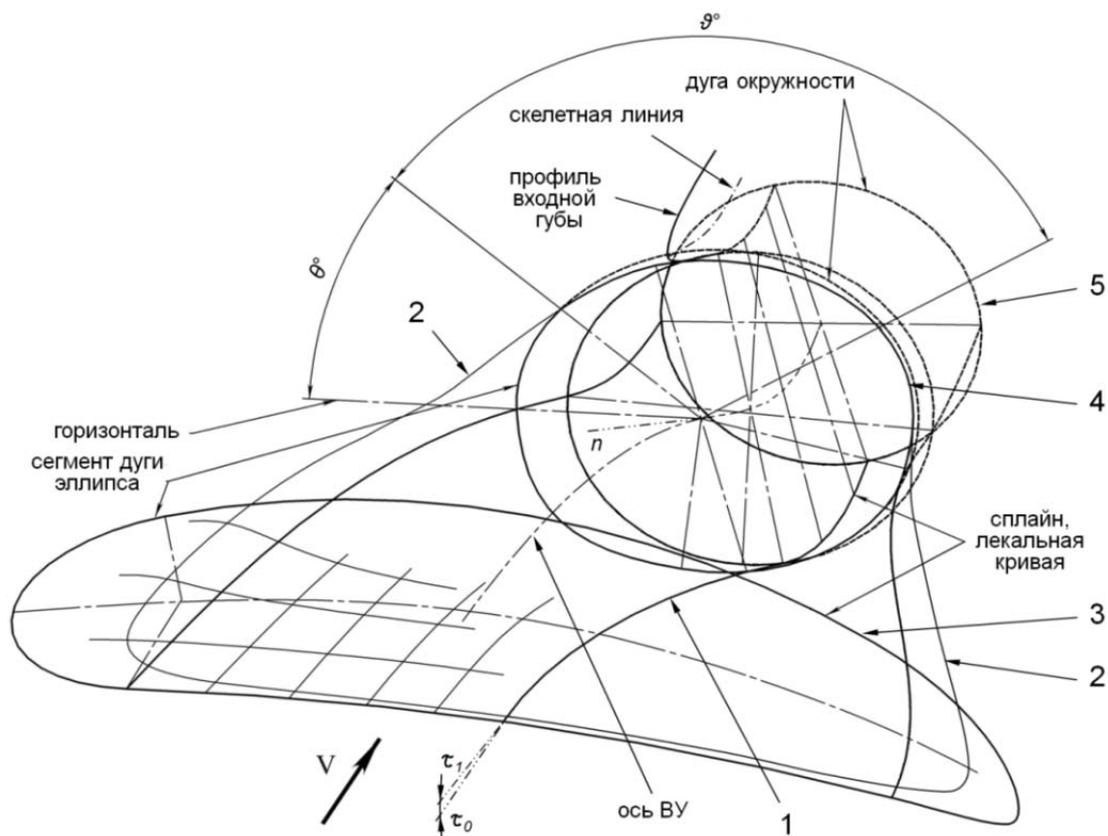


Рис. 6. Топология тракта ВУ:

1 – донная образующая; 2 – боковая кромка; 3 – входное сечение направляющего устья;  
4 – входное сечение воздуховода; 5 – выходное сечение ВУ

Направляющее устье представляет собой полуограниченный криволинейный диффузор внешнего торможения потока с интенсивным углублением центральной области в окрестности донной образующей 1 под уровень наружной поверхности планера, с образованием боковых кромок 2. Профилирование ВЗУ осуществляется посредством создания условно замкнутого диффузора путём соединения, как минимум, условного замкнутого входного сечения направляющего устья 3 и замкнутого входного сечения воздуховода 4. Возможно применение промежуточных опорных сечений и образующих. Профиль сечения 3 определяется формой трубки тока поглощаемого воздуха, полученной методами ЧЭ на основном режиме полёта и работы ДУ. Кривизна диффузора определяется кривизной донной образующей 1, находящейся в худших условиях обтекания. Профиль входного сечения ВЗУ 4 приближается к круговой форме выходного сечения ВУ 5. Однако для улучшения условий обтекания донной части направляющего устья и сокращения продольного габаритного размера путём уменьшения кривизны донной образующей более предпочтительна эллиптическая или близкая, преимущественно горизонтально ориентированная, форма входного сечения ВЗУ. Угол между касательной к поверхности корпуса и донной образующей направляющего устья

$\angle \overline{\tau_0 \tau_1}$  в месте их сопряжения равен начальному углу раскрытия диффузора, но не менее  $7^\circ$  во избежание чрезмерного увеличения длины ВЗУ. Степень раскрытия диффузора определяется коэффициентом внешнего торможения потока или коэффициентом расхода в ВЗУ на основном режиме работы:

$$v = \varphi_{ВЗУ} = \frac{V'_0}{V_{ex}} = \frac{S'_{ex}}{S'_0} = 0,5 \dots 0,7,$$

где  $V'_0$  – средняя скорость потока во входном сечении диффузора площадью  $S'_0$ ;  $V_{ex}$  – средняя скорость потока во входном сечении ВЗУ (выходном сечении диффузора) площадью  $S'_{ex}$ .

Большая величина  $v$  способствует снижению гидравлических потерь во внутренних трактах. Более точное допустимое значение  $v$  и угол наклона нормали входного сечения ВЗУ  $\angle \overline{\tau_0 n}$  определяются индивидуальными особенностями обтекания конкретной внешней компоновки ВЗУ на предельных режимах.

Кривизна воздуховода в однодвигательном варианте ДУ формируется при огибании вокруг входной губы ВЗУ. Предпочтительно исполнение конфузорного входного участка воздуховода вплоть до выходного сечения поворотного колена с образованием горла ВУ с поджатием потока до 10...12%. Закон изменения площадей сечений  $S_i = \{x, \theta, \vartheta_j\}$  реализует поджатие течения – от монотонного по длине до смещённого ближе к сечению горла, включая локальное по его периметру изменение, где  $\theta$  – угловая координата  $j$ -го сегмента сечения раствором  $\vartheta$  (рис. 6). Для многодвигательной компоновки кривизна и позиционирование каждого воздуховода дополнительно обуславливается конкретным проектным решением.

Управление скалярными и векторными полями течений осуществляют путём взаимного координирования и деформацией параметрических образующих поверхностей и справочных осей.

Некоторые результаты численных исследований обтекания, отображающие особенности описанного подхода к профилированию конформного ВЗУ и демонстрирующие закономерности деформации притекающей трубки тока, приведены на рис. 7 – 10.

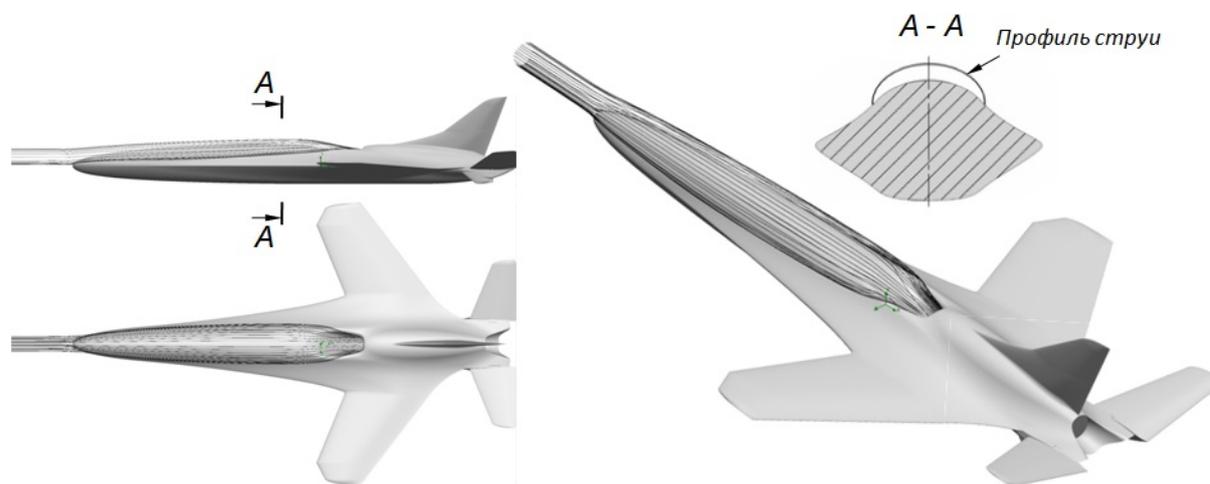


Рис. 7. Деформация цилиндрической струи при обтекании фюзеляжа на расчётном режиме

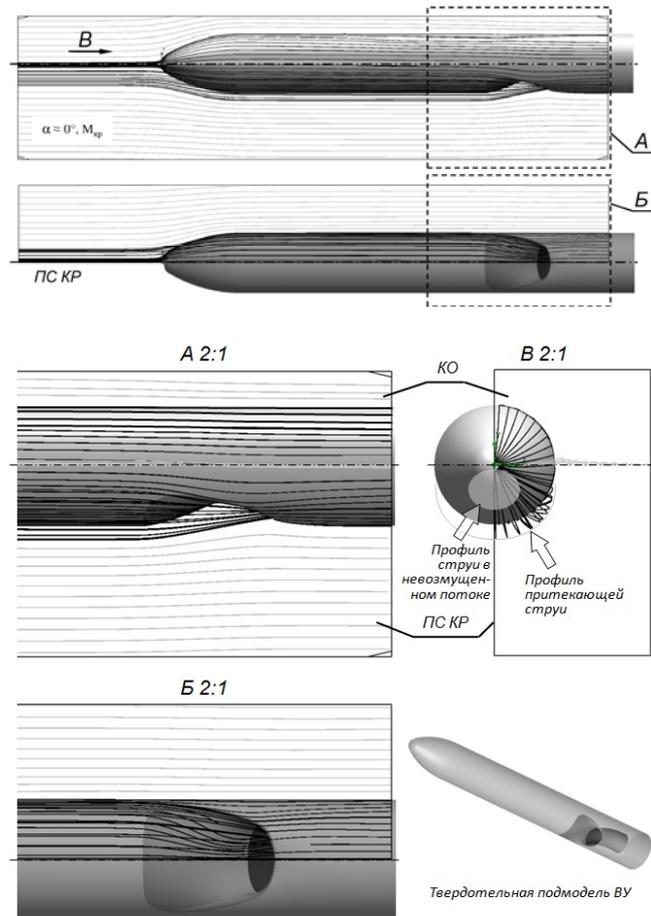


Рис. 8. Профиль конформного ВЗУ однозначно определяется морфологией течений в его окрестности (ПС – плоскость симметрии КО)

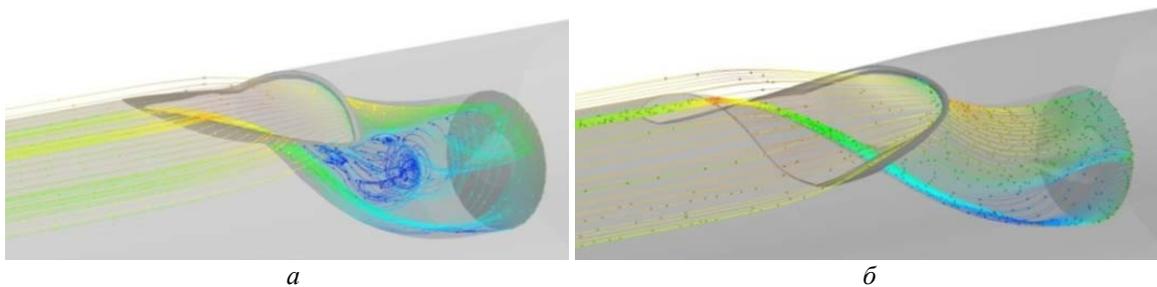


Рис. 9. Влияние формы ВЗУ на структуру внутренних течений (в симметричной постановке):  
 а – образование интенсивного продольного парного вихря в ВУ с неадаптированным ВЗУ;  
 б – гомогенизированный поток в канале ВУ с адаптированным ВЗУ

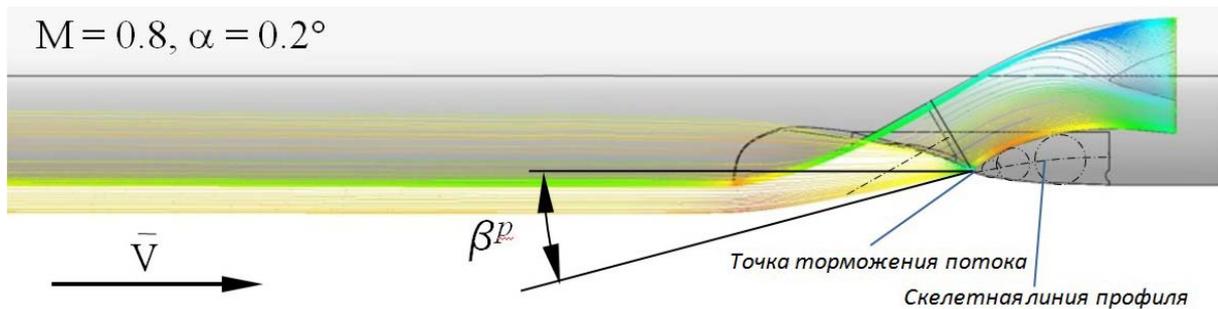


Рис. 10. Формирование геометрии входной губы на расчётном режиме обтекания

## Направления повышения газодинамического качества утолщенного ВУ

Формированием направляющего устья, плавных сопряжений с внешними поверхностями корпуса и воздуховодом достигается организация более плавного течения всасываемого потока, предупреждается возникновение дополнительной турбулизации пристеночных слоёв, негативных локальных и общих завихрений всасываемой струи, за счёт чего блокируется ухудшение качества потока перед входным сечением ВЗУ, особенно на режимах  $\varphi_{ВЗУ} < 1$ . За счёт минимизации механического воздействия на поток в процессе наибольшей деформации трубки тока, поворота её к входному сечению и максимально возможного снижения скорости потока на участке полуограниченного внешнего торможения в направляющем устье повышается напорность ВЗУ. При этом, как следствие, достигается снижение гидравлических потерь на последующих участках поворота потока и остаточного изменения формы вплоть до кругового выходного сечения, а также повышение газодинамической устойчивости ВУ.

Указанные мероприятия также обеспечивают минимизацию внешнего сопротивления.

При проектировании разнообразных вариантов ВУ со сложной морфологией пространственных внешних течений, симметричным или асимметричным входом потока в многодвигательной схеме (рис. 11) результирующие параметры потока дистанционно выравниваются непосредственно перед выходным сечением за счёт газодинамического воздействия с целью повышения КПД и запаса устойчивости ДУ. Конструктивно это осуществляется путём профилирования направляющего устья и воздуховода с распределением градиентов давления в поперечных и продольных направлениях для инициации упреждающих компенсаторных течений и придания им надлежащей интенсивности для уменьшения закрутки и других негативных влияний неизбежных вторичных течений, особенно проявляющихся в спиралевидных трактах.

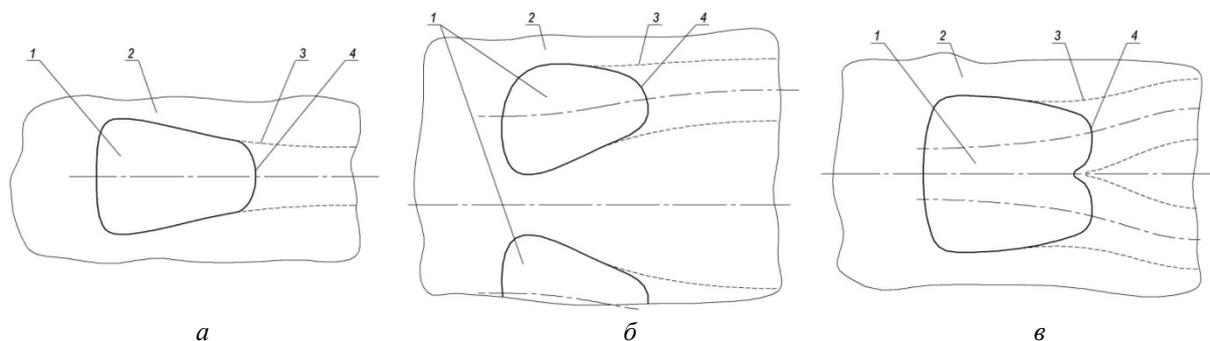


Рис. 11. Схемы исполнения ВЗУ:

*а* – индивидуальное симметричное; *б* – индивидуальное асимметричное; *в* – объединенное (спаренное).

*1* – направляющее устье; *2* – поверхность планера; *3* – воздуховод; *4* – входная губа

Поджатие на участке поворотного колена способствует стабилизации и частичной гомогенизации потока. Переменным поджатием по сегментам воздуховода индуцируются поперечные градиенты давления, посредством которых дополнительно компенсируются вторичные течения. Этот приём гомогенизации наиболее полезен при профилировании асимметричных ВУ.

Обеспечение плавности течения в ВЗУ способствует снижению шума. С целью повышения КПД ДУ гидравлические потери в тракте ВУ частично компенсируют путём создания обводов входных кромок, реализующих подсосывающую силу с проекцией в направлении движения и действия подъёмной силы.

### Заключение

Конформная СУ, являясь элементом а.-д. компоновки ввиду качественного проявления факторов газодинамической интеграции систем ЛА, обуславливает наличие подходов и методов, адекватных объекту проектирования.

Плавное сопряжение направляющего устья с поверхностью планера является необходимым, но недостаточным условием для эффективного функционирования безвихревого ВЗУ. Конструктивные особенности разработанных вариантов ВЗУ обусловлены применением описанного подхода и принципиальным образом отличают их от аналогов сходящимися по потоку боковыми кромками. Обеспечение надлежащего функционирования ВЗУ в асимметричной компоновке и многорежимности в условиях меняющейся морфологии внешних течений в континуальной области эксплуатационных режимов полёта ЛА нуждается в проведении дополнительных мероприятий по профилированию для достижения пассивного саморегулирования.

### Библиографический список

1. Корнев А.В. Аспекты создания эффективной силовой установки с воздухозаборником утопленного типа с внешними вихрегенераторами // Системи озброєння і військова техніка. 2012. № 3(31). С. 167-180.
2. Ferguson S.D., Eastman D.W. High performance submerged air inlet. Patent US, no. 4378097, 1980. (Publ. 29.03.1983).
3. Rolls L.S. A flight comparison of a submerged inlet and a scoop inlet at transonic speeds. NASA RM № A53A06. Washington: Langley, 1953. 42 p.
4. Корнев О.В. Літальний апарат з верхньорозташованим вхідним пристроєм: патент України № 103196; опубл. 25.09.2013; бюл. № 18.
5. Taskinoglu E.S., Knight D.D. Design optimization for submerged inlets. Part I // 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, 2003. DOI: 10.2514/6.2003-1247
6. Akman O. Subsonic-transonic submerged intake design for a cruise missile. Diss. master of science in aerospace engineering. Ankara, 2014. 99 p.
7. Harris C.D. NASA supercritical airfoils. A matrix of family-related airfoils. NASA technical paper 2969. Hampton, Virginia: Langley Research Center, 1990. 72 p.
8. Shepshelovich M., Steinbuch M. Hybrid transonic-subsonic aerofoils. Patent US, № 8186616 B2, 2012. (Publ. 29.05.2012).
9. Бойчук И.П. Метод комплексного аэродинамического моделирования свободно-летающей модели «планер-двигатель». Автореферат дис. ... канд. техн. наук. Харьков, 2012. 21 с.
10. Амброжевич М.В., Корнев А.В., Серeda В.А. Малоресурсная подмодель турбореактивного двигателя // Авиационно-космическая техника и технология. 2016. № 1 (128). С. 44-52.
11. Дружинин Е.А., Чмовж В.В., Корнев А.В. Использование методов аэродинамического проектирования в процессе реализации жизненного цикла разработки перспективного образца авиационной техники // Системи озброєння і військова техніка. 2011. № 4 (28). С. 48-57.
12. Поликовский В.И. Самолётные силовые установки. М.: Оборонгиз, 1952. 600 с.
13. Кюхеман Д., Вебер И. Аэродинамика авиационных двигателей. М.: Издательство иностранной литературы, 1956. 388 с.
14. Девнин С.И. Аэрогидромеханика плохообтекаемых конструкций. Справочник. Л.: Судостроение, 1983. 332 с.

## COMPLEX APPROACH TO AERODYNAMIC DESIGN OF INLET DUCTS WITH SUBMERGED VORTEX-FREE AIR INTAKES

© 2017

**A. V. Kornev** senior research scientist, Research and Development Institute of problems of physical modeling of aircraft flight modes; Zhukovski National Aerospace University “Kharkov Aviation Institute”, Kharkov, Ukraine; [koral.v15@gmail.com](mailto:koral.v15@gmail.com)

**I. P. Boychuk** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Department of Computer Software and Automated Systems; Belgorod State Technological University named after V.G. Shoukhov, Belgorod, Russian Federation; [ip.boychuk@gmail.com](mailto:ip.boychuk@gmail.com)

The paper shows the possibility of improving gas-dynamic characteristics of a submerged air intake and presents a technology of developing design solutions according to the principle of conformity to the flow lines. The gas-dynamic principle of shaping is provided by means of computer-aided integrated technologies of design and application of numerical visualization methods as design tools. The revealed regularity of the working process of the external streamline of the preceding airframe surfaces unambiguously defines the fundamental design distinctions of the conformal air intake in the form of the converging side edges on the stream and determines its advantages over the analogs.

*Aircraft; aerodynamic design; submerged air intake; flow tube; numerical experiment.*

---

*Citation:* Kornev A.V., Boychuk I.P. Complex approach to aerodynamic design of inlet ducts with submerged vortex-free air intakes. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 47-59. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-47-59

### References

1. Kornev A.V. Aspects of creating an efficient power plant with submerged air intake with outer vortex generators. *Systems of Arms and Military Equipment*. 2012. No. 3 (31). P. 167-180. (In Russ.)
2. Ferguson S.D., Eastman D.W. High performance submerged airinlet. Patent US, no. 4378097, 1980. (Publ. 29.03.1983).
3. Rolls L.S. A flight comparison of a submerged inlet and a scoop inlet at transonic speeds. NACA RM №A53A06. Washington: Langley, 1953. 42 p.
4. Kornev O.V. *Lital'niy aparat z verkh'oroztashovanim vkhidnim pristroem* [Aircraft with top-mounted air inlet]. Patent Ukraine, no. 103196, 2007. (Publ. 25.09.2013, bul. no. 18).
5. Taskinoglu E.S., Knight D.D. Design optimization for submerged inlets. Part I. *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada, 2003. DOI: 10.2514/6.2003-1247
6. Akman O. Subsonic-transonic submerged intake design for a cruise missile. Diss. master of science in aerospace engineering. Ankara, 2014. 99 p.
7. Harris C.D. NASA supercritical airfoils. A matrix of family-related airfoils. NASA technical paper 2969. Hampton, Virginia: Langly Research Center, 1990. 72 p.
8. Shepshelovich M., Steinbuch M. Hybrid transonic-subsonic aerofoils. Patent US, no. 8186616 B2, 2012. (Publ. 29.05.2012).
9. Boychuk I.P. *Metod kompleksnogo aerodinamicheskogo modelirovaniya svobodno letayushchey modeli «planer-dvigatel'»*. *Avtoreferat diss. kand. tekhn. nauk* [Method of complex aerodynamic modeling of a freely flying “airframe-engine” system. Extended abstract of Cand. Sci. (Eng.) Dissertation]. Kharkov, 2012. 21 p.

10. Ambrożewicz M.V., Kornev A.V., Sereda V.A. A low resource submodel of turbo-jet engine. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. 2016. No. 1 (128). P. 44-52. (In Russ.)
11. Druzhinin E.D., Chmovzh V.V., Kornev A.V. Application of aerodynamic design methods while life cycle implementation for advanced aeronautical engineering development. *Systems of Arms and Military Equipment*. 2011. No. 4 (28). P. 48-57. (In Russ.)
12. Polikovskiy V.I. *Samoletnye silovye ustanovki* [Aircraft power plants]. Moscow: Oborongiz Publ., 1952. 600 p.
13. Küchemann D., Weber J. *Aerodynamics of Propulsion*. New York: McGraw Hill, 1953. 340 p.
14. Devnin S.I. *Aerogidromekhanika plokhoobtekaemykh konstruktsiy. Spravochnik* [Aero hydrodynamics of high-drag bodies]. Leningrad: Sudostroenie Publ., 1983. 332 p.