

МЕТОДИКА ИНТЕГРАЦИИ КАНАЛА ВОЗДУХОЗАБОРНИКА В КОМПОНОВКУ САМОЛЕТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СРЕДЫ ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ «UNIGRAPHICS»

Бибииков С.Ю. *, Каткова Е.А. **

*Опытно-конструкторское бюро имени П.О. Сухого,
ул. Поликарпова, 23А, Москва, 125284, Россия*

** e-mail: batmail79@mail.ru*

*** e-mail: ekankat@gmail.com*

Изложена методика и приведены рекомендации по построению каналов воздухозаборников сложной формы. Эти рекомендации выработаны с учетом широкого спектра требований и предлагают последовательность действий при интеграции воздушных каналов в компоновку самолета. Работа состоит из двух частей: теоретической и практической. В теоретической части описываются принципы построения геометрии и граничные условия, влияющие на нее. Практическая часть включает рекомендации по построению математической модели поверхности канала в среде геометрического моделирования (СГМ) «Unigraphics».

Ключевые слова: трехмерное моделирование, моделирование воздухозаборника, воздушный канал сложной формы, интеграция воздухозаборника в компоновку самолета, диффузор Герлаха, динамическое изменение формы, построение системы торможения воздухозаборника.

Введение

Актуальность проблемы разработки и компоновки воздухозаборников, особенно для новых типов летательных аппаратов и двигателей, определяется, прежде всего, тем, что в воздухозаборнике (который одновременно является элементом самолета) обеспечивается согласование характеристик самолета и двигателя.

При аэродинамическом проектировании и компоновке воздухозаборника на самолете учитываются как характеристики, обеспечивающие эффективность его работы, так и характеристики, обеспечивающие возможность его эксплуатации.

Создание эффективно работающей силовой установки сверхзвуковых самолетов различного назначения во многом определяется успешным решением ряда проблем, возникающих при интеграции воздухозаборника с планером.

Среди наиболее важных проблем следует выделить следующие:

- учет влияния местных параметров потока при обтекании планера на работу воздухозаборника;
- организация системы слива пограничного слоя, возникшего на поверхности планера перед воздухозаборником;

- интерференция вихревых следов, идущих с элементов планера, с течением в воздухозаборнике;

- проблема попадания в воздухозаборник посторонних предметов с поверхности аэродрома при взлете и посадке самолета.

Решение этих проблем является общей задачей при создании компоновок силовых установок для сверхзвуковых самолетов различного назначения.

Подход к интеграции воздухозаборника в компоновку самолета с учетом граничных условий и требований, предъявляемых при увязке воздухозаборников и воздушных каналов

При увязке воздухозаборника и воздушного канала с компоновкой самолета существует набор разнообразных требований и граничных условий. Рассмотрим их в порядке очередности метода увязки на примере задания **нерегулируемого воздухозаборника** для сверхзвукового самолета.

При выбранном двигателе, а также максимальной скорости полета и, как следствие, известном расходе воздуха через тракт двигателя по требованиям газодинамики [1, 2] рассчитывается **площадь входа в воздухозаборник F_0** и **площадь горла F_1** .

Площадью входа в воздухозаборник считается проекция контура входа в воздухозаборник на плоскость, перпендикулярную набегающему потоку. Площадью горла называется минимальная площадь сечения канала воздухозаборника, перпендикулярная **срединной линии канала** (направлению течения воздуха).

Наглядным графическим отображением зависимости вышеперечисленных граничных условий является **график площадей канала** (см. рис. 3). Графиком площадей канала называется зависимость площади сечения канала в плоскости, перпендикулярной срединной линии канала, от длины канала.

В работе [3] дано математическое описание изменения закона площадей поперечных сечений дозвукового диффузора («диффузора Герлаха») с наилучшими газодинамическими характеристиками. На основе этого закона в дальнейшем фактический график площадей сравнивается с оптимальным

$$\frac{A}{A_1} = \left(\frac{A_2}{A_1} - 1 \right) \left[3 \left(\frac{x}{L} \right)^4 - 8 \left(\frac{x}{L} \right)^3 + 6 \left(\frac{x}{L} \right)^2 \right] + 1,$$

где A_1 и A_2 — площадь горла и входа в двигатель соответственно; x — текущая координата длины канала отсчитываемая от горла; L — длина дозвукового диффузора.

Одним из требований, предъявляемых к форме канала воздухозаборника, является величина **эквивалентного угла дозвукового диффузора** $\gamma_{\text{диф}}$, т.е. максимального угла образующей тела вращения с эквивалентным графиком площадей.

Также существуют требования:

— по минимальной относительной длине канала равной $L_{\text{к}}/D_{\text{вх}}$, где $L_{\text{к}}$ — абсолютная длина канала, измеряемая вдоль срединной линии канала от точки начала замкнутых сечений канала до входа в двигатель; $D_{\text{вх}}$ — диаметр входа двигателя;

— по минимальной длине **цилиндрической проставки** (цилиндрический участок канала перед входом двигателя) $L_{\text{цил}}^{\text{мин}}$.

Рамкой входа называется проекция входа в воздухозаборник на плоскость, перпендикулярную набегающему потоку; по сути, рамка входа ограничивает площадь входа. При выборе формы и расположения входного устройства надо учитывать ряд разнообразных требований (рис. 1). Для эффективного торможения потока перед входным устройством и предотвращения его разгона на сверхзвуковых скоростях полета профилировка наплывной

части фюзеляжа (см. сеч. А-А на рис. 1) должна быть выполнена таким образом, чтобы углы захода наплыва $\gamma_{\text{напл}}$ перед входом в заборник остались положительными.

Особенностью применения подфюзеляжных воздухозаборников является необходимость реализации щелей слива пограничного слоя, образующегося на наплывной и боковой поверхностях фюзеляжа. Ширина щели слива $\Delta_{\text{щс}}$ ($\Delta_{\text{щс}}^{\text{мин}} \geq 0,015L_x$, с учетом возникновения срыва на кромке щели); характерный линейный размер, на котором нарастает пограничный слой, L_x .

Далее при известном расположении рамки входа определяется ее форма (рис. 1).

Требования к расположению рамки входа:

- обеспечение требуемой площади входа F_0 ;
- обеспечение необходимого соотношения сторон рамки входа B_p/H_p , регламентируемого требованиями газодинамики [1];

- организация слива пограничного слоя с боковой нижней поверхности фюзеляжа для предотвращения его попадания в воздухозаборник.

Связанные с ними граничные условия:

- расположение рамки ниже передней кромки центроплана, для обеспечения условия $\gamma_{\text{напл}} > 0$;
- обеспечение требований по ширине щелей слива пограничного $\Delta_{\text{щс}}$;

- обеспечение расстояния между нижней губой воздухозаборника и землей на стоянке $\Delta_{\text{обеч}}$, для предотвращения попадания посторонних предметов в воздухозаборник во время нахождения самолета на земле с работающими двигателями [2].

В то же время при формировании рамки входа следует учитывать следующие особенности:

- необходимо стремиться к соотношению сторон рамки входа $B_p/H_p = 1$, для уменьшения периметра рамки входа и, как следствие, уменьшения площади омываемой поверхности канала и, соответственно, и его массы;

- необходимо располагать рамку входа таким образом, чтобы она полностью находилась под наплывной частью фюзеляжа, для предотвращения попадания в воздухозаборник вихрей с наплыва.

Системой торможения называется геометрическая схема построения сверхзвукового входного устройства. Сверхзвуковое входное устройство представляет собой систему клиньев торможения, стенок и обечайки. Клинья торможения предназначены для создания системы плоских скачков уплот-

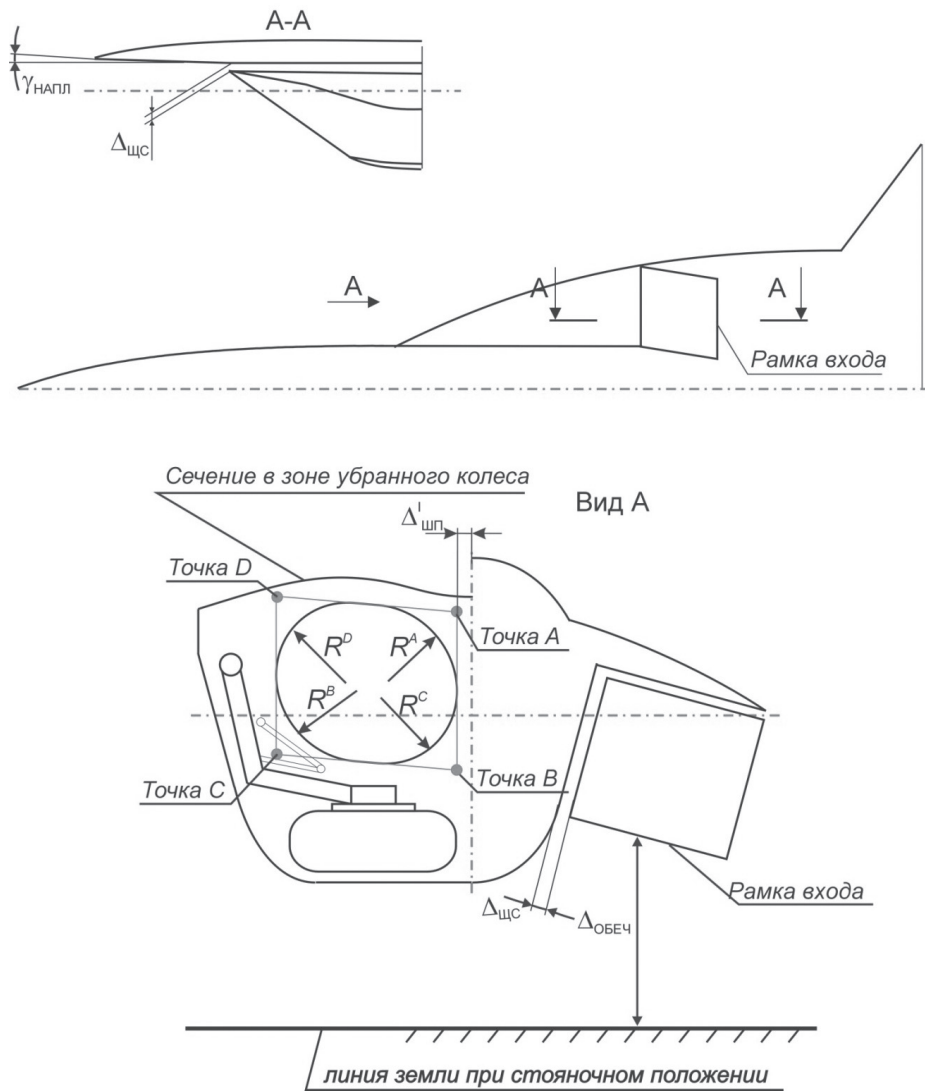


Рис. 1. Типовое поперечное сечение фюзеляжа в районе рамки входа воздухозаборника и воздушного канала

нения (с прямым замыкающим скачком в зоне горла), в которой происходит торможение сверхзвукового воздушного потока до дозвуковой скорости, при этом скачки должны быть сфокусированы на обечайке воздухозаборника или проходить вблизи нее (для организации перепуска воздуха). Система нескольких скачков предназначена для реализации требуемого уровня коэффициента восстановления полного давления. Количество скачков, а следовательно, и клиньев торможения подбирается в зависимости от максимальной скорости полета самолета [2]. В работе при построении системы торможения рассматривается двухскачковый воздухозаборник.

Система торможения воздухозаборника (рис. 2) строится в плоскости, проходящей через вектор набегающего потока и нормаль к верхней линии рамки входа (носик первой ступени торможения).

В плоскости построения системы торможения откладываются углы клиньев относительно оси X из всех угловых точек рамки входа и плоскостей скач-

ков. Углы клиньев торможения взаимосвязаны с углами наклонов соответствующих скачков, поэтому построение схемы торможения происходит путем увязки ее геометрических параметров с газодинамическими требованиями [2].

При этом для уменьшения потерь и снижения нестационарностей воздушного потока необходимо выполнить «поднутрение» обечайки, параллельно углу соответствующего клина, для возможности разворота потока в системе торможения.

После построения системы торможения, определения (из условий компоновки) мест расположения входа в двигатель и рамки входа строится поверхность канала воздухозаборника. Поверхность канала строится таким образом, чтобы каждое поперечное сечение канала представляло собой четырехугольник со скругленными углами (рис. 1). Четырехугольник строится путем соединения точек A , B , C и D соответственно. При этом радиусы скругления переменные по длине канала (рис. 3) и вы-

Построение схемы торможения

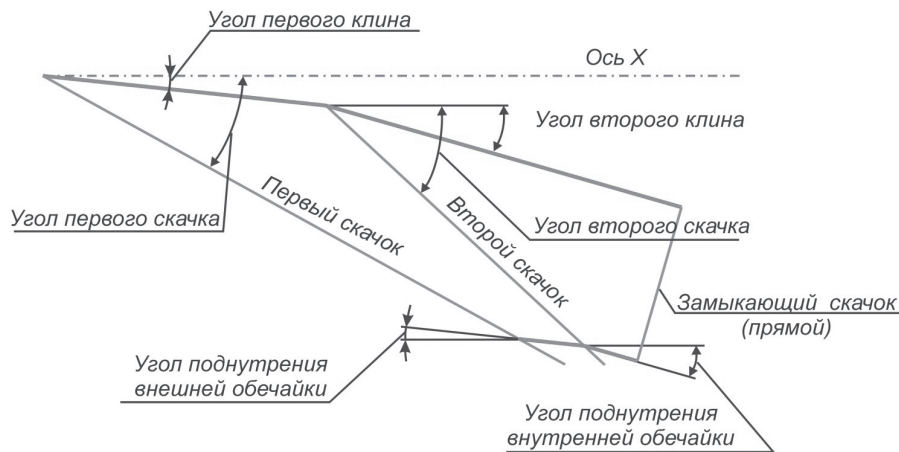


Рис. 2. Типовая схема системы торможения сверхзвукового воздухозаборника

бираются с учетом соответствия поверхности канала граничным условиям, в том числе форме графика площадей поперечных сечений.

- конструкция фюзеляжа, с учетом определенного зазора между каналом и плоскостью симметрии самолета $\Delta_{шп}^I$, достаточного для организации

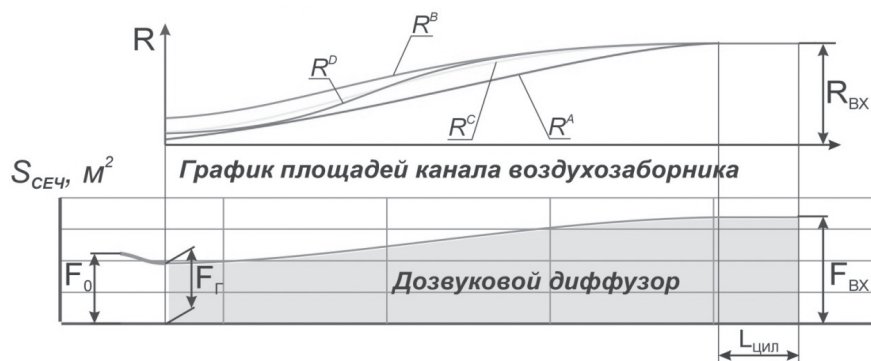


Рис. 3. Законы изменения радиусов скругления поперечных сечений воздушного канала по его длине

Требования к построению (согласно [2]):

- обеспечение местных радиусов схода $R_{кан}^{сх}$ образующих канала в меридиональном сечении (что особенно важно в зоне горла $R_{кан}^{сх\ min} = (0.33...0.35)H_M$, где H_M — местная высота канала);
- обеспечение требуемой площади входа F_0 ; местных радиусов захода $R_{кан}^{зах}$ образующих канала в меридиональном сечении ($R_{кан}^{зах\ min} = 0.4...0.5H_M$);
- обеспечения углов наклона образующих канала по отношению к местному направлению потока $\delta_{кан}$ ($\delta_{кан}^{max} = 12...14^\circ$).

Граничные условия построений:

- убранные положение стойки шасси и колеса (процесс взаимной увязки канала со стойкой идет параллельно);

силового шпангоута, стенка которого имеет вырезы под коммуникации.

Практические рекомендации по построению канала воздухозаборника сложной формы для использования в СГМ «Unigraphics»

Практическая часть работы включает рекомендации для построения каналов сложной формы при работе в СГМ «Unigraphics». Данный алгоритм построен с учетом того, что лицо, использующее его, владеет базовым курсом (модулями Gateway, Modeling) СГМ «Unigraphics», поэтому последовательность действий излагается без описания отдельных команд.

Первым шагом является построение системы торможения. Построение системы торможения «плоского» воздухозаборника при выбранной «рамке входа» осуществляется в режиме эскиза (sketch mode) (рис. 4).

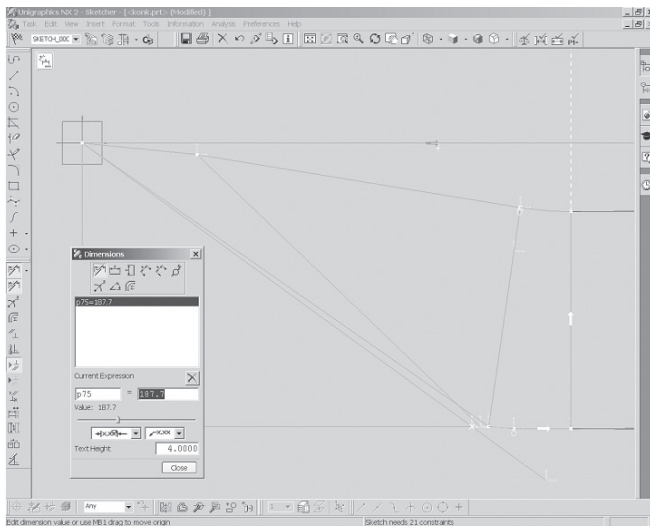


Рис. 4. Построение системы торможения (в режиме эскиза)

Следующим этапом является размещение (исходя из условий компоновки) точки входа в двигатель, системы торможения, основной опоры шасси в убранном положении и, при необходимости, других граничных условий, таких, как контуры силовых шпангоутов (рис. 5). Перед входом в двигатель размещается цилиндрическая проставка (соответствующей длины $\bar{L}_{\text{цил}} = (0.3 \div 1)D_{\text{вх}}$). В плоскости начала проставки строится квадрат, из углов ко-

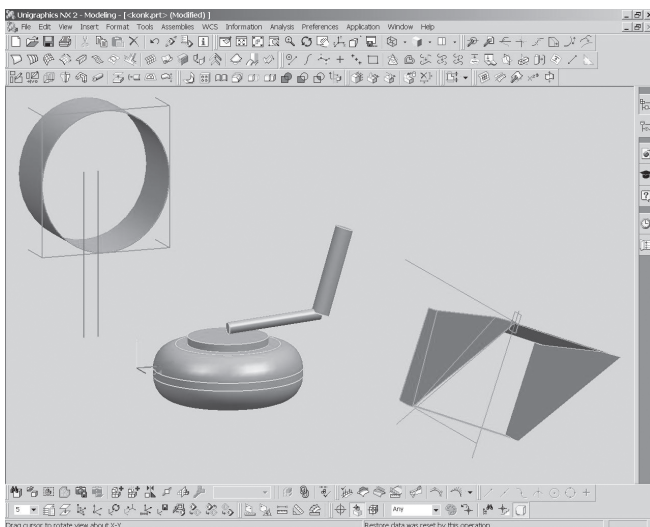


Рис. 5. Размещение граничных условий

торого выходят линии, совпадающие по направлению с осью двигателя.

К этим прямым в дальнейшем по касательной подстраиваются линии точек A, B, C и D соответственно. Далее для построения линий точек A, B, C и D соответственно в режиме эскиза (sketch mode) строятся параметрические линии (рис. 6). Всего для построения линий точек A, B, C и D строятся че-

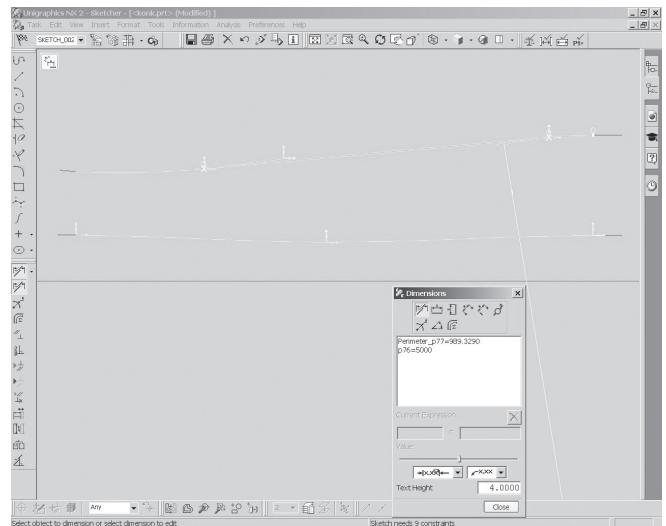


Рис. 6. Построение параметрических линий

тыре эскиза, два в вертикальной плоскости и два в горизонтальной, на каждом из которых строятся две параметрические линии. Эти четыре эскиза описывают проекции линий точек A, B, C и D на вертикальную и горизонтальную плоскость соответственно. Такой метод построения линий точек A, B, C и D используется как наиболее эффективный для быстрого («динамического») изменения параметров канала воздухозаборника при его формировании.

Динамическое изменение в данном контексте означает изменение ассоциативных построений при изменении параметров построения (например, изменение поверхности при изменении ее формообразующих параметров). Так, при необходимости изменения (искривления) поверхности канала в вертикальной или горизонтальной плоскости (при необходимости) изменяются проекции линий точек A, B, C и D на соответствующие плоскости.

Параметрические линии в плоскостях эскизов строятся таким образом, чтобы касательные в конечных точках параметрических линий совпадали с проекциями направлений выхода из системы торможения и осью двигателя (соответственно) на плоскости эскизов. После построения параметрических линий в плоскостях эскизов командой «Комбинированное проецирование» (Combined Projection) строятся (восстанавливаются) линии точек A, B, C и D соответственно (рис. 7). При этом направления проецирования выбираются по нормали к плоскостям соответствующих эскизов.

Следующим шагом является построение линейчатых поверхностей (Ruled surfaces), по направляющим, которыми являются линии точек A, B, C и D соответственно. Строятся четыре линейчатые поверхности (рис. 8) по линиям точек: A и B ; B и C ; C и D ; D и A соответственно.

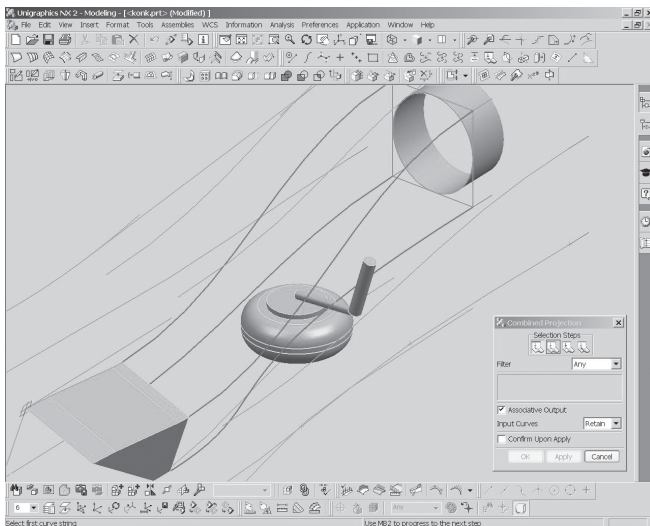


Рис. 7. Построение линий точек *A*, *B*, *C* и *D*

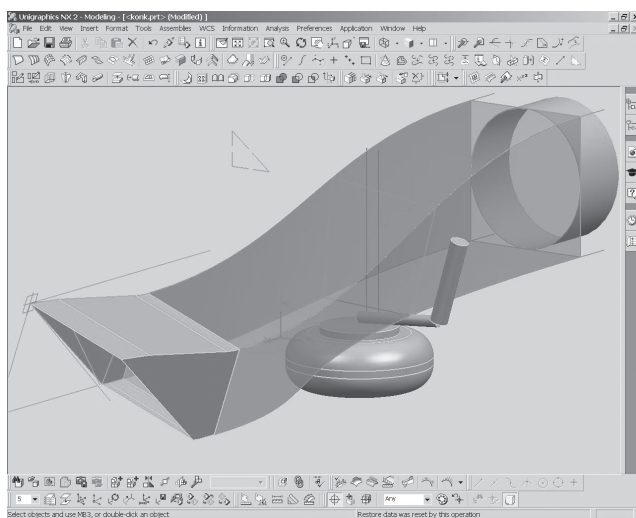


Рис. 8. Построение линейчатых поверхностей

Далее в режиме эскиза строятся кривые «сплайны», отражающие законы изменения «вписанных» в поперечные сечения канала радиусов по его длине (рис. 9). При этом значения радиусов в конечных

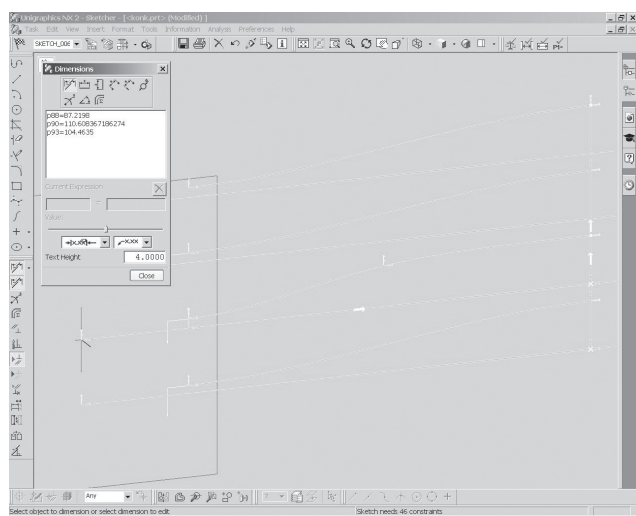


Рис. 9. Построение «сплайнов» изменения радиусов по длине

точках соответствуют радиусам скругления стенок системы торможения и цилиндрической проставки ($R_{\text{скр}} = D_{\text{вх}}/2$). Построение законов изменения радиусов в режиме эскиза позволяет в «динамичном» режиме менять форму канала (поверхности скругления) при оптимизации его параметров.

Следующим шагом является построение поверхностей, скругляющих (Face Blend) линейчатые поверхности, в соответствии с законами изменения вписанных в поперечные сечения канала радиусов по его длине (рис. 10). Построение осуществляется с использованием режима disk, направляющей кривой (spine curve) является соответствующая «скругляемой» грани линия точек.

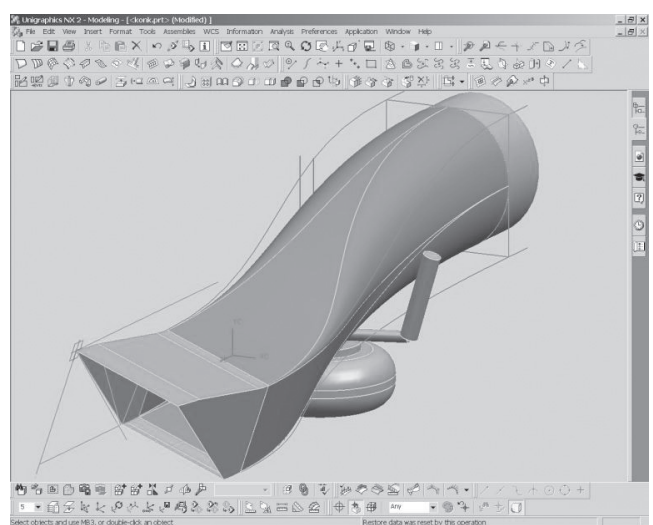


Рис. 10. Построение поверхностей скругления

После построения поверхности канала воздухозаборника и проверки его первичных параметров на степень соответствия налагаемым граничным условиям (обеспечения компоновочных зазоров между расположенными рядом агрегатами, обеспечения нормируемых углов и радиусов образующих канала в меридиональных сечениях) строится «фактический» график площадей поперечных сечений канала, для этого строится набор плоскостей (рис. 11) по длине канала.

В данной методике предлагается строить ряд параллельных плоскостей (Parallel Planes), нормальных к продольной оси самолета, с шагом ~250—500 мм. С помощью этих плоскостей методом (Section Curve) создаются «ассоциативные» сечения поверхности канала воздухозаборника. Для измерения площадей получившихся сечений необходимо сориентировать рабочую систему координат в плоскости, нормальной к продольной оси самолета.

Далее в режиме эскиза осуществляется построение «фактического» графика площадей канала воздухозаборника (рис. 12) в соответствии с площадью-

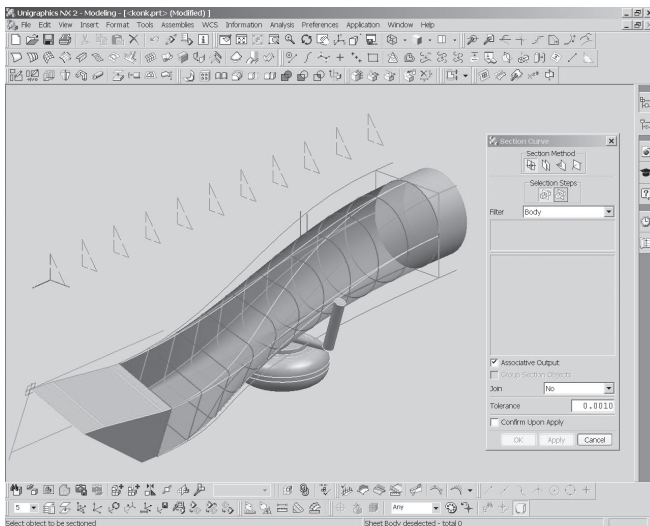


Рис. 11. Вынос вспомогательных плоскостей для построения фактического графика площадей

ми полученных поперечных сечений канала. На этом же эскизе предлагается построить график площадей, соответствующий «диффузору Герлаха», т.е. оптимальный с газодинамической точки зрения закон изменения площадей поперечных сечений канала.

Такой способ позволяет наглядно отражать отличия «фактических» геометрических параметров канала от «желаемых» (оптимальных). Далее, варьируя законы изменения радиусов скругления канала и параметрические линии канала (проекции линий точек *A*, *B*, *C* и *D* на соответствующие плоскости), можно изменить форму и, следовательно, поперечные сечения канала.

Выводы

На основании вышеизложенного можно сказать, что в данной работе описана методика, позволяющая выбрать месторасположение воздухозаборника и воздушного канала сверхзвукового самолета с учетом компоновочных ограничений и газодинамических требований.

Опыт применения разработанной методики в проектно-конструкторских работах «ОКБ Сухого» позволяет утверждать, что она дает возможность с минимальными затратами времени интегрировать каналы воздухозаборников сложной пространственной формы в компоновку разрабатываемых самолетов.

Разработан и предложен алгоритм «динамического» изменения формы поверхности канала воздухозаборника при помощи «параметризованных» построений. Это позволяет сократить трудоемкость перехода от процесса создания начальной «увязоч-

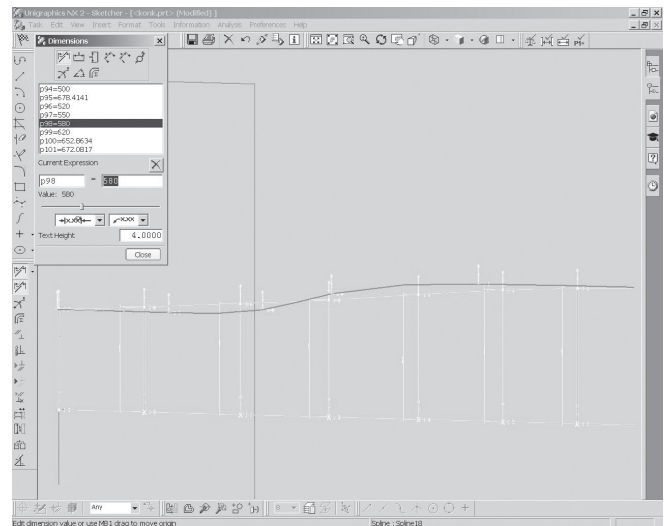


Рис. 12. Построение графика площадей канала воздухозаборника

ной схемы» к окончательному формированию геометрического облика каналов воздухозаборника.

Подобный способ позволяет менять параметры формы канала воздухозаборника (поверхности скругления канала и его кривизну), в «динамическом» режиме отслеживать изменение его геометрических характеристик (закон изменения графика площадей) и, тем самым, подбирать параметры канала для оптимизации геометрических характеристик.

Библиографический список

1. *Бюшгенс Г.С.* Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. — М.: Наука, 1998. — 816 с.
2. *Ремеев Н.Х.* Аэродинамика воздухозаборников сверхзвуковых самолетов. — Жуковский: ЦАГИ, 2002. — 178 с.
3. *Васильев В.И., Иванюшкин А.К., Павлюков Е.В., Соколов В.Д.* Аэродинамика воздухозаборников и сопел сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. — М.: Наука, Физматлит, 1998. — 24 с.
4. *Байдаков В.Б., Клумов А.С.* Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1979. — 343 с.
5. *Башкин В.А., Егоров И.В.* Численное исследование задач внешней и внутренней аэродинамики. — М.: Наука, Физматлит, 2013. — 332 с.
6. *Никитченко Ю.А.* Моментные модели для течений с большим числом Маха // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т.21. №4. С. 39-48.
7. *Lee C.C., Boedicker C.* Subsonic Diffusers Design and Performance for Advanced Fighter Aircraft // The American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1985. № 8, p. 156.

METHODOLOGY OF AIR INTAKE CHANNEL INTEGRATION INTO AIRCRAFT LAYOUT USING “UNIGRAPHICS” AS THE GEOMETRIC MODELLING ENVIRONMENT

Bibikov S.Yu.* , Katkova E.A.**

*Experimental design Bureau named after P.O. Sukhoi,
23A, Polykarpova str., Moscow, 125284, Russia*

** e-mail: batmail79@mail.ru*

*** e-mail: ekankat@gmail.com*

Abstract

The article depicts methodology and gives recommendations on complex geometry air intake modelling process on the example of uncontrolled air intake. These recommendations have been elaborated considering many requirements and suggest the procedure, which could be used during air intake channels integration into aircraft layout.

Main requirements to the geometry (equivalent angle of subsonic diffuser) and relative length (L_{ch}/D_{ent} , L_{ch} - channel length, D_{ent} - diameter of engine entrance), as well as parameters of air intake entrance channel are imposed after all boundary conditions, such as air intake input square (F_0), air intake throat square (F_{th}) and optimal graphics of air intake duct squares are set. The suggested method for deceleration system integration allows the transfer to intake duct surface constructing with minimum iterations

The practical part of this work includes recommendations to construct optimal complex duct surfaces using “Unigraphics” with allowance for their maximum optimization. We suggest to use “dynamic changes” method while designing air intake, i. e. changing associative construction with construction parameters changing (shape-generating parameters). Based on created geometry we plot the graph of air intake duct squares according to the squares obtained duct cross sections. It allows demonstrate the dissimilarity of actual duct geometric parameters from the presumed (optimal).

The above-described procedure allows select air intake and air duct location of supersonic jet with allowance for a large variety of layout limitations and gas dynamic requirements. It allows integrate air intake ducts of complex space form into aircraft layout under development with minimal time consumption. The suggested procedure of “dynamic” air intake duct geometry changing allows control changes of its geometric characteristics (graph of air intake duct squares function) and select thereby the duct parameters with subsequent optimization.

Keywords: 3D modeling, air inlet modeling, air channel of irregular shape, air inlet integration into aircraft layout, Gerlakh’s diffuser, dynamic change of a form, air inlet braking system design.

References

1. Byushgens G.S. *Aerodinamika, ustoyichivost' i upravlyaemost' sverkhzvukovykh samoletov* (Supersonic aircraft aerodynamics, stability and control), Moscow, Nauka, 1998, 816 p.
2. Remeev N.Kh. *Aerodinamika vozdukhobornikov sverkhzvukovykh samoletov* (Supersonic aircraft air inlets aerodynamics), Zhukovskii, TsAGI, 2002, 178 p.
3. Vasil'ev V.I., Ivanyushkin A.K., Pavlyukov E.V., Sokolov V.D. *Aerodinamika vozdukhobornikov i sopl sverkhzvukovykh samoletov* (Supersonic aircraft air inlets and nozzles aerodynamics), Moscow, Nauka, 1998, 24 p.
4. Baidakov V.B., Klumov A.S. *Aerodinamika i dinamika poleta letatel'nykh apparatov* (Aircraft aerodynamics and flight dynamics), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 343 p.
5. Bashkin V.A., Egorov I.V. *Chislennoe issledovanie zadach vneshnei i vnutrennei aerodinamiki* (Numerical study of internal and external problems of aerodynamics), Moscow, Nauka, 2013, 332 p.
6. Nikitchenko Yu.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no. 4, pp. 39-48.
7. Lee C.C., Boedicker C. Subsonic Diffusers Design and Performance for Advanced Fighter Aircraft, *The American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 1985, no. 8, p. 156.