

**Булат Павел. 43 года.**

Закончил в 88 году БГТУ  
"ВОЕНМЕХ", (Ленинградский  
механический институт)  
Кандидат наук.  
Механика жидкости, газа и  
плазмы

## На пути к пятому и шестому поколению

Часть VIII. Каким он мог бы быть

*Iso geht alles zu Ende allhier:  
Feder, Tinte, Tobak und auch wir.  
Zum letztenmal wird eingetunkt,  
Dann kommt der grobe*

*swarze*



*W.Busch, Bilder zur Jobsiade, 1872*

*Конец имеет всё под небесами -  
Перо, табак, чернила и мы сами.  
Последняя заканчивается строчка,  
А дальше - чёрная большая*



(В.Буш, Картинки к «Джобсиаде», 1872).

Пора и нам закруглять цикл статей. В восьмой части будут рассмотрены изозэнтропические воздухозаборники с разворотом пограничного слоя (DSI), а также представлен краткий обзор теории течений с внезапным расширением в приложении к отсекам вооружений. В завершение на основании материалов, изложенных в настоящем цикле, мы представим - каким мог бы стать истребитель пятого поколения, являющийся развитием таких конструкций, как Су-47, МиГ-31, МиГ-35, Су-33КУБ.

## Воздухозаборники нового поколения

Скорость большинства современных истребителей ограничена величиной равной двум числам Маха ( $M=2$ ). Конструкция воздухозаборников (ВУ), спроектированных для скоростей до  $M=1.5$ , подобна конструкции дозвуковых воздухозаборников. Отличие состоит, главным образом, в том, что кромки сверхзвуковых ВУ выполняются острыми.

Нерегулируемые ВУ имеют площадь горла (наименьшего сечения) рассчитанную на максимальное значение расхода воздуха. В результате, нерегулируемые воздухозаборники оказываются переразмеренными. Отчасти данную проблему решают специально спроектированные щёки носовой части фюзеляжа (рис.1), служащие для предварительного сжатия потока. Бесплатным положительным эффектом при этом является уменьшение толщины пограничного слоя из-за локального поджатия потока, что позволяет уменьшить размер щелей для слива пограничного слоя, либо даже отказаться от них вовсе.

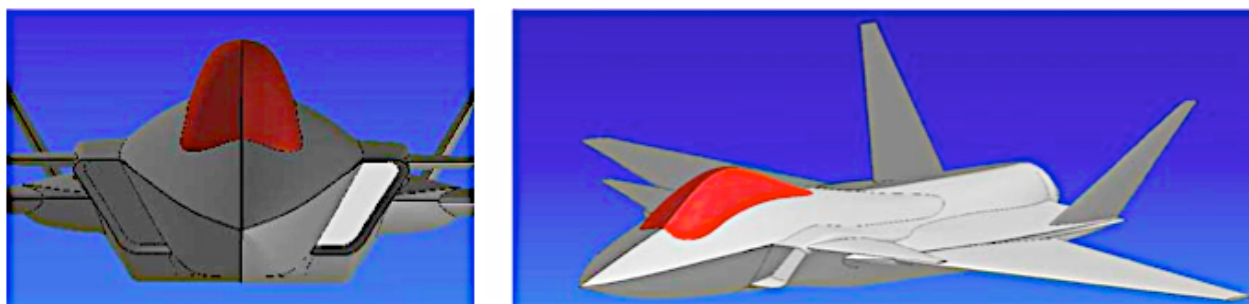


Рис.1. Проект лёгкого истребителя 5-ого поколения FS - 2020. FOI и SAAB [1].

Рассмотрим, как происходит сжатие потока в классическом многоскачковом сверхзвуковом воздухозаборнике. На рис.2 показана система из двух косых и одного прямого скачка сжатия.

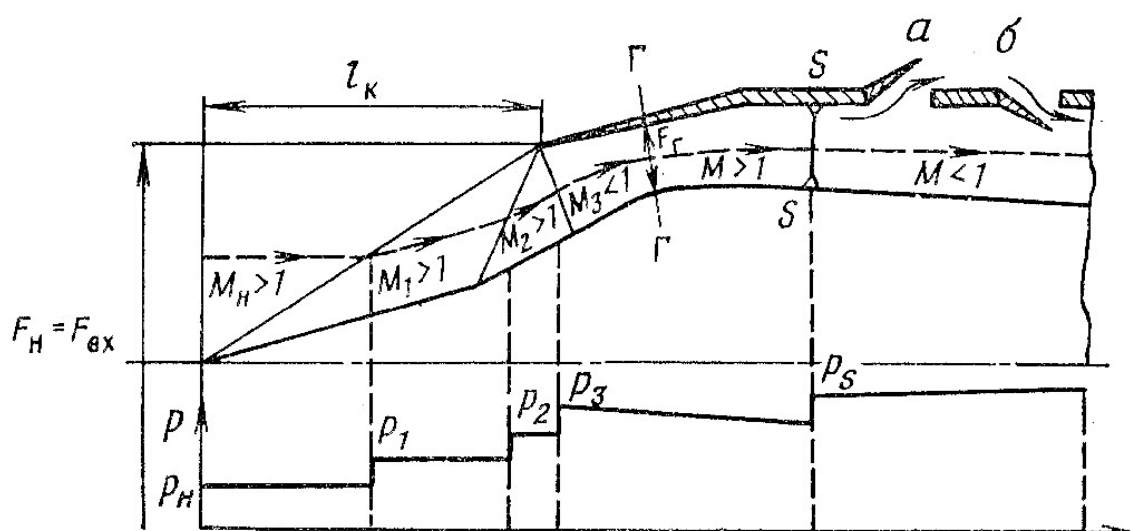


Рис. 2. Зонирование типичного сверхзвукового воздухозаборника

$P$  - профиль давления,  $M$ -числа Маха,  $a, б$  - створки перепуска,  $\Gamma$ -горло ВУ,  $F$ -площадь,  $l_k$ -длина зоны сжатия,  $s$ -закрывающий скачок.

Течение за прямым скачком дозвуковое. Если бы оно таким и оставалось вплоть до компрессора, то работа ВУ была бы неустойчивой. Любое малое возмущение, создаваемое двигателем, приводило бы к перемещению прямого скачка. Для решения этой проблемы в конструкции ВУ используется сужающийся - расширяющийся канал с критическим сечением (горлом), подобный соплу Лавала. За прямым скачком газ непрерывно разгоняется до сверхзвуковых скоростей. Также как и сопло, данный участок воздухозаборника создаёт тягу.

Поскольку в сверхзвуковом течении возмущения не могут распространяться вверх по потоку, наличие горла ВУ препятствует влиянию возмущений от компрессора двигателя на систему скачков уплотнения воздухозаборника. Торможение сверхзвукового потока до компрессора происходит в сложной системе скачков, которые в инженерной практике, в целях упрощения обычно заменяются одним прямым замыкающим скачком s-s (рис.2). В девяностые годы появилась теория оптимального управления ударно-волновыми структурами, развитая Усковым и Чернышовым. Это позволило изучать сложные тройные конфигурации ударных волн не только экспериментально [2], но и аналитически. Было обнаружено, что при определенном сочетании параметров стационарные течения существовать не могут. Выявлены «особые» числа Маха ( $M=1.245$ ,  $M=1.483$ ,  $M=1.564$ ,  $M=2.089$ ,  $M=2.540$ ), разделяющие принципиально разные режимы течения. Появилась возможность проектировать ВУ более аккуратно, избегать высокочастотных колебаний в канале («зуда»), находить новые методы регулирования.

Рассмотрим задачу повышения эффективности воздухозаборников. Уменьшение скорости набегающего потока приводит к уменьшению угла наклона скачков уплотнения. Они уже не фокусируются на кромке ВУ (рис.3). Часть воздуха, предназначенная для двигателя «сливается» мимо воздухозаборника ( $F_H < F_H'$ ). Эффективность ВУ падает. Проблема решается регулированием ВУ. Если клин (центральное тело или конус) вдвинуть внутрь воздухозаборника, то можно добиться фокусирования скачков на кромке и соответствия расхода воздуха через систему скачков расходу через двигатель.

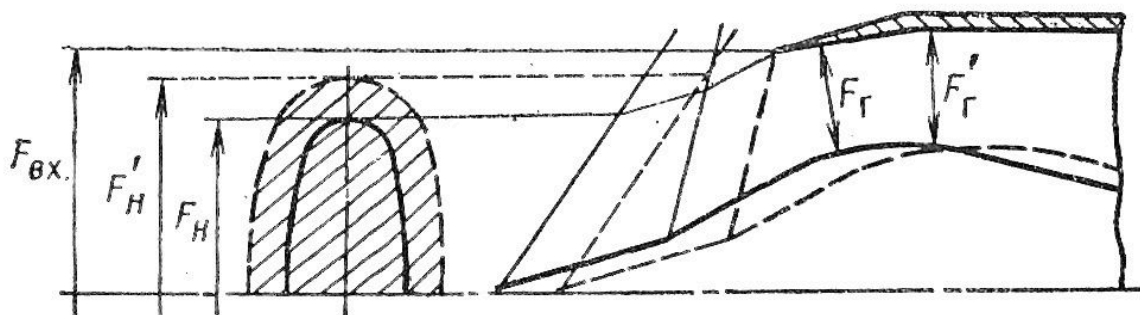


Рис.3. Регулирование ВУ по числу Маха.

При околосвуковых скоростях возможно образование выбитой прямой ударной волны и возникновение нестационарного течения на входе в ВУ. Скорость полёта не единственный параметр, который вызывает изменение течения внутри воздухозаборника и влияет на систему скачков. Регулирование числа оборотов двигателя приводит к увеличению или уменьшению расхода воздуха, соответственно, замыкающий скачок s-s перемещается ближе ко входу в воздухозаборник, либо от него. При этом из-за нарушения уравнения неразрывности (закон сохранения массы) могут возникать нестационарные режимы, связанные с высокочастотными колебаниями («зуд»), либо низкочастотными колебаниями («помпаж»). Подобные явления не только нежелательны, т.к. снижают эффективность

воздухозаборника, но и опасны - может остановиться двигатель. Для их предотвращения служат створки перепуска потока (рис.2 «а» и «б»). Профилирование носовой части с целью создания предварительного поджатия потока ослабляет описанные явления, но не может их полностью устранить в случае нерегулируемого ВУ.

Жёсткие ограничения площади воздухозаборника, размеров щелей для слива пограничного слоя (ПС), коэффициента восстановления полного давления, накладываемые требованиями к истребителям пятого поколения (малозаметность, сверхзвуковая крейсерская скорость), заставили искать новые подходы к их проектированию.

Увеличение количества скачков на входе в ВУ увеличивает его эффективность (рис.4). Многоскачковые воздухозаборники применялись на ракетах, опытных летательных аппаратах, предназначенных для больших скоростей полёта. Если увеличить количество скачков до бесконечности, то они выродятся в слабые разрывы (характеристики), а сжатие потока будет происходить без роста энтропии и потерь полного давления.

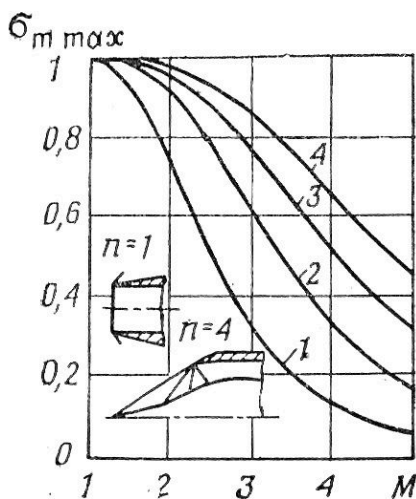


Рис.4. Зависимость степени восстановления полного давления от числа Маха и количества косых скачков.

Другая идея совершенствования воздухозаборников связана с тем, что скачок, генерируемый конусом, имеет меньший угол наклона, чем скачок, генерируемый клином (рис.5), при условии равенства угла при вершине. Самыми эффективными с точки зрения коэффициента восстановления полного давления являются лобовые осесимметричные воздухозаборники. Однако, они плохо компонуются. Известным компромиссом являлись секторные ВУ с центральным телом (F-111, Мираж). Их эффективность была существенно выше, чем у классических боковых.

Важным шагом вперед стал DSI-воздухозаборник, который позволил решить сразу несколько проблем: экранирования лопаток компрессора, отведения пограничного слоя, повышения коэффициента восстановления полного давления. Отсутствие щелей для слива ПС (рис.6) уменьшают заметность самолёта и его аэродинамическое сопротивление.

DSI-воздухозаборник состоит из рампы, сжимающей поток и формирующей коническое течение, а также кромок специальной формы, которые создают веер волн сжатия и во взаимодействии с рампой разворачивают низкоэнергетическую часть ПС наружу, не позволяя ей попасть внутрь ВУ.

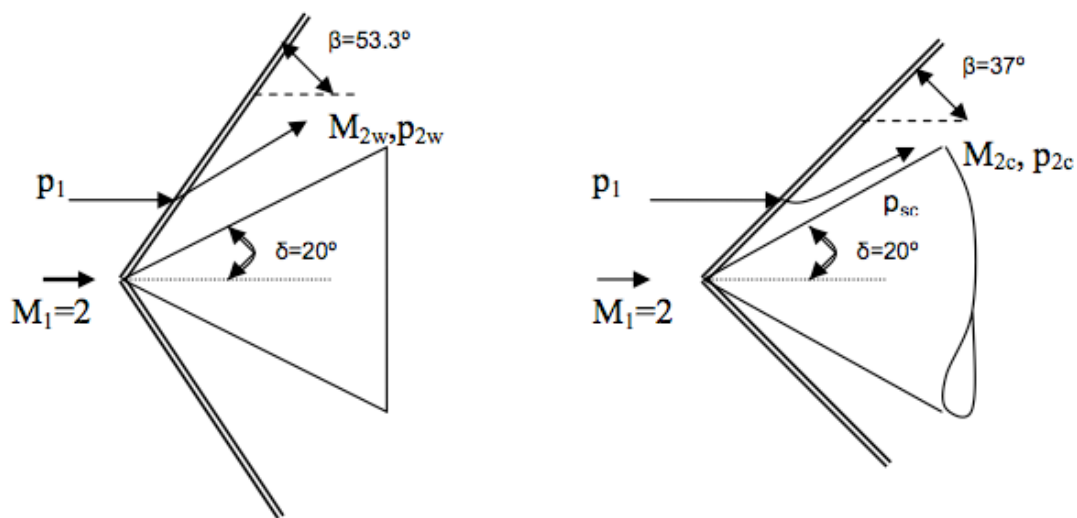
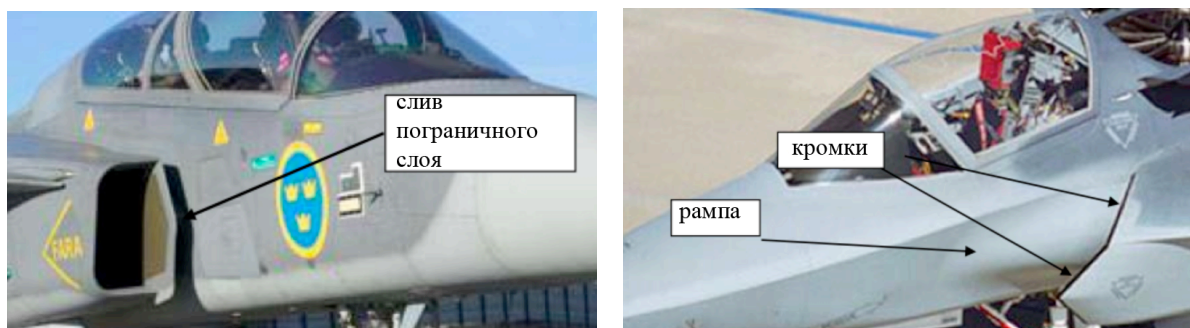


Рис.5. Сравнение угла наклона головного скачка при обтекании клина (справа) и конуса (слева), имеющих одинаковый телесный угол при вершине.

$M_1$ -число Маха набегающего потока,  $M_{2w}$ -число Маха за скачком,  $p_1$ -давление,  $p_{sc}$  - давление на образующей конуса,  $p_{2w}$ -давление за скачком,  $\beta$ -угол наклона скачка,  $\delta$ -угол разворота потока.



а) Гриппен

б) F-35

Рис. 6. Сравнение классического и DSI воздухозаборника.

Рампа имеет довольно своеобразную форму. Не зная принципов проектирования таких воздухозаборников, довольно трудно понять, как они работают, куда девается пограничный слой. Геометрия ramпы находится путём решения обратной задачи для конических течений (рис.7). Обратная задача - это, когда заранее задаются параметры течения и геометрия линий тока, а затем в качестве решения находится геометрия твёрдых поверхностей, которые создают заданное течение. Коническое течение, оптимальное с точки зрения работы ВУ, может создаваться конусом, но не только им. Если задаться линиями тока, пересекающимися конический скачок и лежащими на одной плоскости (показаны красным цветом на рис.7), то за скачком линии тока опишут поверхность своеобразной формы. Очевидно, что разместив в потоке поверхность сжатия такой формы (показана красным цветом), мы получим течение, эквивалентное случаю течения около некоторого виртуального конуса (рис.7 внизу).

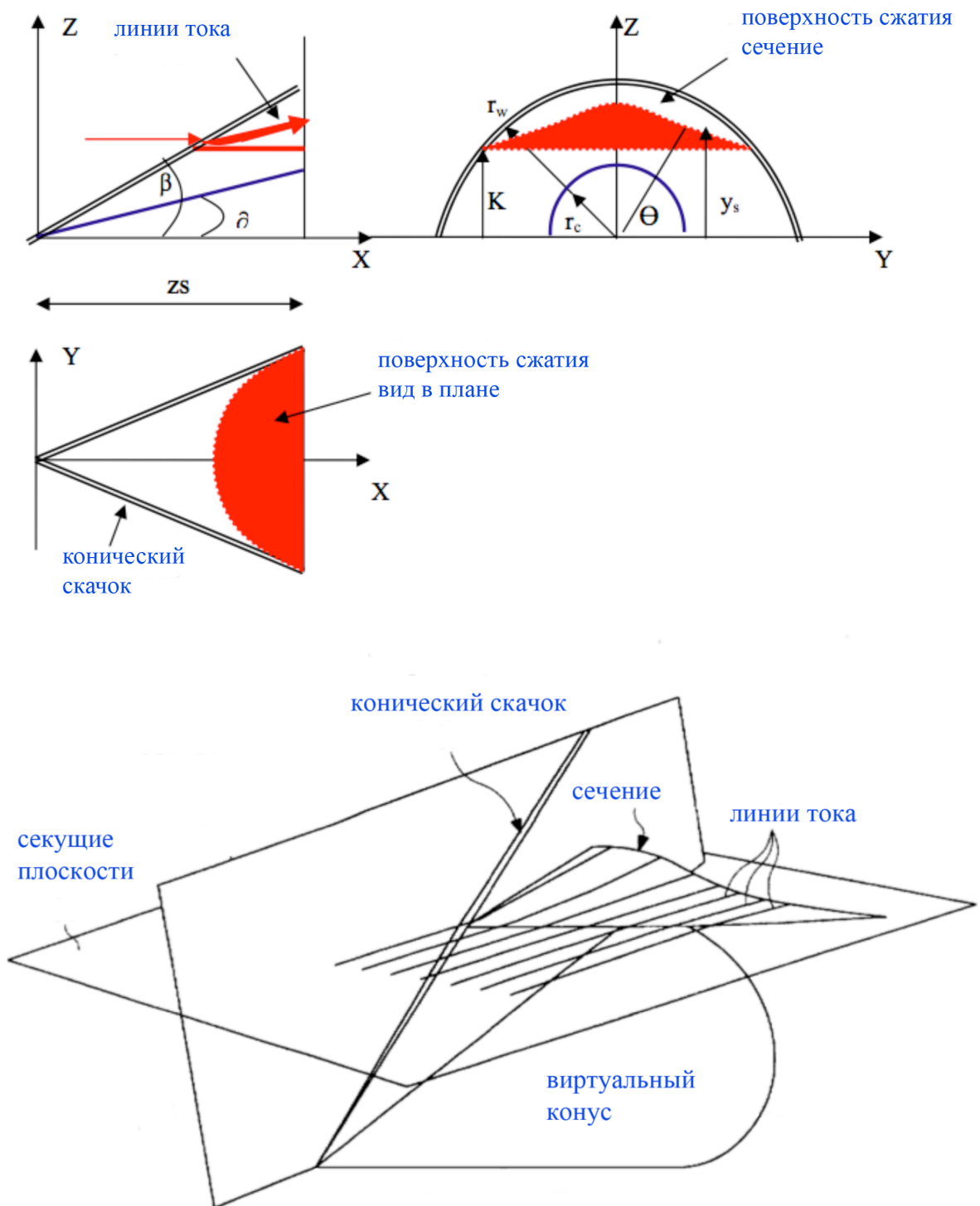


Рис. 7. Принципы проектирования ramпы сжатия, формирующей коническое течение.

Если виртуальный конус спрофилировать таким образом, чтобы он сжимал поток без образования скачка уплотнения, то и для него можно подобрать соответствующую изэнтропическую поверхность сжатия (рис.8).

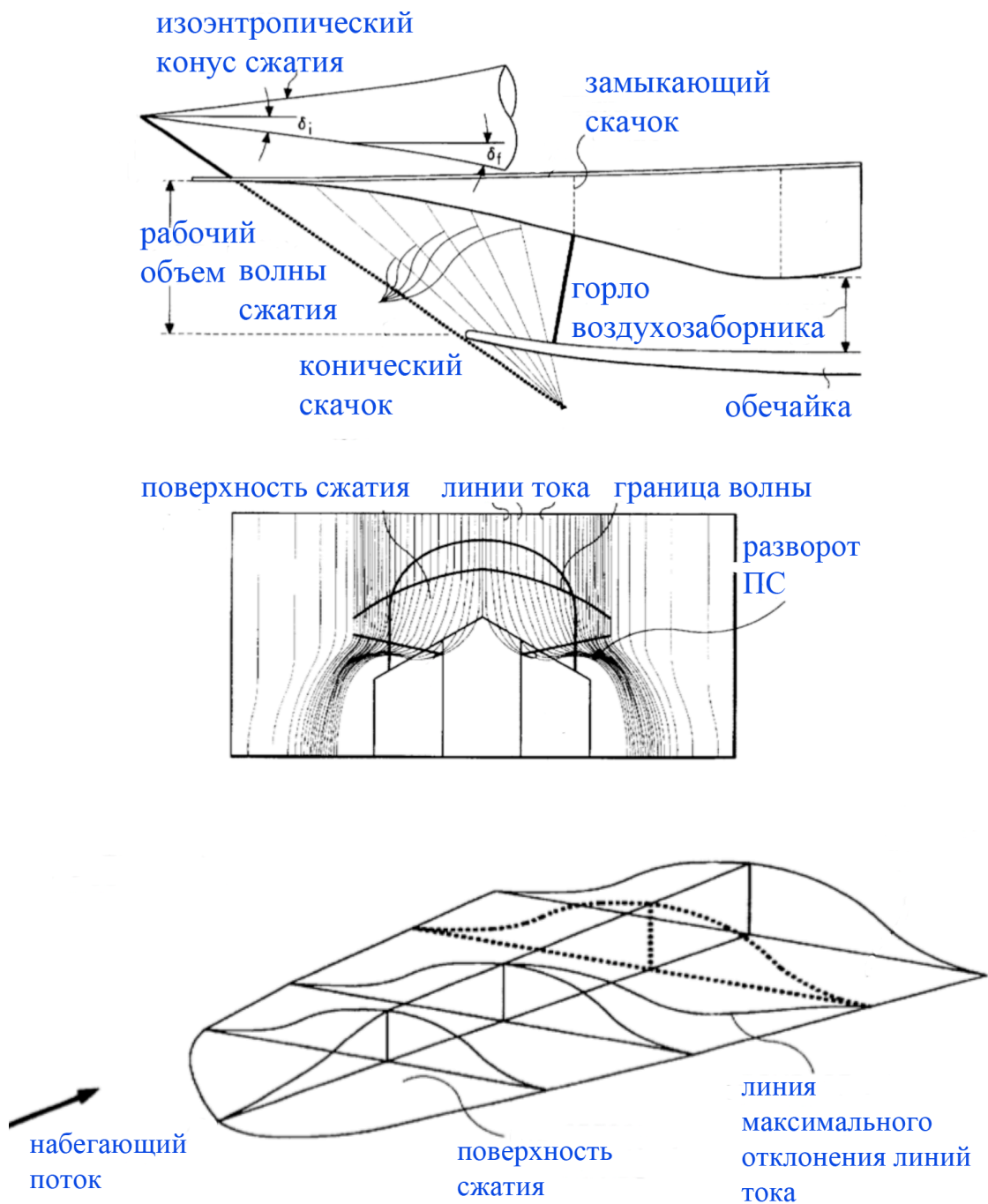
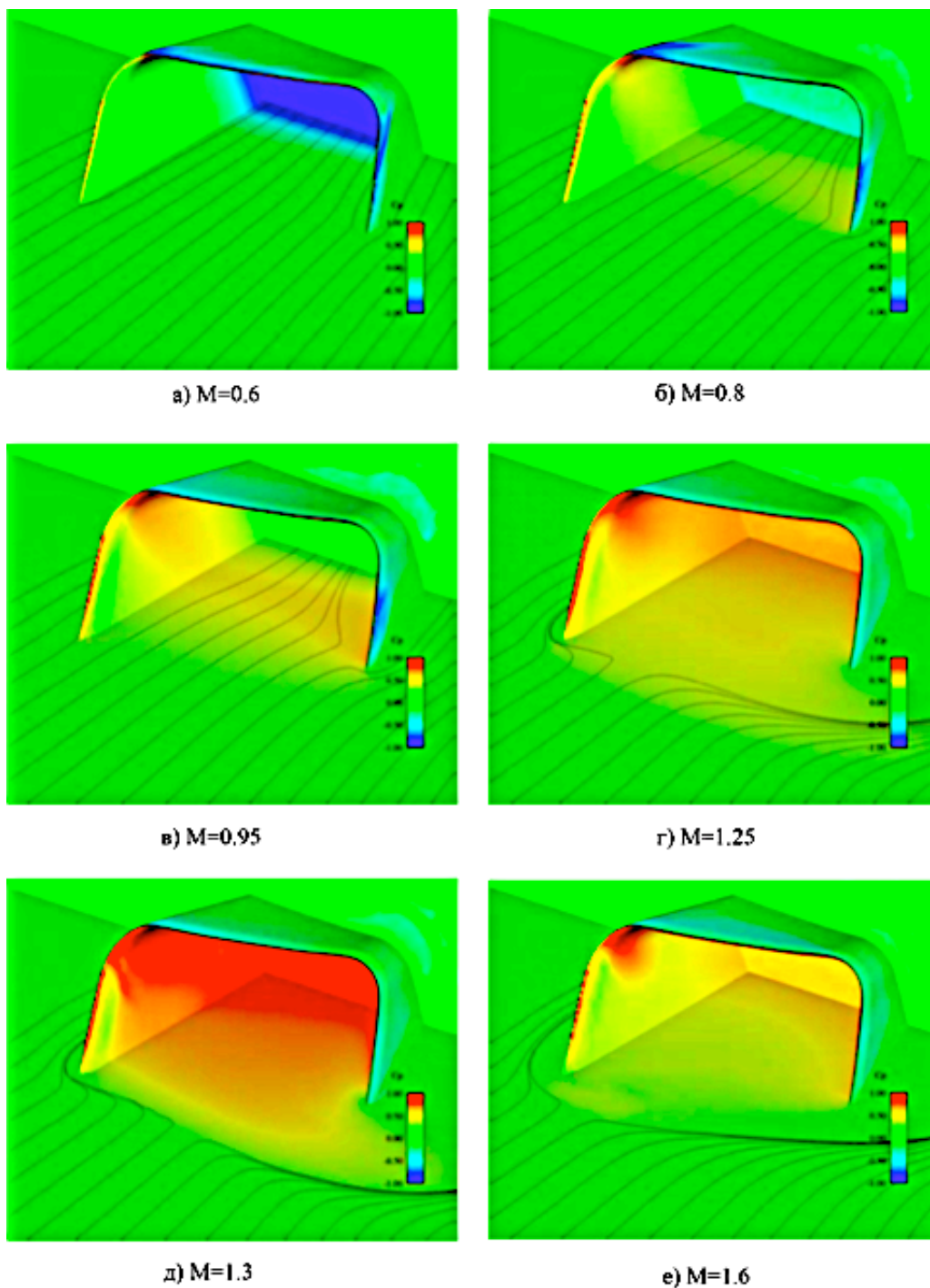


Рис.8. Изоэнтропический ВУ. Рампа сжатия потока и разворота пограничного слоя [3].

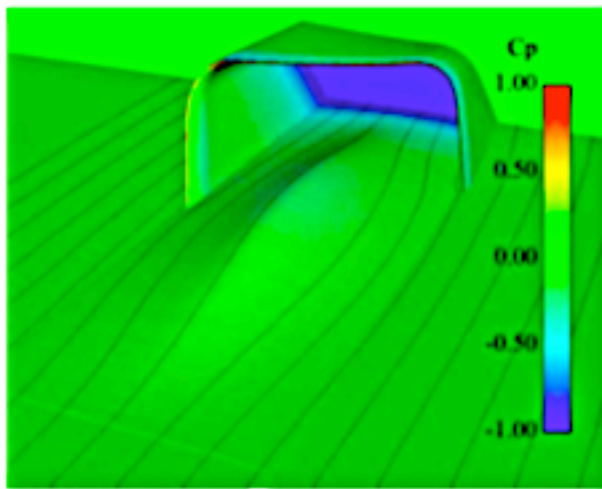
Понятно, что от головного скачка, угол наклона которого определяется числом Маха набегающего потока, избавиться невозможно, но его интенсивность будет намного меньше интенсивности конического скачка в случае прямолинейной образующей конуса. Кромки обечайки воздухозаборника также генерируют волны сжатия, а в сверхзвуковом потоке и скачки уплотнения. Эти волны, падая на рампу (поверхность сжатия на рис.7, 8), вызывают дополнительный положительный градиент давления. В результате, если линия пересечения скачков с поверхностью сжатия перпендикулярна линиями тока, это может привести к отрыву ПС, если же эти линии пересекаются под некоторым углом, не равным  $90^\circ$ , то волны сжатия разворачивают пограничный слой. Как видно на рис.9 у обычного воздухозаборника с косым срезом подобное явление также имеет место, но оно слабо выражено, т.к. при небольших числах Маха на входе в ВУ образуется выбитая ударная волна.



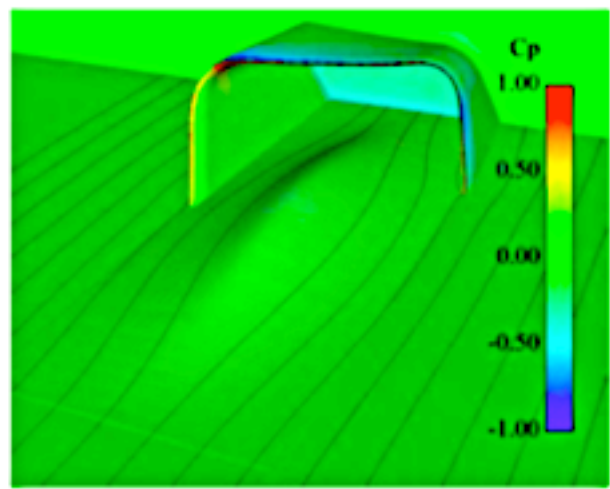
*Рис.9. Изменение линий тока пограничного слоя по мере формирования прямого скачка уплотнения на входе в классический неуправляемый воздухозаборник.*

Совсем другое дело в случае изоэнтропического воздухозаборника (рис.10). Поверхность сжатия сама по себе создает положительный градиент давления и искривляет линии тока в поперечном направлении. Уже при  $M=1.25$  волны сжатия от косой кромки воздухозаборника полностью «сливают» пограничный слой наружу. Оформление кромки в виде выступающего вперед клыка (рис.6б, рис.8 в центре) позволяют при скоростях  $M=1.1-1.4$  сливать до 80% пограничного слоя.

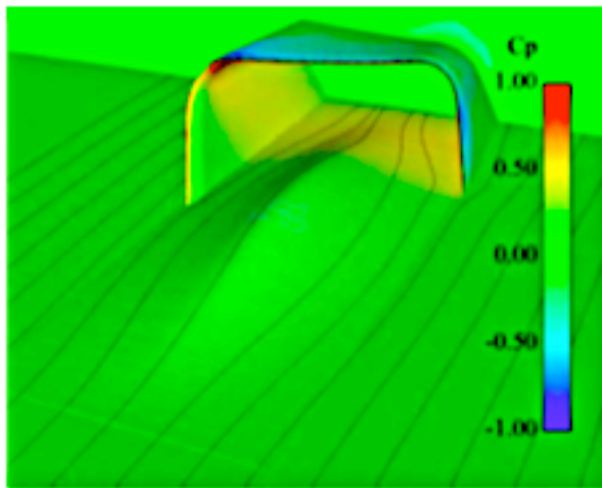




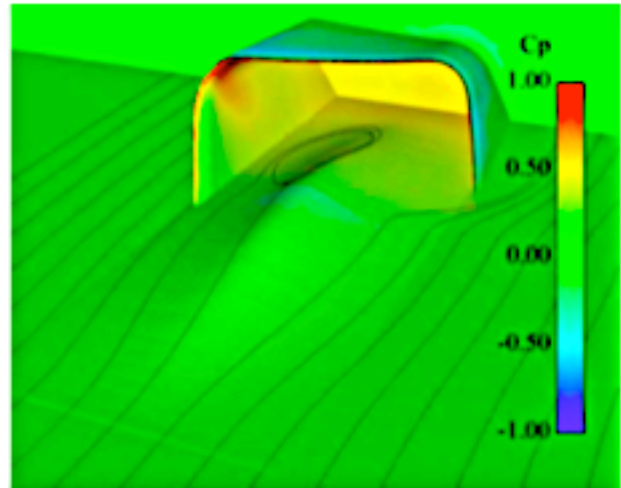
а)  $M=0.6$



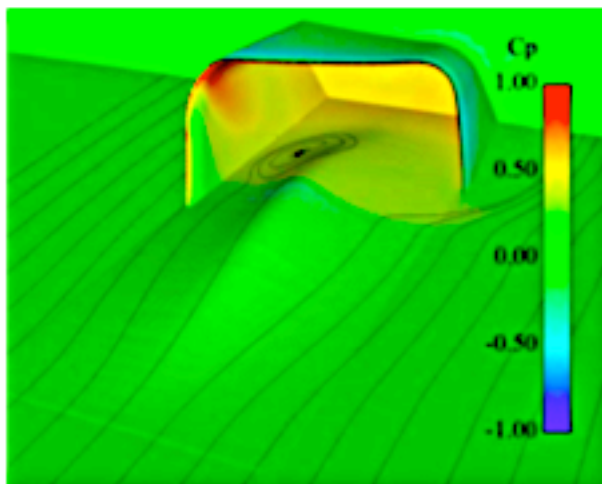
б)  $M=0.8$



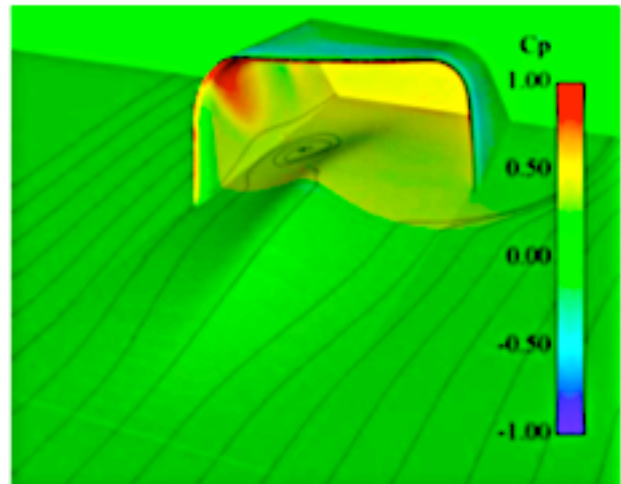
в)  $M=0.95$



г)  $M=1.25$



д)  $M=1.3$



е)  $M=1.6$

Рис.10. Изменение линий тока пограничного слоя по мере формирования волн сжатия на входе в изоэнтропический DSI воздухозаборник.

Можно ли регулировать DSI-воздухозаборники? Обратимся к рис.11.

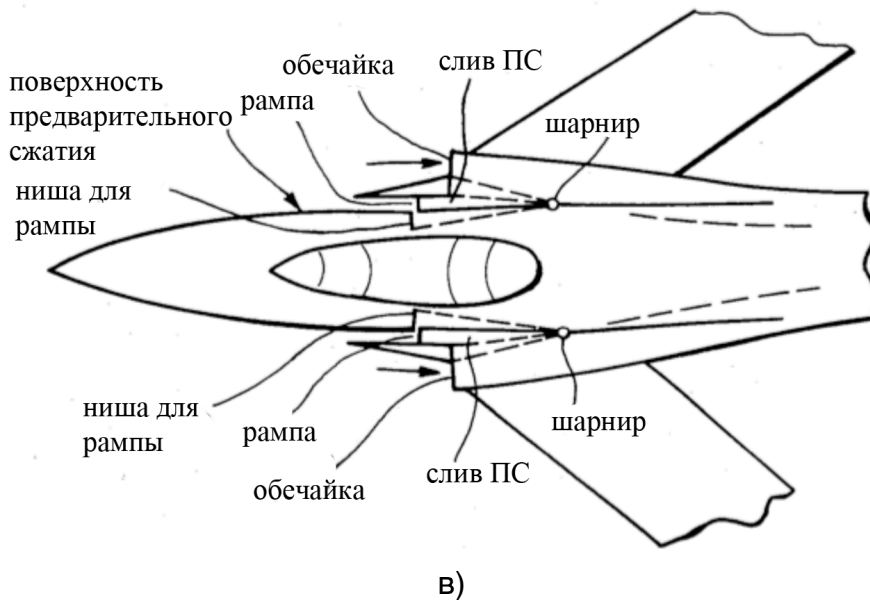
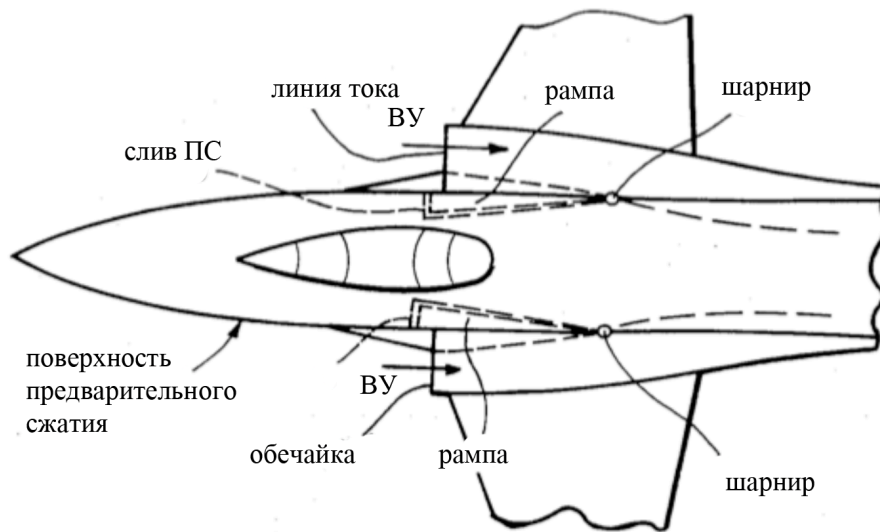
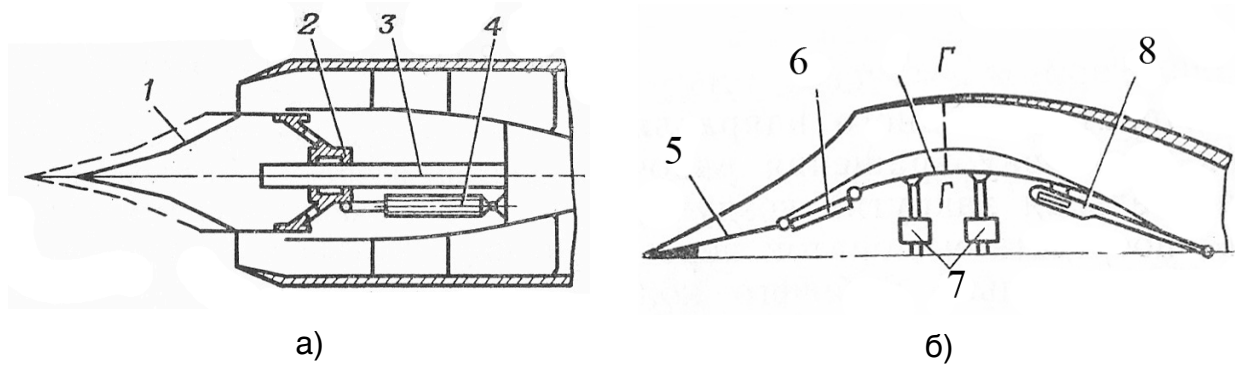


Рис.11. Сравнение способов регулирования воздухозаборников [4].

а) Классическое регулирование с помощью выдвижного конуса, б) Регулирование горла ВУ с помощью изменения кривизны рампы, в) Регулирование площади горла ВУ при помощи выдвижения и уборки рампы со щелью для слива пограничного слоя.

В классическом лобовом ВУ регулирование по числу Маха происходит за счёт того, что конус 1, закрепленный на штоке 2, перемещается по оси 3 с помощью гидроцилиндра 4. При этом происходит изменение площади горла ВУ и геометрии системы скачков. В DSI-воздухозаборнике того же эффекта можно добиться перемещением соединенных между собой подвижных элементов поверхностей сжатия 5 и 6 с помощью гидроцилиндров 7, а также регулированием горла сопла путём перемещения поверхности 8. В патенте США [4] описана рампа, выдвигающаяся поперёк потока. Такое решение имеет важное преимущество. В дозвуковом потоке рампа работает со сливом пограничного слоя в обычном режиме. Следовательно, нет необходимости в устройстве сложной системы отсоса ПС внутри ВУ. На сверхзвуковых скоростях для слива ПС используется организованная система волн сжатия.

Воздухозаборные устройства, оснащенные изоэнтропическим конусом, могут быть удачной альтернативой DSI-воздухозаборникам (рис.12). Подобрать геометрию примыкающего наплыва крыла, можно избавиться от необходимости устройства щелей для слива пограничного слоя.

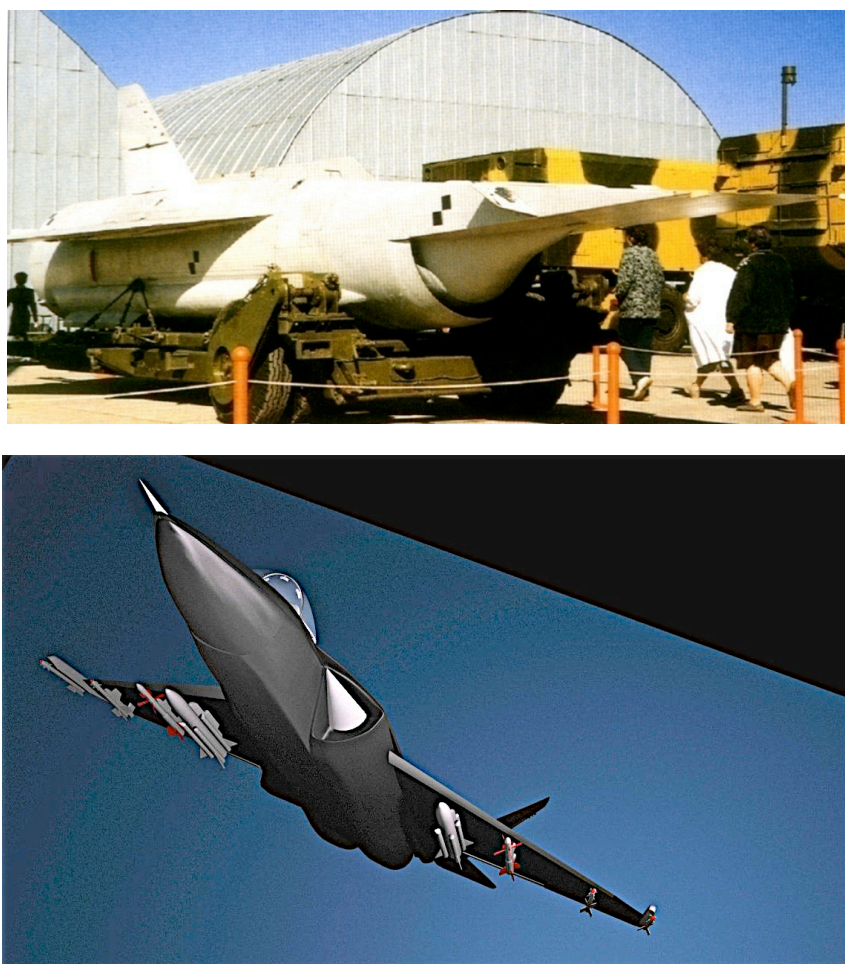


Рис.12.Изоэнтропические ВУ

### Краткая теория изоэнтропических волн сжатия

При течении газа со сверхзвуковой скоростью в трактах (например, в воздухозаборнике) с криволинейной образующей, не имеющей угловых точек, могут возникать *простые* (ПВС) или *центрированные* волны сжатия (ЦВС). Внутри ПВС может зарождаться висячий скачок уплотнения, интенсивность которого плавно возрастает. В точке пересечения характеристик *A* (рис. 13) ЦВС  $\omega_0$  происходит образование ударно-волновой структуры с главным скачком

конечной интенсивности  $\sigma$  и с отраженным газодинамическим разрывом  $R$ , который может быть скачком уплотнения ( $CU$ ), центрированной волной разрежения ( $ЦВР$ ) или слабым разрывом. В достаточно полной классификации  $УВС$ , образующихся в результате взаимодействия газодинамических разрывов, предложенной в [5] на основе аналитического исследования свойств ударных поляр и поляр разрежения, центрированная волна сжатия отсутствует. Проведенный анализ свойств волны сжатия на плоскости поляр позволяет дополнить классификацию [5] и аналитически определить границы областей (показателя адиабаты  $\gamma$ , числа Маха  $M_\infty$  невозмущенного потока), в которых реализуются различного вида  $УВС$  в центре волны сжатия.

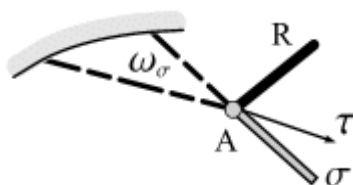


Рис. 13. Центрированная волна сжатия

Интенсивности исходящих из точки (А) газодинамических разрывов зависят от параметров течения и интенсивности волны сжатия в точке (А), которую можно условно отнести к разрывам. Известно, что за волной сжатия параметры течения описывается решением Прандтля-Майера для плоской центрированной волны

$$\omega_1 + \vartheta_1 = \omega_\infty + \vartheta_\infty,$$

где  $\omega$  - функция Прандтля-Майера,

$\vartheta$ -угол наклона вектора скорости.

Тогда, введя понятие интенсивности волны сжатия,  $J_\omega = P_1 / P_\infty$ , в совокупности с параметрами задачи  $M, \gamma$  переменные  $J, \beta$  образуют следующие функциональные зависимости:

Изоэнтропическая волна

$$\beta = \omega \left\{ \left[ \frac{2}{\gamma - 1} \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) J_\omega^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]^{1/2} \right\} - \omega_\infty$$

Скачок уплотнения

$$\operatorname{tg} \beta = \left( \frac{J_m - J}{J + \varepsilon} \right)^{1/2} \frac{(1 - \varepsilon)(J - 1)}{(J_m + \varepsilon) - (1 - \varepsilon)(J - 1)},$$

где

$$J_m = (1 - \varepsilon)M^2 - \varepsilon; \quad \varepsilon = \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1}$$

Кривые, описываемые этими уравнениями, будем называть полярой сжатия и ударной полярой соответственно.

Известно [6], что в начале координат ( $\Lambda=0, \beta=0$ ) эти кривые имеют порядок касания не ниже второго. Поляра сжатия в начале координат может проходить как внутри ударной поляры ( $M < M_{f1}$  и  $M > M_{f1}$ ), так и вне ее ( $M_{f1} < M < M_{f2}$ ).  $M_{f1}, M_{f2}$  - особые числа Маха, которые будут приведены ниже.

От взаимного расположения поляр зависит тип отраженного разрыва (рис. 14).

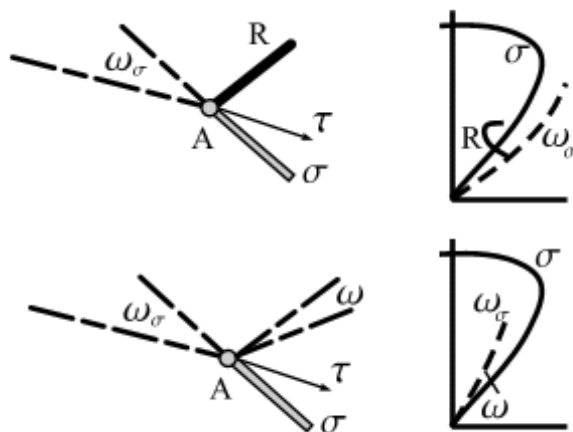


Рис. 14. ЦВС с отраженным разрывом скачком и волной разрежения.

При некоторых значениях  $M$  и  $\gamma$  поляра сжатия и ударная поляра могут пересекаться (рис.15). В точке пересечения имеет место равенство интенсивностей ( $J_0 = J_\sigma$ ) скачка уплотнения и ЦВС, а также углов поворота на этих разрывах. Следовательно, условие коллинеарности векторов скорости на тангенциальном разрыве выполняется при вырождении отраженного разрыва в характеристику. Назовем такую УВС характеристической или *нейтральной*, интенсивность ЦВС в точке пересечения поляр обозначим  $J_n$ , а соответствующую ей кривую  $J_n(M, \gamma)$  назовем *нейтральной полярой*.

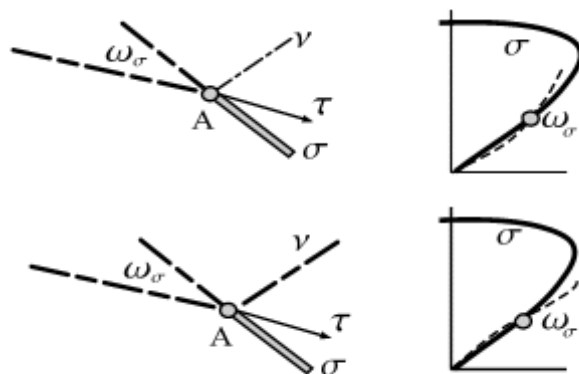


Рис. 15. Нейтральная УВС.

Поляра сжатия может пересекать ударную поляру, распространяясь у начала координат, как внутри нее, так и снаружи. Если построить зависимость интенсивности ЦВС, соответствующей нейтральной УВС, от числа Маха, то получившаяся нейтральная поляра ограничит области существования УВС с различным типом отраженного разрыва. Поскольку

изоэнтропическая волна сжатия не может затормозить поток до скорости меньшей скорости звука, нейтральная поляра ограничена звуковой линией (рис.16).

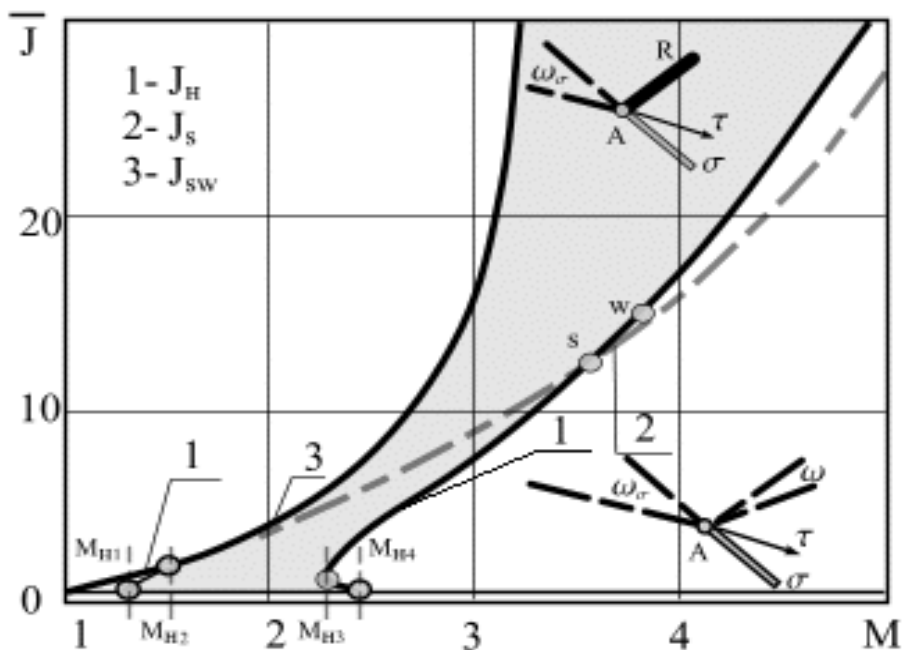


Рис. 16. Нейтральная поляра

На этот рисунок нанесены график звуковой интенсивности скачка  $J_s$  и волны сжатия  $J_{sw}$ , а также характерные точки  $M_{Hi}$ . ( $i=1,2,3,4$ ),  $s$ . Точки  $M_{H1}$  и  $M_{H4}$ , соответствуют особым числам Маха  $M_{f1}$  и  $M_{f2}$ .  $M_{H2}$  представляет собой точку пересечения левой ветви графика  $J_n(M)$  со звуковой линией поляры сжатия.  $M_{H3}$  - точка складки нейтральной поляры  $J_n(M)$ . Точка ( $s$ ) пересечения  $J_n$  и  $J_s$  соответствует случаю, когда нейтральная поляра пересекает ударную поляру в звуковой точке. Две ветви нейтральной поляры (1) и звуковая линия (3) ограничивают с трех сторон область существования УВС с отраженным разрывом скачком уплотнения (на рисунке затенена). При проектировании изоэнтропических ВУ геометрию поверхности сжатия нужно выбирать таким образом, чтобы интенсивность ЦВС лежала в затененной области графика. Идеальным вариантом является равенство интенсивности веера волн сжатия интенсивности нейтральной поляры. Отражённый разрыв в виде волны разрежения существенно снижает эффективность ВУ.

### Анализ областей существования УВС оптимальных для изоэнтропических ВУ

При проектировании изоэнтропического ВУ следует стремиться к формированию оптимальных УВС. Рассмотрим, как изменяется взаимное расположение ударной поляры и поляры сжатия по мере увеличения числа Маха невозмущенного течения. Поляра сжатия может проходить как внутри ударной поляры, так и снаружи. Точки на поляре сжатия показывают отношение давлений и угол разворота потока в центре волны сжатия. Если точка лежит внутри ударной поляры, то соответствующая УВС состоит из  $\omega_\sigma, \tau$ , главного скачка уплотнения и отраженной волны разрежения. Если снаружи - то из  $\omega_\sigma, \tau$ , главного и отраженного скачков уплотнения. При числах Маха  $M < M_{H1}$ , поляра сжатия целиком лежит внутри ударной поляры, следовательно, в данном диапазоне чисел Маха возможны только УВС с отраженным разрывом - волной разрежения (рис. 17).

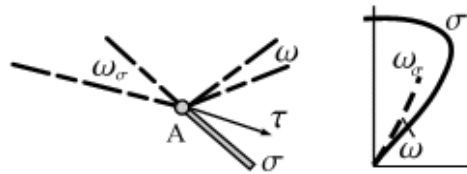


Рис. 17.  $M < M_{H1}$

При числах  $M$ , больших  $M_{H1}$  поляра сжатия, вблизи начала координат, распространяется вне ударной поляры, пересекая ее выше. Здесь имеем отраженным разрывом либо скачок, либо волну разрежения, что определяется интенсивностью ЦВС (рис. 18).

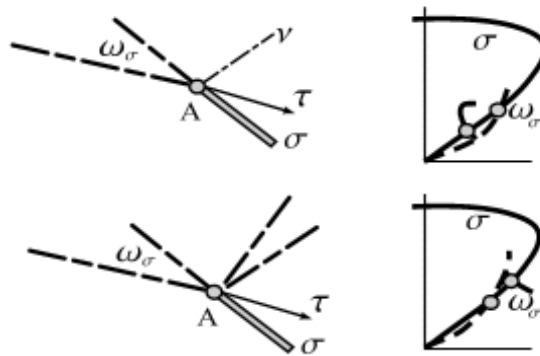


Рис. 18.  $M_{H1} < M < M_{H2}$

Эти два случая разделяет нейтральная конфигурация, т.е. при  $J_\omega > J_i$  отраженный разрыв - волна разрежения, а при интенсивностях волны меньших  $J_n$  отраженный разрыв - скачок уплотнения.

По мере увеличения  $M$ , значение  $J_n$  возрастает и при  $M_{H2}$  достигает звуковой интенсивности волны сжатия. При этом числе Маха поляра сжатия целиком лежит вне ударной поляры, касаясь ее "верхним краем" (точка s на рис. 19).

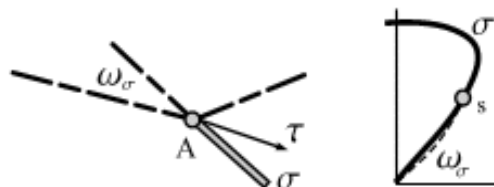


Рис. 19.  $M = M_{H2}$

В диапазоне чисел Маха от  $M_{H2}$  до  $M_{H3}$  поляра сжатия проходит вне ударной поляры и не пересекает ее, соответственно, характеристические УВС в этом диапазоне возникать не могут. При числе  $M$ , равном  $M_{H3}$ , поляра сжатия касается ударной поляры. На рис. 20 точка

касания отмечена кружком. Кружок соответствует  $J_n$  и нейтральной  $УВС$ . При всех прочих интенсивностях, отраженный разрыв - скачок уплотнения.

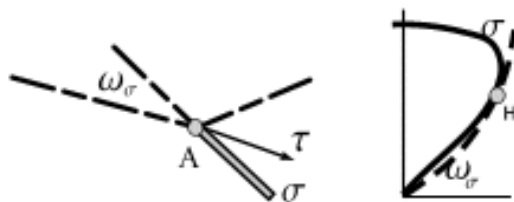


Рис.20.  $M = M_{H3}$

При числах Маха, больших  $M_{H3}$  и меньших  $M_{H4}$ , поляры пересекаются в двух точках (рис. 21). Между точками пересечения поляра сжатия проходит внутри ударной поляры. По мере увеличения  $M$  верхняя точка перемещается на сильную ветвь ударной поляры, а интенсивность, соответствующая нижней точке, уменьшается, обращаясь в единицу при  $M = M_{H4}$ . При больших  $M$  поляры имеют только одну точку пересечения. В газах с  $\gamma = 1.67$  -  $M_{H4} = \infty$ , т.е. диапазон, в котором поляра сжатия пересекает ударную поляру изнутри и в одной точке, отсутствует.

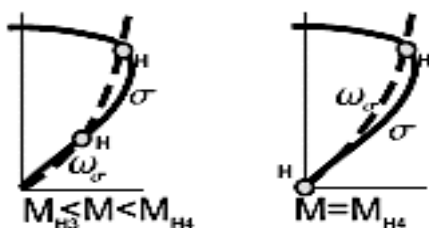


Рис.21.

На рис. 16 индексом  $w$  отмечена особая интенсивность  $ЦВС$  в нейтральной  $УВС$  и, соответствующее ей, число Маха  $M_w$ . При числе Маха, равном  $M_w$ , ударная поляра, выпущенная из точки пересечения поляры сжатия и ударной поляры, имеет первый порядок касания с главной ударной полярой. Иными словами, ударные поляры, выпущенные из точек поляры сжатия, лежащих выше точки  $J_w$ , не могут пересечься с главной ударной полярой (рис. 22). Таким образом, для любого показателя адиабаты, начиная с числа Маха  $M_w$ ,  $УВС$  с интенсивностью  $ЦВС$ , большей  $J_w$ , содержащие отраженный скачок уплотнения, существовать не могут, т.к. вторичная ударная поляра, выпущенная из точки поляры сжатия, лежащей вне основной ударной поляры, эту поляру не пересекает. Такой волне сжатия будет соответствовать нестационарное течение внутри ВУ.

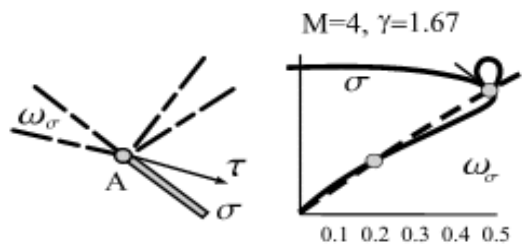


Рис. 22. Поляры, соответствующие «особому числу Маха  $M_w$ ».



Особые УВС (рис. 22) иллюстрируют причины известного явления потери устойчивости гиперзвукового потока.

Особые числа Маха, соответствующие интенсивности ЦВС, и углы разворота потока  $\beta_w$  приведены в таблице 1. В области чисел Маха, больших  $M_w$ , отраженный скачок - волна разрежения при любых значениях интенсивности ЦВС, кроме  $J_H$ . Мы рассмотрели УВС, возникающую в центре изоэнтропической волны сжатия. Структуры этого вида дополняют классификацию волновых конфигураций, приведенную в [5]. При больших числах Маха существует область, в которой нейтральная УВС разделяет конфигурации с *отраженной волной разрежения*. Такие УВС являются для изоэнтропических ВУ неоптимальными. Изоэнтропическая центрированная волна сжатия позволяет сжать газ без потерь полного давления, что делает ее привлекательной для использования в технических устройствах вместо систем скачков уплотнения. Поэтому полученные результаты имеют не только фундаментальное, но и большое практическое значение. Материалы публикуются впервые.

Таблица 1. Характеристические точки ЦВС

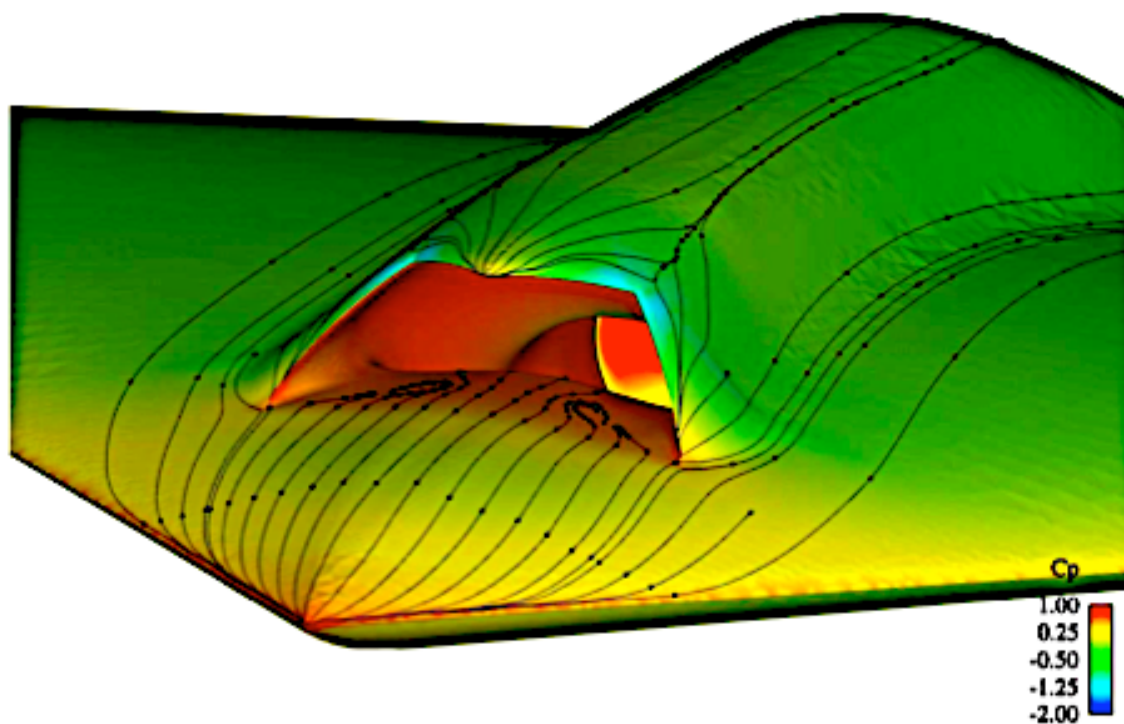
$\gamma$	$M_{f_1}$	$M_{f_2}$	$M_{H1}$	$M_{H2}$	$M_{H3}$	$M_{H4}$	$M_w$	$J_w$	$\beta_{\sigma w}$
1.1	1.302	1.666	1.302	1.486	-	1.666	2.599	6.345	0.698
1.25	1.265	2	1.265	1.484	1.940	2	2.990	8.713	0.669
1.4	1.245	2.539	1.245	1.478	2.230	2.539	3.483	12.18	0.635
1.67	1.225	-	1.225	1.746	2.857	-	4.670	22.76	-

### Совершенствование изогнутых каналов воздухозаборников

При изучении концепции малозаметных беспилотных летательных аппаратов 6-ого поколения, обычно применяют лобовые воздухозаборники, состоящие из рампы, скошенных боковых кромок и верхней кромки сложной конфигурации (рис.23). Часто ошибочно считают, что рампа экранирует компрессор двигателя, но это не так. Экранирование происходит за счёт изгиба канала воздухозаборника. Если не принять специальных мер, то отсутствие щелей для слива ПС и неоптимальная форма канала приводят к неравномерному распределению давления и скоростного напора в поперечных сечениях ВУ, что очень плохо для двигателя.

Известно, что турбулентный поток более стоек к отрыву течения, чем ламинарный. Крупные вихревые структуры вызывают неравномерность распределения давления. Увеличение числа Рейнольдса  $Re$  (безразмерное отношение сил инерции к силам вязкого трения) уменьшает масштаб вихрей. Самый простой способ увеличить число  $Re$  - установить в потоке турбулизаторы (рис.24).

Турбулизаторы позволяют ликвидировать застойные зоны (рис.25) и существенно выровнять поле течения в канале, но их подбор - дело очень тонкое. На рис.25 видно, что установка одного или двух рядов турбулизаторов приводит к существенно различным результатам. Нахождение оптимальной конфигурации воздухозаборника с турбулизаторами с помощью натуральных экспериментов - занятие чрезвычайно затратное.



*Рис.23. Малошумный дозвуковой воздухозаборник [7].*

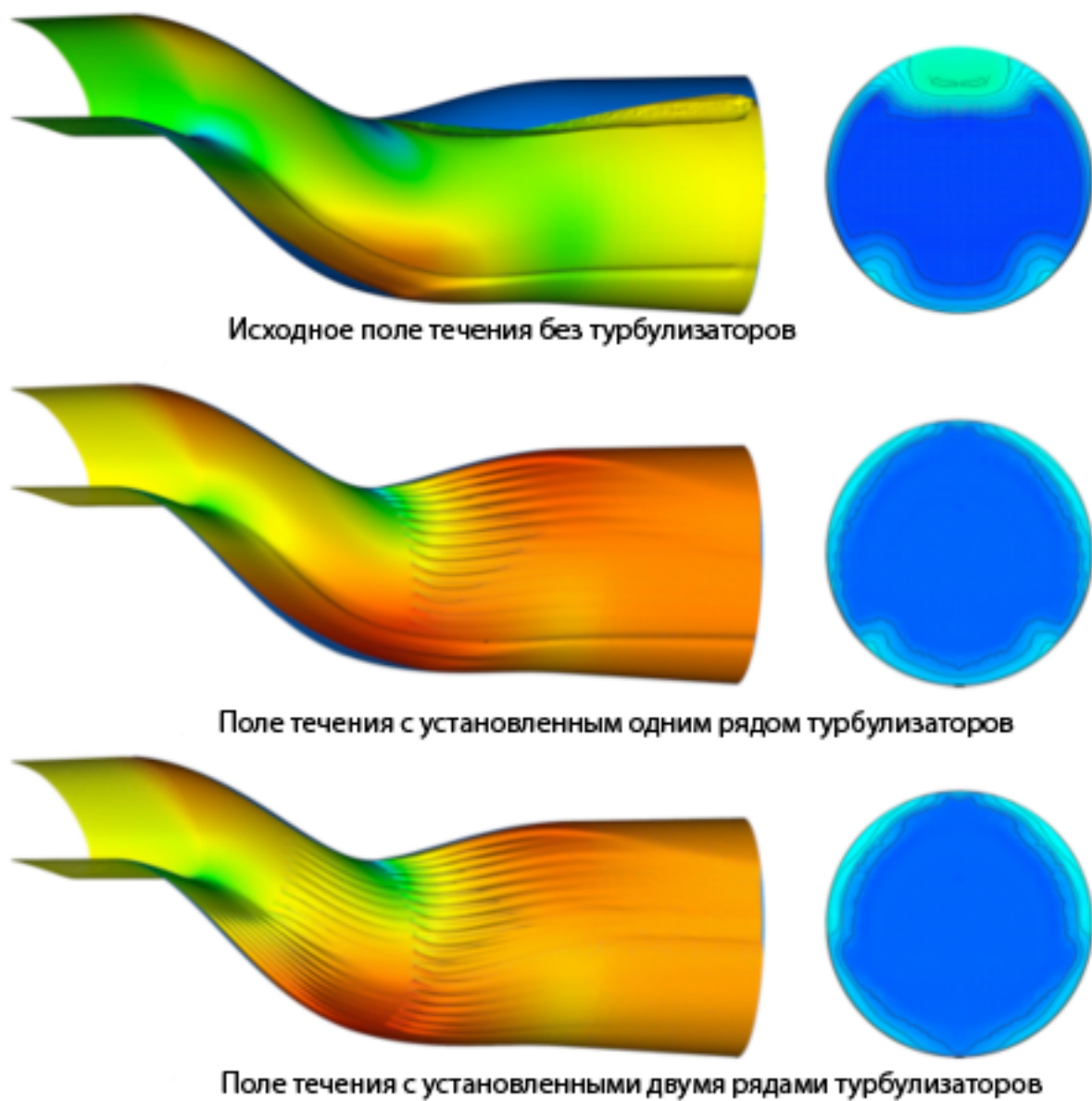


*а)*

*б)*

*Рис.24. Турбулизаторы малошумного воздухозаборника.*

*а) нижняя поверхность, б) верхняя поверхность.*



*Рис.25. Выравнивание поля течения в канале малозаметного воздухозаборника с помощью турбулизаторов.*

Выход видится в развитии численных методов моделирования крупных вихрей (LES), кратко описанных в четвертой части работы. На сегодня, это передний край аэрокосмической науки. Для проведения вычислений методом LES нужны не только современные суперкомпьютеры, но и программы, реализующие параллельные алгоритмы. Стандартные газодинамические пакеты, такие как CFX и Fluent, декларируют реализацию метода крупных вихрей, но тестирование показывает, что надежные повторяемые результаты с их помощью получить невозможно.

### **Вместо заключения**

В VIII части статьи мы показали современные тенденции развития изоэнтропических воздухозаборников, которые реально выделяют самолёты 5-ого поколения на фоне предыдущих поколений. Осталось рассмотреть проблему отсеков вооружений и интеграцию описанных в цикле статей новшеств в рамках одного проекта. Видимо, вместо жирной точки получилось ...

## Благодарности

1. Автор выражает благодарность Г.Омельченко за предоставленные материалы.
2. В статье использованы неопубликованные материалы профессора кафедры М4 БГТУ «Военмех» В.Н.Ускова.

## Литература

1. Marlene Svensson. A CFD Investigation of a Generic Bump and its Application to a Diverterless Supersonic Inlet. Examensarbete Institutionen för ekonomisk och industriell utveckling LIU-IEI-TEK-A--08/00427--SE.
2. Усков В.Н., Чернышов М.В. Теоретический анализ особенностей тройных конфигураций скачков уплотнения. Современные проблемы неравновесной газо- и термодинамики: Сб. : БГТУ, 2002, с.75-99.
3. TRANSITION SHOULDER SYSTEM AND METHOD FOR DIVERTING BOUNDARY LAYER AIR. United States Patent. № 5,749,542. Lockheed Martin Corporation. Jeffrey William Hamstra. May 12, 1998.
4. APPARATUS FOR IMPROVING AERODYNAMIC FLOW CONDITIONS AT THE AIR INTAKE OF GAS TURBINE ENGINES. United States Patent. № 4,655,413. Messerschmitt-Boelkov-Blohm, Hans-Peter Genssler. Apr.7, 1987.
5. Усков В.Н. и др. Интерференция стационарных газодинамических разрывов. - Новосибирск: ВО «Наука», 1995. 180 с.
6. Булат П.В. «Оптимальное управление внутренним течением маневренной ракеты, оснащенной гиперзвуковым воздушно-реактивным двигателем и изоэнтропическим воздухозаборником. Этап 1. Промежуточный. Постановка задачи и теоретическое исследование внутреннего течения с большими числами Маха». НИР НК-85/7-3. 2009 г., 84 с.
7. Marlene Johansson. Propulsion Integration in an UAV. FOI, Swedish Defence Research Agency, SE-164 90 Stockholm, SWEDEN. AIAA 2006-2834. 24th Applied Aerodynamics Conference. 5 - 8 June 2006, San Francisco, California