

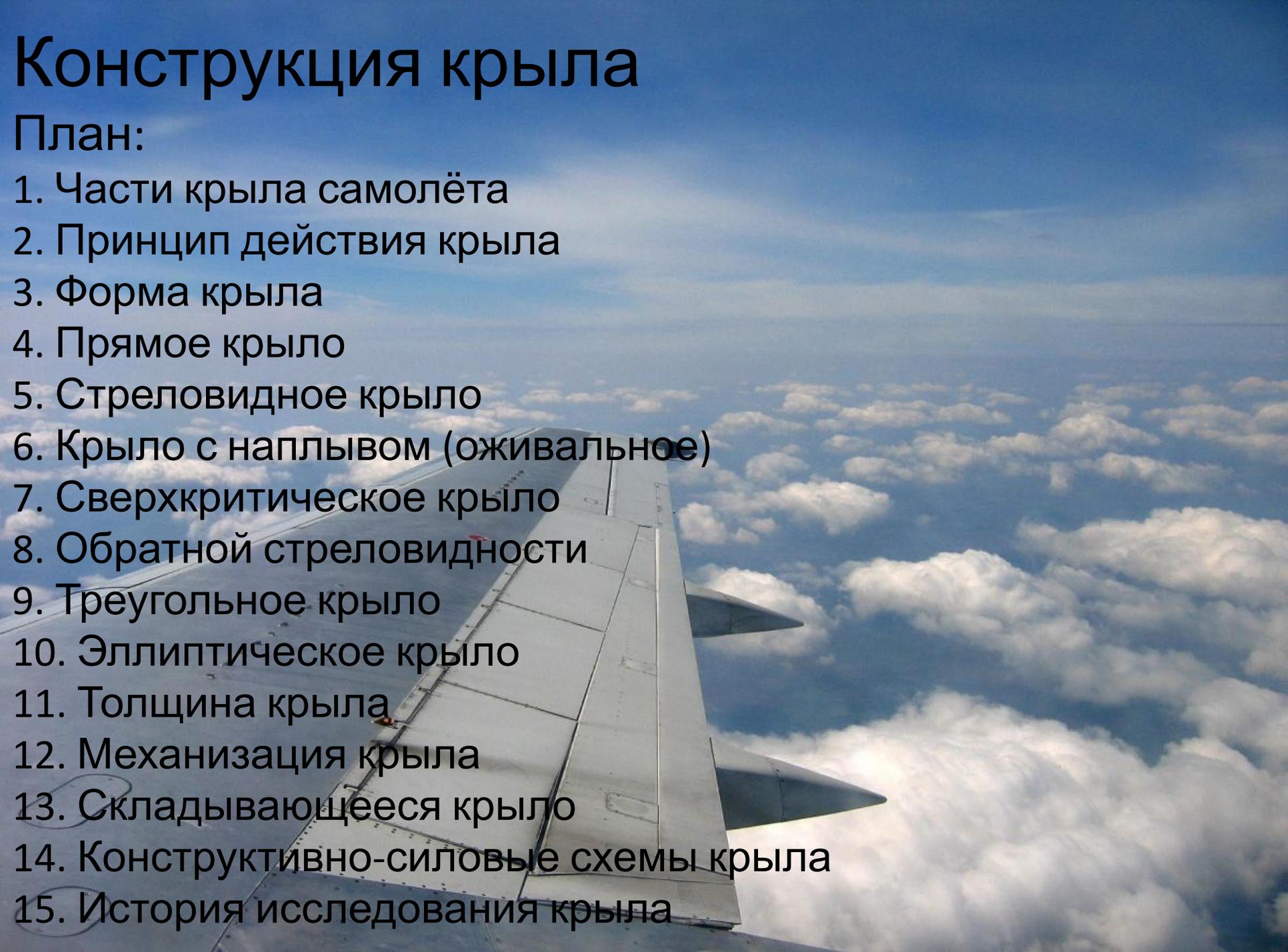
An aerial photograph of an airplane wing, showing the registration number E2-4004. The wing is white and extends from the bottom left towards the top right. The background is a brown, textured landscape, possibly a field or desert. The text is overlaid on the wing.

Конструкция крыла

выполнили: Жукенова Анеля
Сейлхан Шокан
Кабыкен Шалкар
Группа: ЛЭ 13-2

Конструкция крыла

План:

1. Части крыла самолёта
 2. Принцип действия крыла
 3. Форма крыла
 4. Прямое крыло
 5. Стреловидное крыло
 6. Крыло с наплывом (оживальное)
 7. Сверхкритическое крыло
 8. Обратной стреловидности
 9. Треугольное крыло
 10. Эллиптическое крыло
 11. Толщина крыла
 12. Механизация крыла
 13. Складывающееся крыло
 14. Конструктивно-силовые схемы крыла
 15. История исследования крыла
- 

Крыло в авиационной технике — поверхность для создания подъёмной силы.

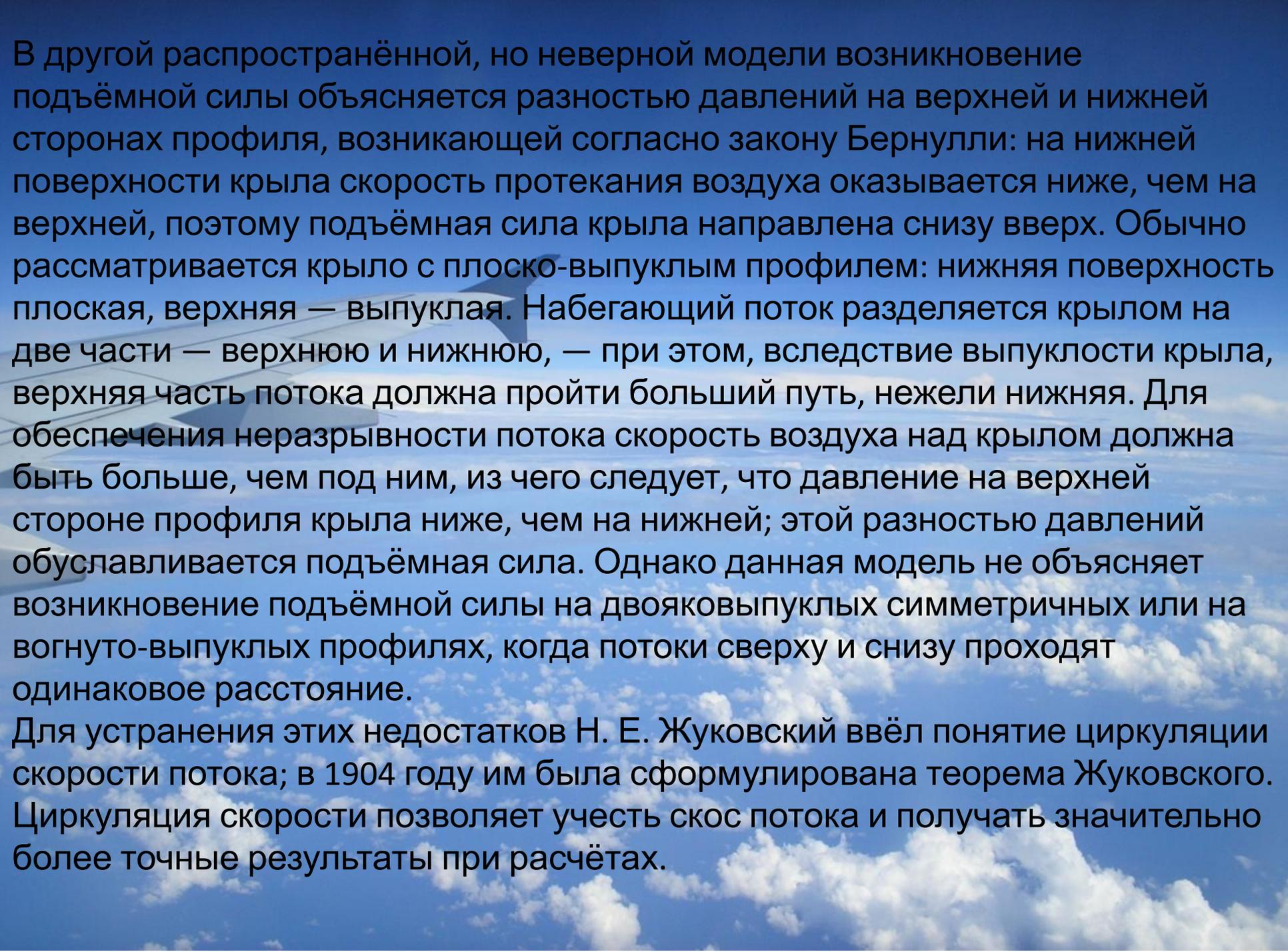
Части крыла самолёта

Крыло можно разделить на три части: левую и правую полуплоскости, центроплан. Фюзеляж может быть сделан несущим (например, на самолётах Т-50 ПАКФА, F-35, Су-27). Полуплоскости в свою очередь делятся на наплыв крыла (если таковой есть), в некоторых случаях уши [источник не указан 387 дней] и законцовку. Часто встречается выражение «крылья», но оно ошибочно по отношению к моноплану, так как он состоит из двух полуплоскостей. В редких случаях и моноплан может иметь 2 крыла, например, Ту-144 имел дополнительное убирающееся переднее крыло.

Принцип действия крыла

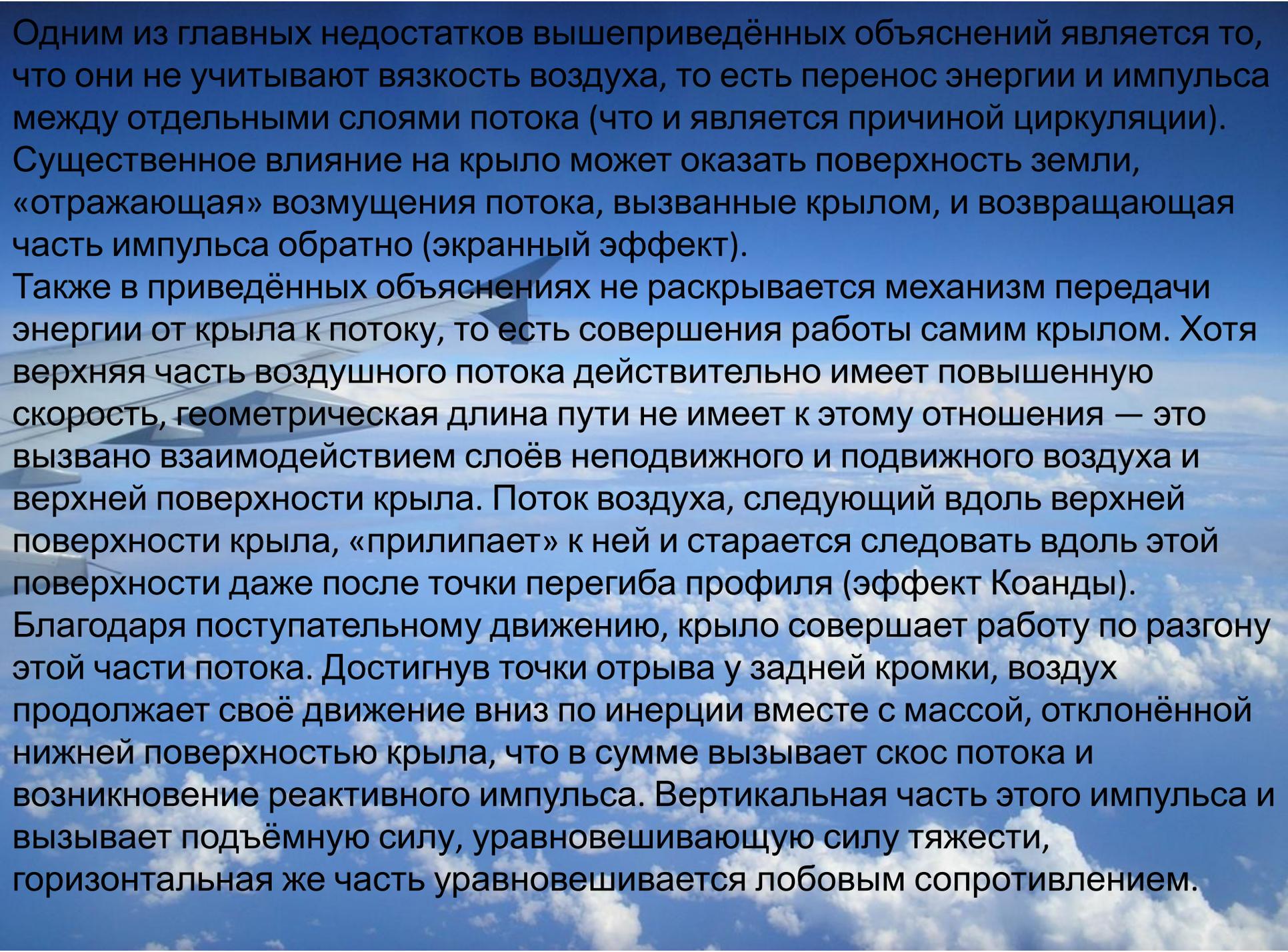
Подъёмная сила крыла создаётся за счёт разницы давлений воздуха на нижней и верхней поверхностях. Давление же воздуха зависит от распределения скоростей воздушных потоков вблизи этих поверхностей.

Одним из распространённых объяснений принципа действия крыла является ударная модель Ньютона: частицы воздуха, сталкиваясь с нижней поверхностью крыла, стоящего под углом к потоку, упруго отскакивают вниз («скос потока»), согласно третьему закону Ньютона, толкая крыло вверх. Данная упрощенная модель учитывает закон сохранения импульса, но полностью пренебрегает обтеканием верхней поверхности крыла, вследствие чего она даёт заниженную величину подъёмной силы.



В другой распространённой, но неверной модели возникновения подъёмной силы объясняется разностью давлений на верхней и нижней сторонах профиля, возникающей согласно закону Бернулли: на нижней поверхности крыла скорость протекания воздуха оказывается ниже, чем на верхней, поэтому подъёмная сила крыла направлена снизу вверх. Обычно рассматривается крыло с плоско-выпуклым профилем: нижняя поверхность плоская, верхняя — выпуклая. Набегающий поток разделяется крылом на две части — верхнюю и нижнюю, — при этом, вследствие выпуклости крыла, верхняя часть потока должна пройти больший путь, нежели нижняя. Для обеспечения неразрывности потока скорость воздуха над крылом должна быть больше, чем под ним, из чего следует, что давление на верхней стороне профиля крыла ниже, чем на нижней; этой разностью давлений обуславливается подъёмная сила. Однако данная модель не объясняет возникновение подъёмной силы на двояковыпуклых симметричных или на вогнуто-выпуклых профилях, когда потоки сверху и снизу проходят одинаковое расстояние.

Для устранения этих недостатков Н. Е. Жуковский ввёл понятие циркуляции скорости потока; в 1904 году им была сформулирована теорема Жуковского. Циркуляция скорости позволяет учесть скос потока и получать значительно более точные результаты при расчётах.



Одним из главных недостатков вышеприведённых объяснений является то, что они не учитывают вязкость воздуха, то есть перенос энергии и импульса между отдельными слоями потока (что и является причиной циркуляции). Существенное влияние на крыло может оказать поверхность земли, «отражающая» возмущения потока, вызванные крылом, и возвращающая часть импульса обратно (экраный эффект).

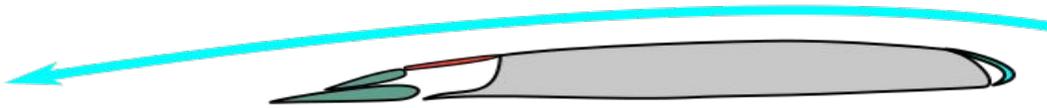
Также в приведённых объяснениях не раскрывается механизм передачи энергии от крыла к потоку, то есть совершения работы самим крылом. Хотя верхняя часть воздушного потока действительно имеет повышенную скорость, геометрическая длина пути не имеет к этому отношения — это вызвано взаимодействием слоёв неподвижного и подвижного воздуха и верхней поверхности крыла. Поток воздуха, следующий вдоль верхней поверхности крыла, «прилипает» к ней и старается следовать вдоль этой поверхности даже после точки перегиба профиля (эффект Коанды). Благодаря поступательному движению, крыло совершает работу по разгону этой части потока. Достигнув точки отрыва у задней кромки, воздух продолжает своё движение вниз по инерции вместе с массой, отклонённой нижней поверхностью крыла, что в сумме вызывает скос потока и возникновение реактивного импульса. Вертикальная часть этого импульса и вызывает подъёмную силу, уравнивающую силу тяжести, горизонтальная же часть уравнивается лобовым сопротивлением.

На самом деле, обтекание крыла является очень сложным трёхмерным нелинейным, и зачастую нестационарным, процессом. Подъёмная сила крыла зависит от его площади, профиля, формы в плане, а также от угла атаки, скорости и плотности потока (числа Маха) и от целого ряда других факторов

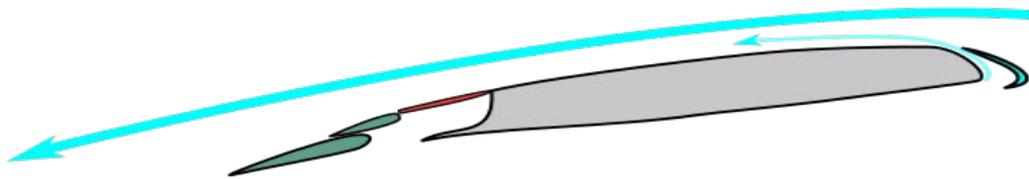


Дым показывает движение воздуха, обусловленное взаимодействием крыла с

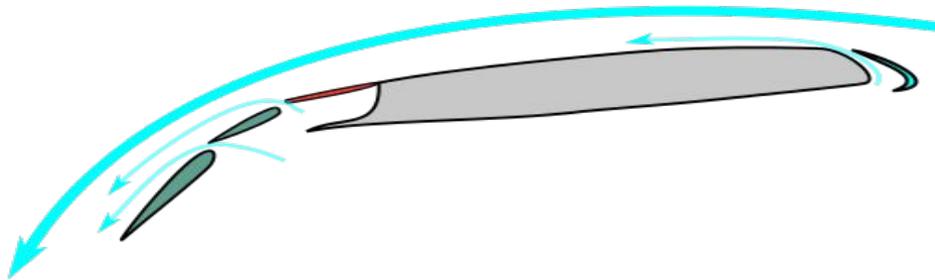
Best efficiency – for climbing, cruising, descent



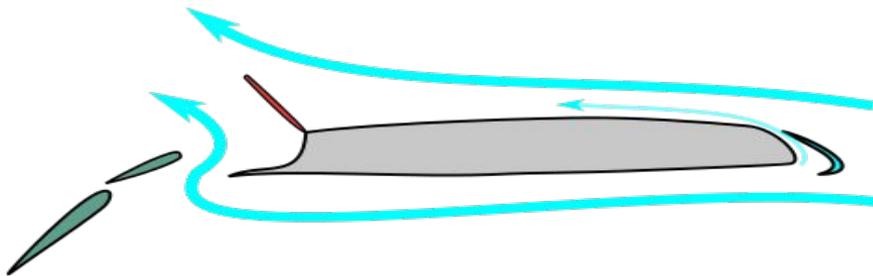
Increased wing area – for take-off and initial climb



Maximum lift and high drag – approach to landing



Maximum drag and reduced lift – for braking on runway



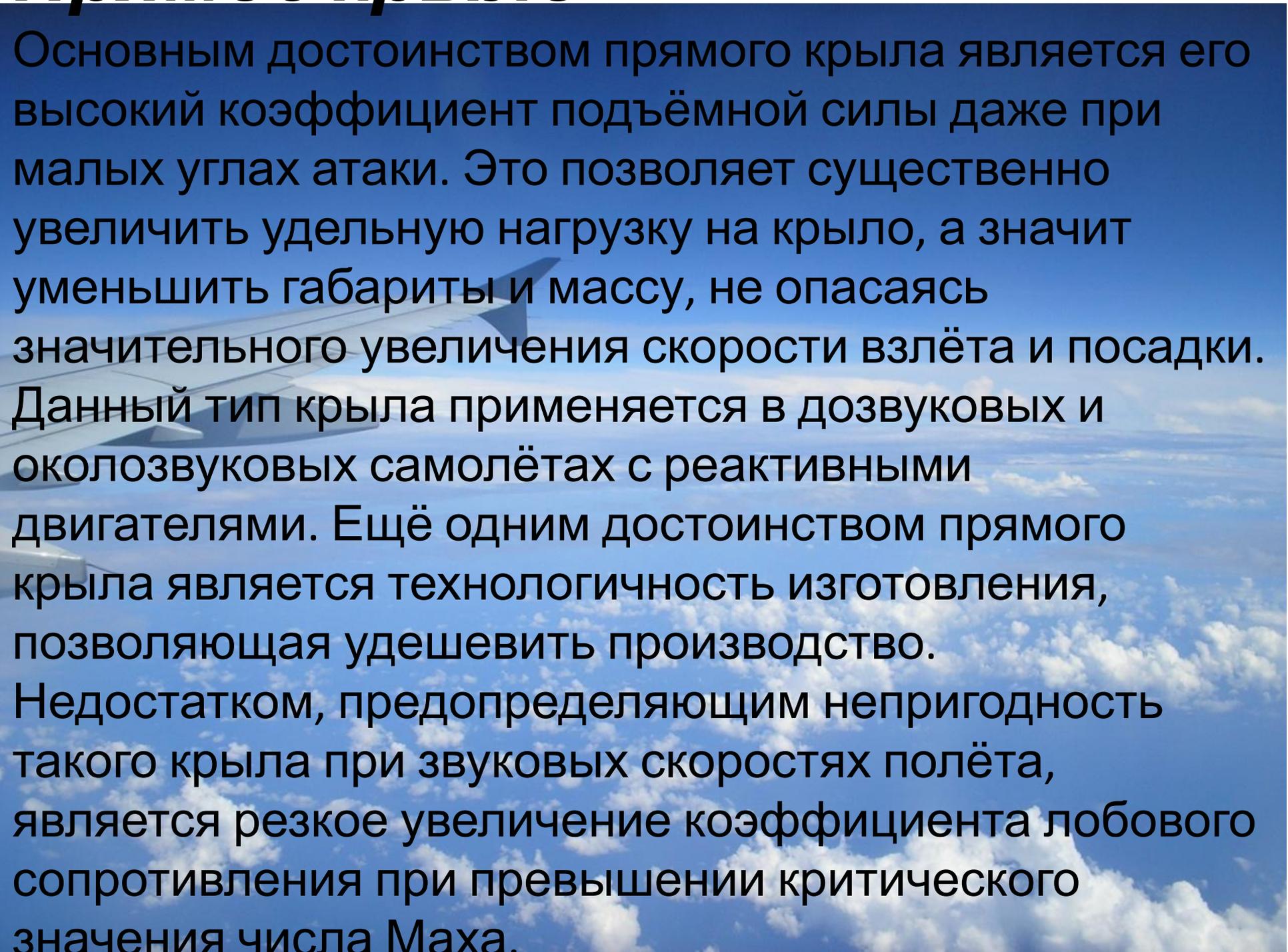
Положение закрылков (сверху вниз):
1) Наибольшая эффективность (набор высоты, горизонтальный полёт, снижение)
2) Наибольшая площадь крыла (взлёт)
3) Наибольшая подъёмная сила, высокое сопротивление (заход на посадку)
4) Наибольшее сопротивление, уменьшенная подъёмная сила (после посадки)

Форма крыла

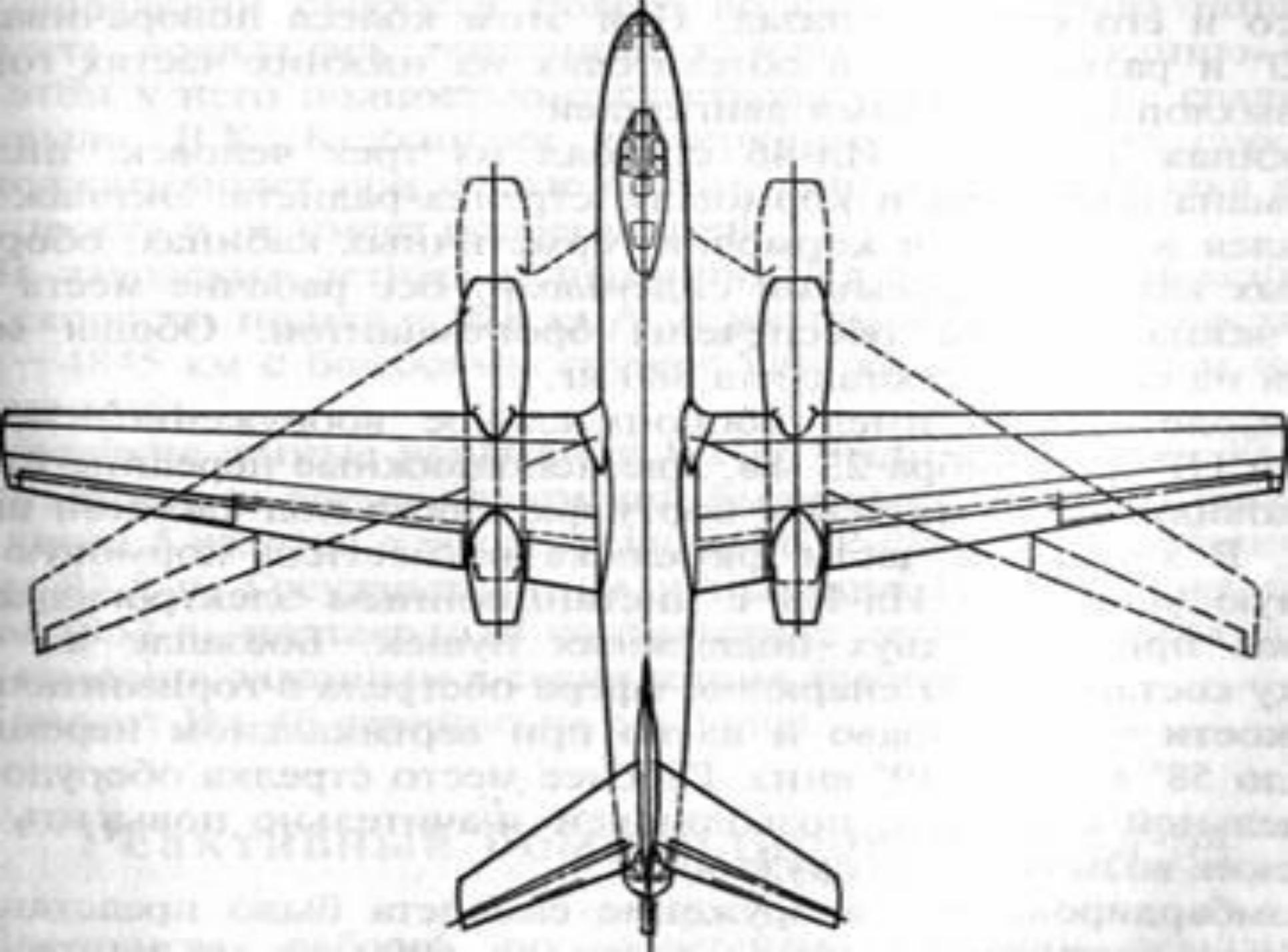
Одна из основных проблем при конструировании новых самолётов — выбор оптимальной формы крыла и его параметров (геометрических, аэродинамических, прочностных и т. п.).

Форма крыла:

- ❖ Прямое крыло
- ❖ Стреловидное крыло
- ❖ Крыло с наплывом (оживальное)
- ❖ Сверхкритическое крыло
- ❖ Обратной стреловидности
- ❖ Треугольное крыло
- ❖ Трапециевидное крыло
- ❖ Эллиптическое крыло
- ❖ Крыло арочного типа



Основным достоинством прямого крыла является его высокий коэффициент подъёмной силы даже при малых углах атаки. Это позволяет существенно увеличить удельную нагрузку на крыло, а значит уменьшить габариты и массу, не опасаясь значительного увеличения скорости взлёта и посадки. Данный тип крыла применяется в дозвуковых и околозвуковых самолётах с реактивными двигателями. Ещё одним достоинством прямого крыла является технологичность изготовления, позволяющая удешевить производство. Недостатком, предопределяющим непригодность такого крыла при звуковых скоростях полёта, является резкое увеличение коэффициента лобового сопротивления при превышении критического значения числа Маха.



Стреловидное крыло

Стреловидное крыло получило широкое распространение благодаря различным модификациям и конструкторским решениям.

Достоинства

увеличение скорости, при которой наступает волновой кризис, и как следствие — меньшее сопротивление на трансзвуковых скоростях по сравнению с прямым крылом;
медленный рост подъёмной силы в зависимости от угла атаки, а следовательно лучшая устойчивость к турбулентности атмосферы.

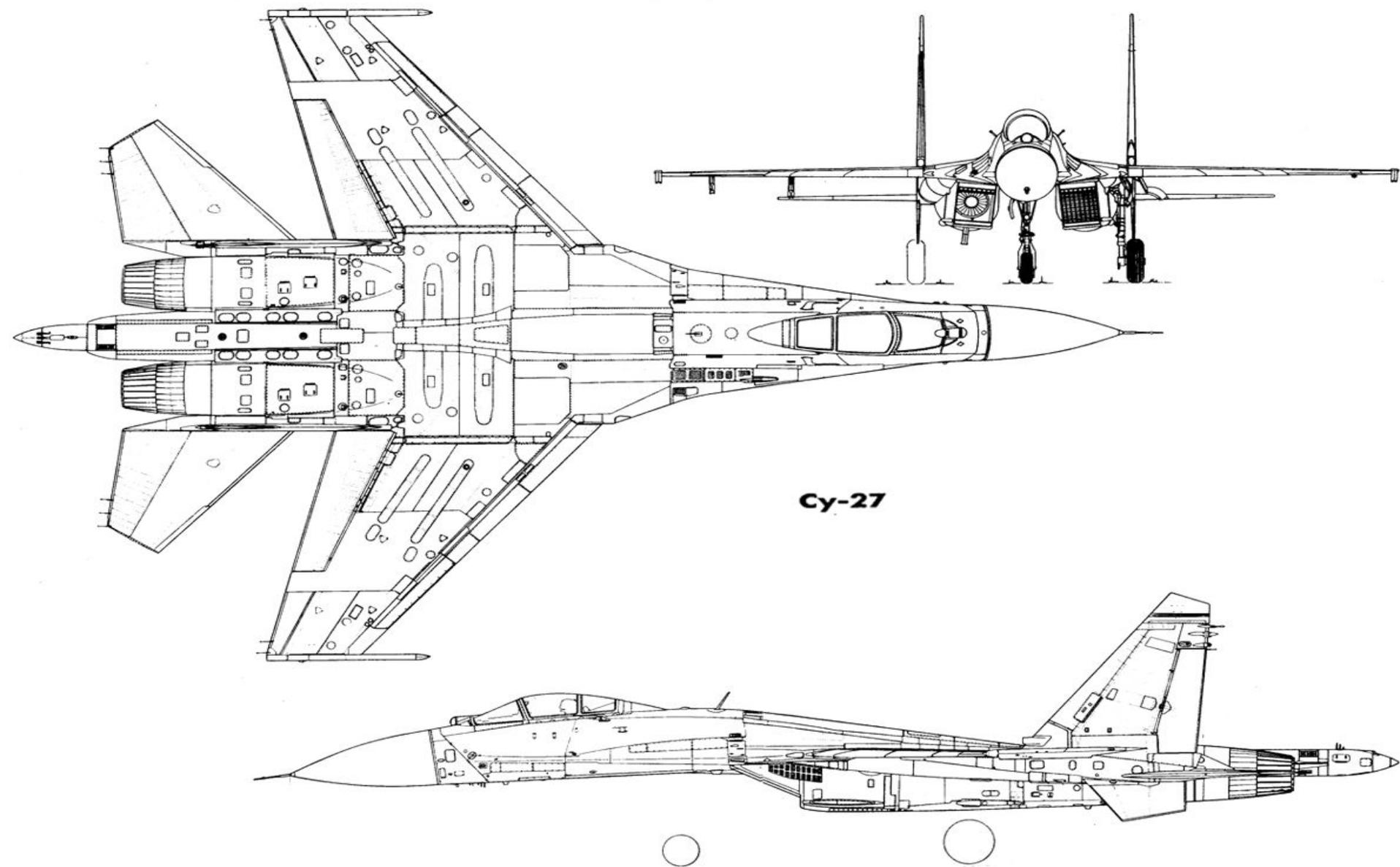
Недостатки

пониженная несущая способность крыла, а также меньшая эффективность действия механизации;
увеличение поперечной статической устойчивости по мере возрастания угла стреловидности крыла и угла атаки, что затрудняет получение надлежащего соотношения между путевой и поперечной устойчивостями самолёта и вынуждает применять вертикальное оперение с большой площадью поверхности, а также придавать крылу или горизонтальному оперению отрицательный угол поперечного V;
отрыв потока воздуха в концевых частях крыла, что приводит к ухудшению продольной и поперечной устойчивости и управляемости самолёта;
увеличение схода потока за крылом, приводящее к снижению эффективности горизонтального оперения;
возрастание массы и уменьшение жёсткости крыла.

Для избавления от отрицательных моментов используется крутка крыла, механизация, переменный угол стреловидности вдоль размаха, обратное сужение крыла либо отрицательная стреловидность

Примеры применения: Су-7

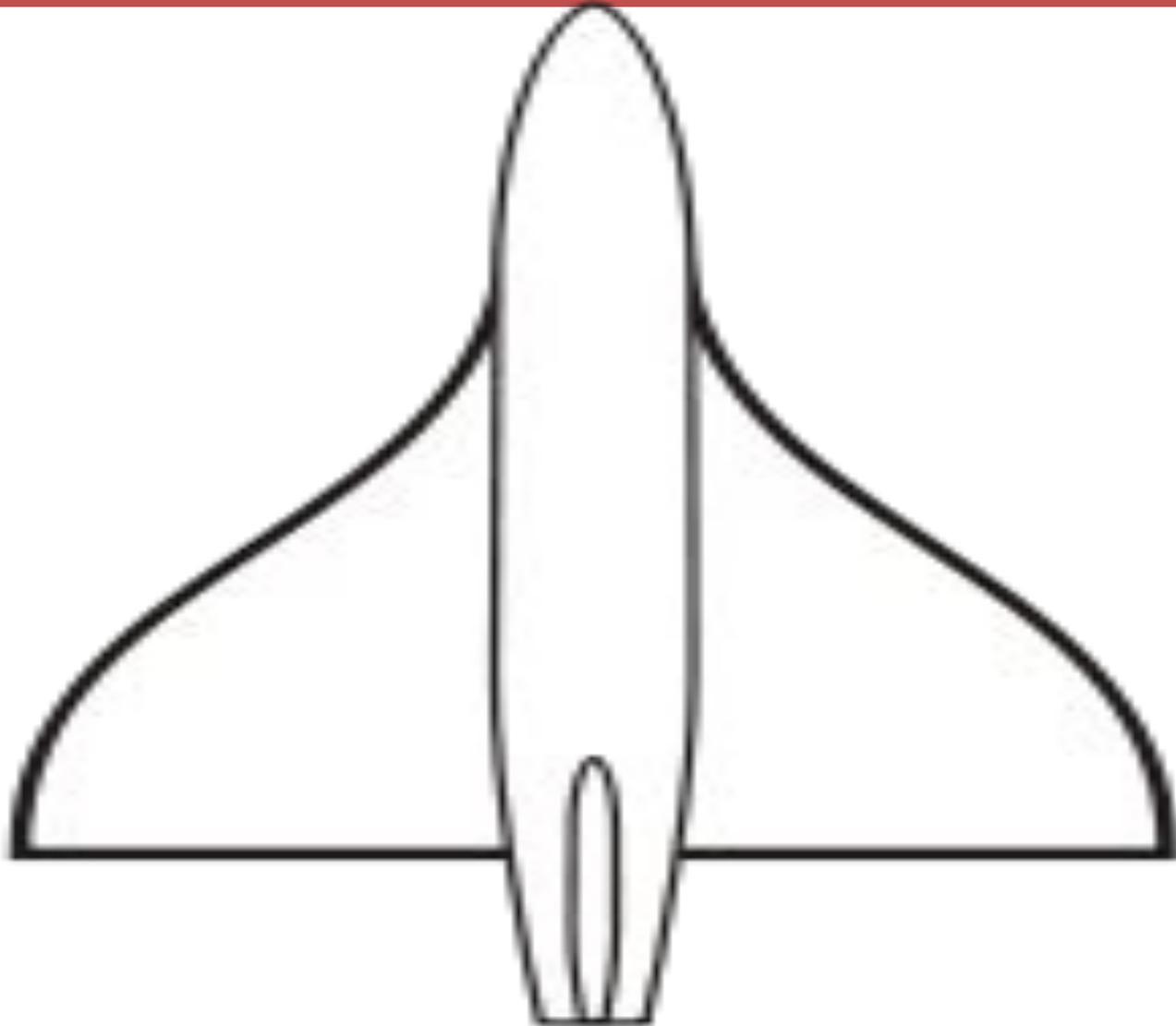
Стреловидное крыло



Крыло с наплывом (оживальное)

Вариация стреловидного крыла. Действия крыла оживальной формы можно описать как спиральный поток вихрей, срывающихся с острой передней кромки большой стреловидности в около фюзеляжной части крыла. Вихревая пленка вызывает также образование обширных областей низкого давления и увеличивает энергию пограничного слоя воздуха, увеличивая тем самым коэффициент подъёмной силы. Маневренность ограничивается прежде всего статической и динамической прочностью конструкционных материалов, а также аэродинамическими характеристиками самолёта. Примеры применения: Ту-144, Конкорд

Крыло с наплывом (оживальное)

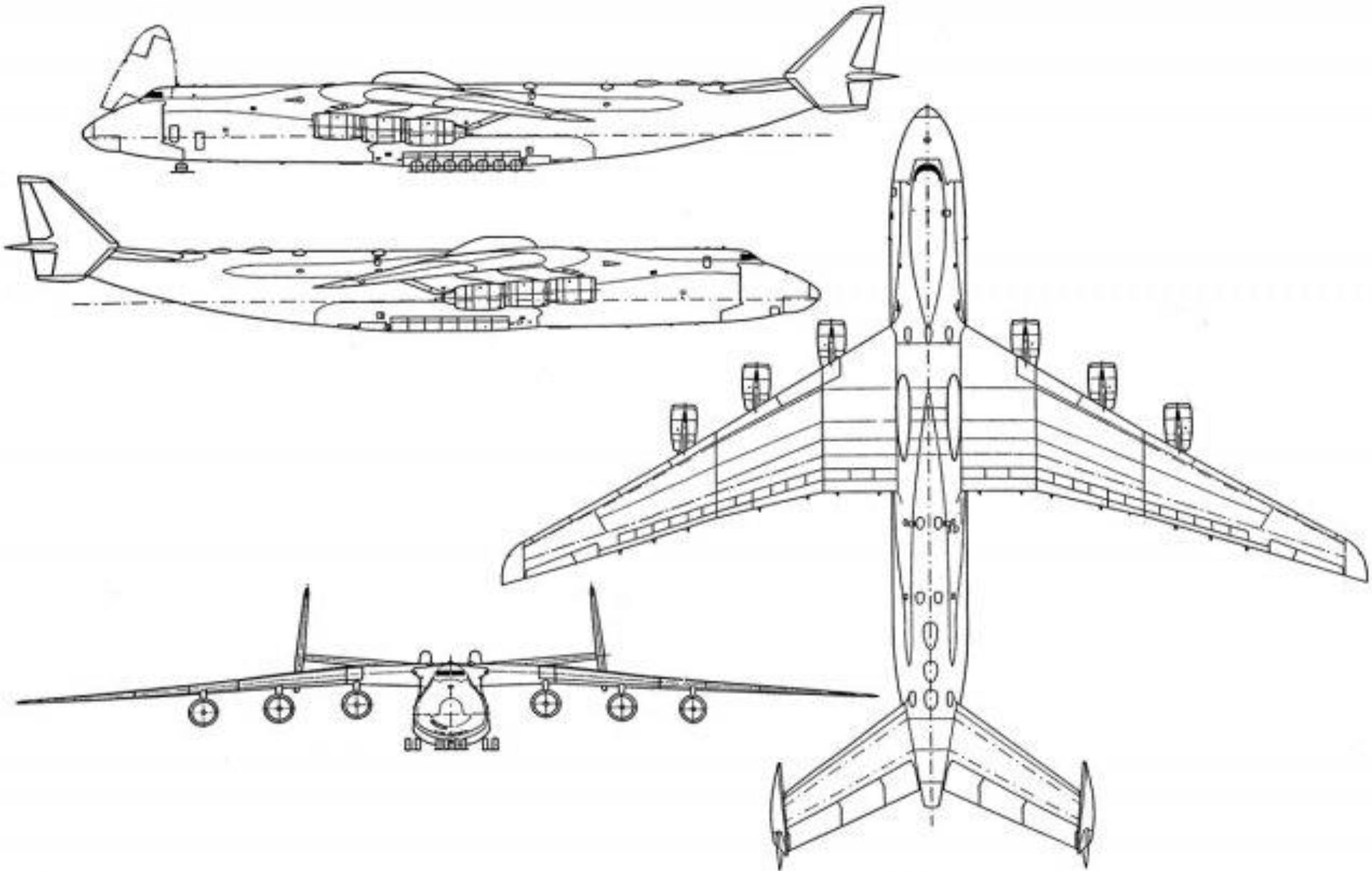


Сверхкритическое крыло

Интересный пример модификации стреловидного крыла. Использование уплощённых профилей с изогнутой задней частью позволяет равномерно распределить давление вдоль хорды профиля и тем самым приводит к смещению центра давления назад, а также увеличивает критическое число Маха на 10-15 %.

Примеры применения: АН-225 «Мрия»

Сверхкритическое крыло



Обратной стреловидности

Крыло с отрицательной стреловидностью (то есть со скосом вперёд).

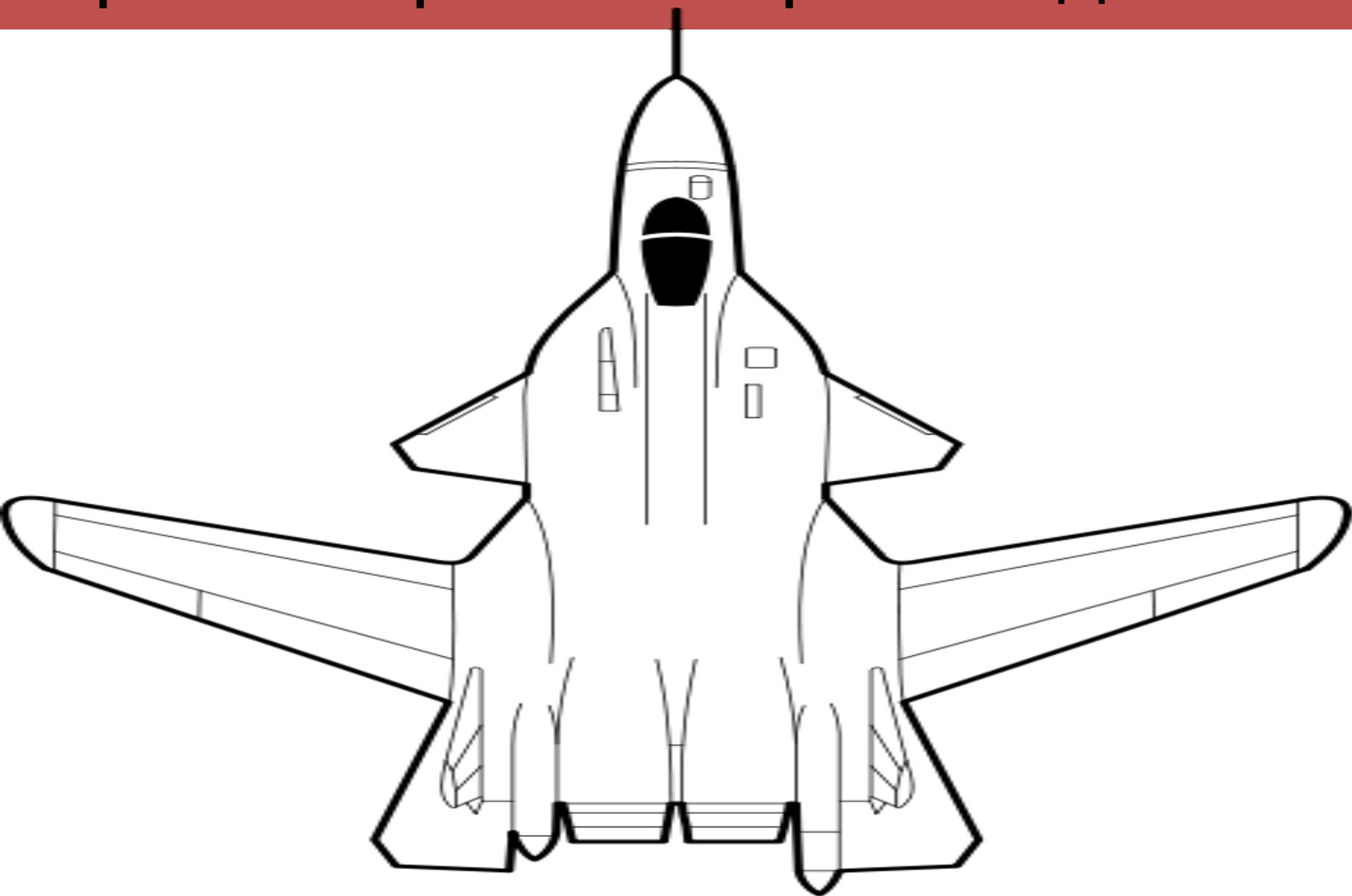
Преимущества

- позволяет улучшить управляемость на малых скоростях полёта;
- повышает аэродинамическую эффективность во всех областях лётных режимов;
- компоновка КОС оптимизирует распределения давления на крыло и переднее горизонтальное оперение;
- позволяет уменьшить радиолокационную заметность самолёта в передней полусфере;

Недостатки

- КОС особо подвержено аэродинамической дивергенции (потере статической устойчивости) при достижении определённых значений скорости и углов атаки;
 - требуется конструкционных материалов и технологий, позволяющих создать достаточную жёсткость конструкции;
- Примеры применения: серийный гражданский HFB-320 Hansa Jet, экспериментальный истребитель Су-47 «Беркут».

Крыло обратной стреловидности



Треугольное крыло

Треугольное (дельтавидное англ. delta-wing — получило наименование по начертанию греческой буквы дельта) крыло жёстче и легче как прямого, так и стреловидного и чаще всего используется при скоростях свыше $M=2$.

Преимущества

Имеет малое относительное удлинение

Недостатки

Возникновение и развитие волнового кризиса;

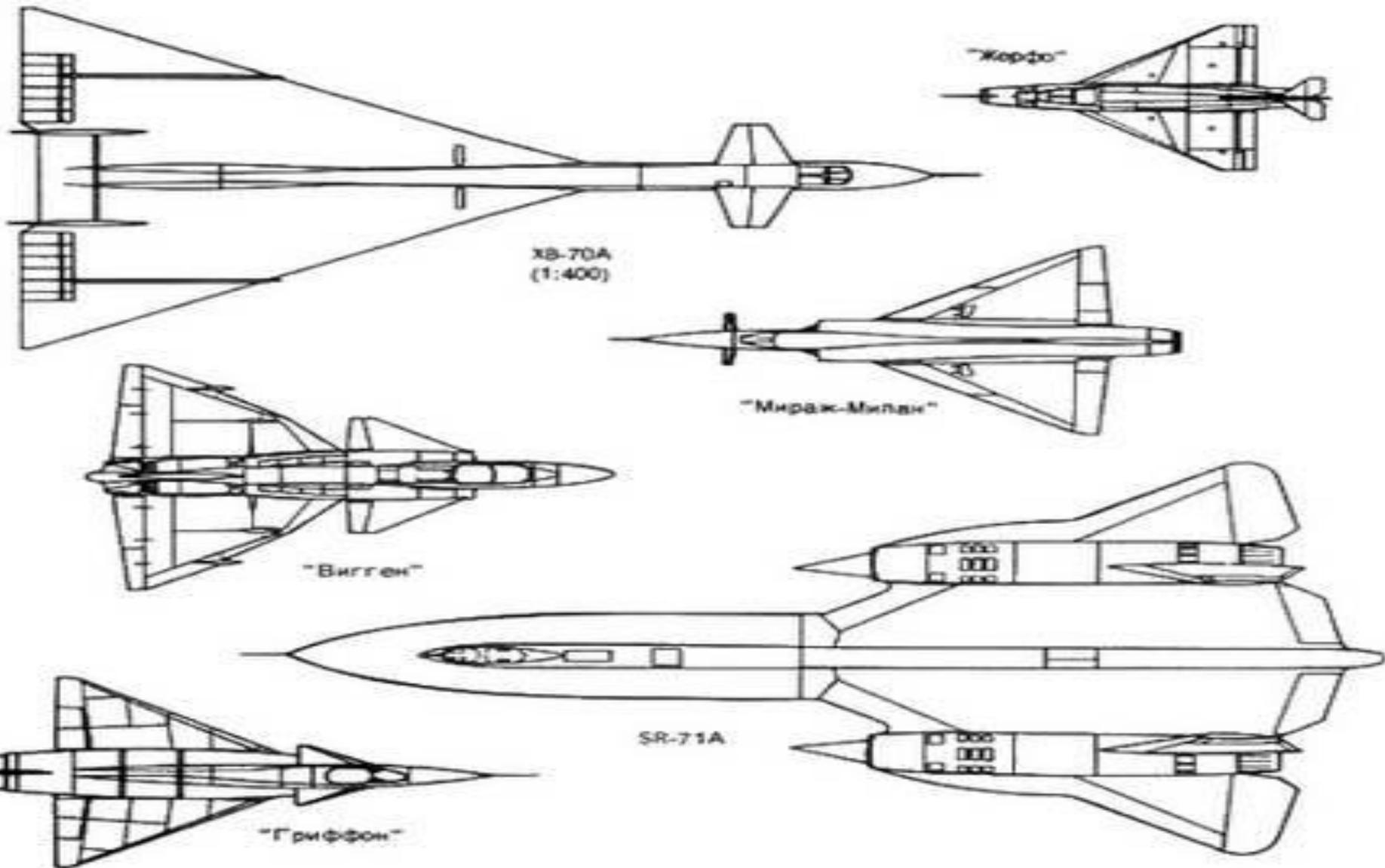
Большие сопротивления и более резкое падение

максимального аэродинамического качества при изменении угла атаки, что затрудняет достижение большего потолка и радиуса действия.

Примеры применения: МиГ-21, HAL Tejas, Mirage 2000 (малой относительной толщины); Gloster Javelin, Avro Vulcan (большой относительной толщины), Avro Canada CF-105 Arrow, Saab 37 Viggen, сверхзвуковые пассажирские Lockheed L-2000,

Boeing 2707-300

Треугольное крыло

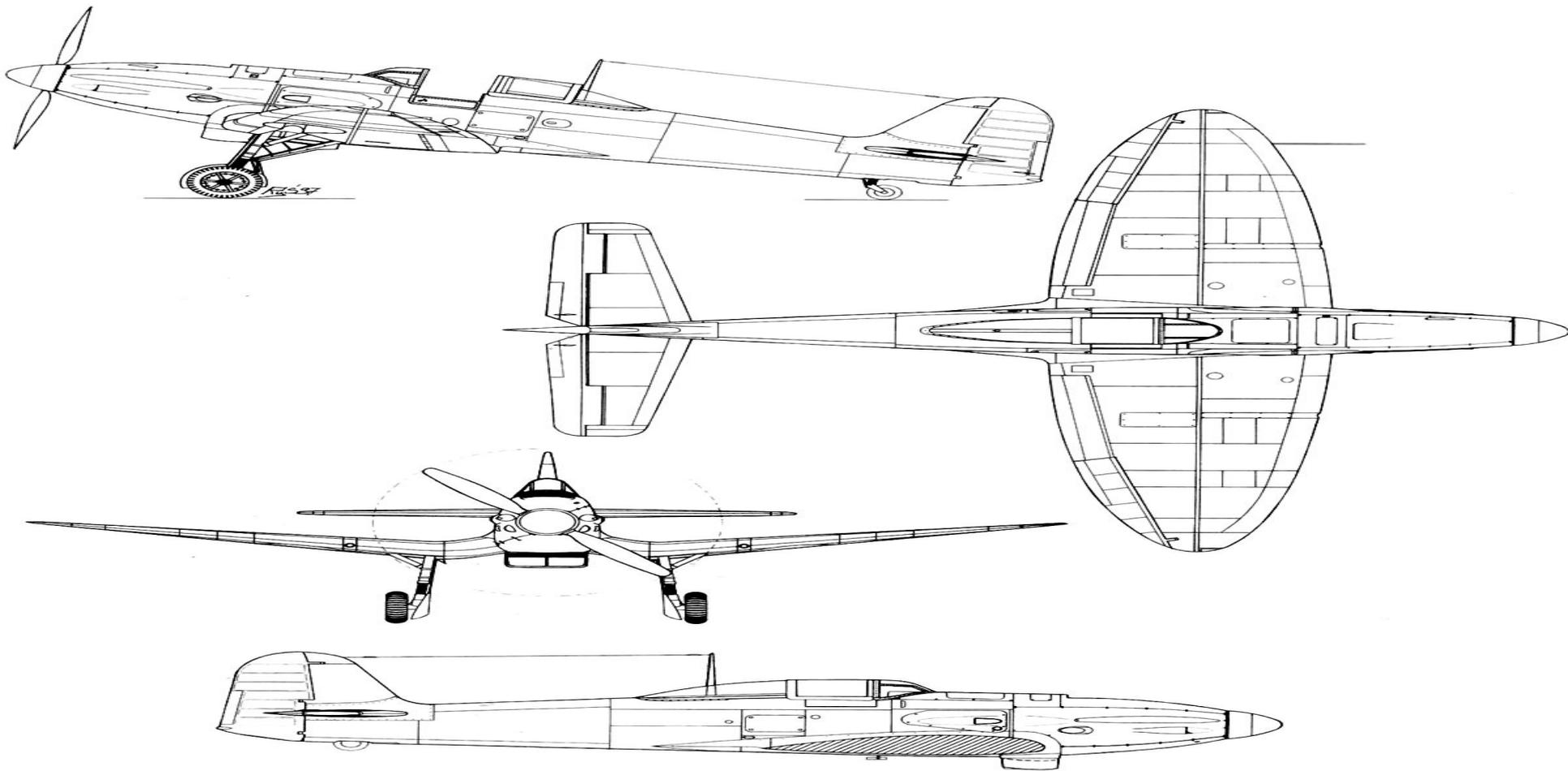


Эллиптическое крыло

Преимущества

Эллиптическое крыло имеет наибольшее аэродинамическое качество среди всех известных типов крыла.

Примеры применения: К-7 (СССР)



Крыло арочного типа



Толщина крыла

Крыло также характеризуется относительной толщиной (соотношение толщины к ширине), у корня и на концах, выраженной в процентах.

Толстое крыло

Толстое крыло позволяет отодвинуть момент срыва в штопор (сваливание), и лётчик может маневрировать с бóльшими углами и перегрузкой. Главное — этот срыв на таком крыле развивается постепенно, сохраняя плавное обтекание потока на большей части крыла. При этом, лётчик получает возможность распознать опасность по возникающей тряске аэроплана и вовремя принять меры. Самолёт же с тонким крылом резко и внезапно теряет подъёмную силу почти на всей площади крыла, не оставляя пилоту шансов.

Примеры: ТБ-4 (АНТ-16), АНТ-20, К-7 , Boeing Model 299, en:Boeing XB-15

Толщина крыла

<http://scalemodels.ru>



16/10/2012

Механизация

крыла

1 — законцовка крыла

2 — концевой элерон

3 — корневой элерон

4 — обтекатели механизма привода закрылков

5 — предкрылок

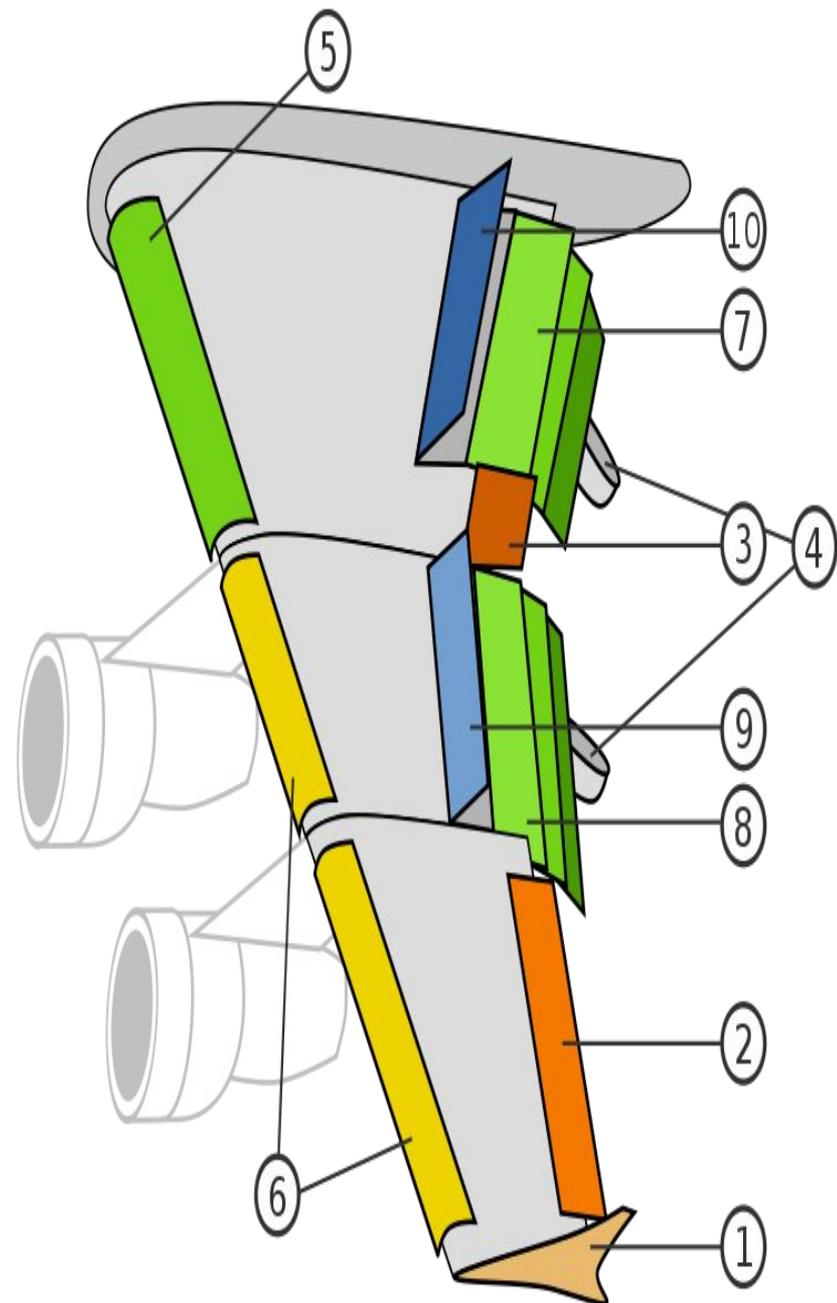
6 — предкрылок

7 — корневой трехщелевой закрылок

8 — внешний трехщелевой закрылок

9 — интерцептор

10 — интерцептор/спойлер



Складывающееся крыло

К конструкции со складывающимся крылом прибегают в том случае, когда хотят уменьшить габариты при стоянке воздушного судна. Наиболее часто такое применение встречается в палубной авиации (Су-33, Як-38, F-18, Bell V-22 Osprey), но и рассматривается иногда для пассажирских ВС (КР-860)



Конструктивно-силовые схемы

крыла

По конструктивно-силовой схеме крылья делятся на ферменные, лонжеронные, кессонные

Схемы крыла:

ферменные

лонжеронные

кессонные

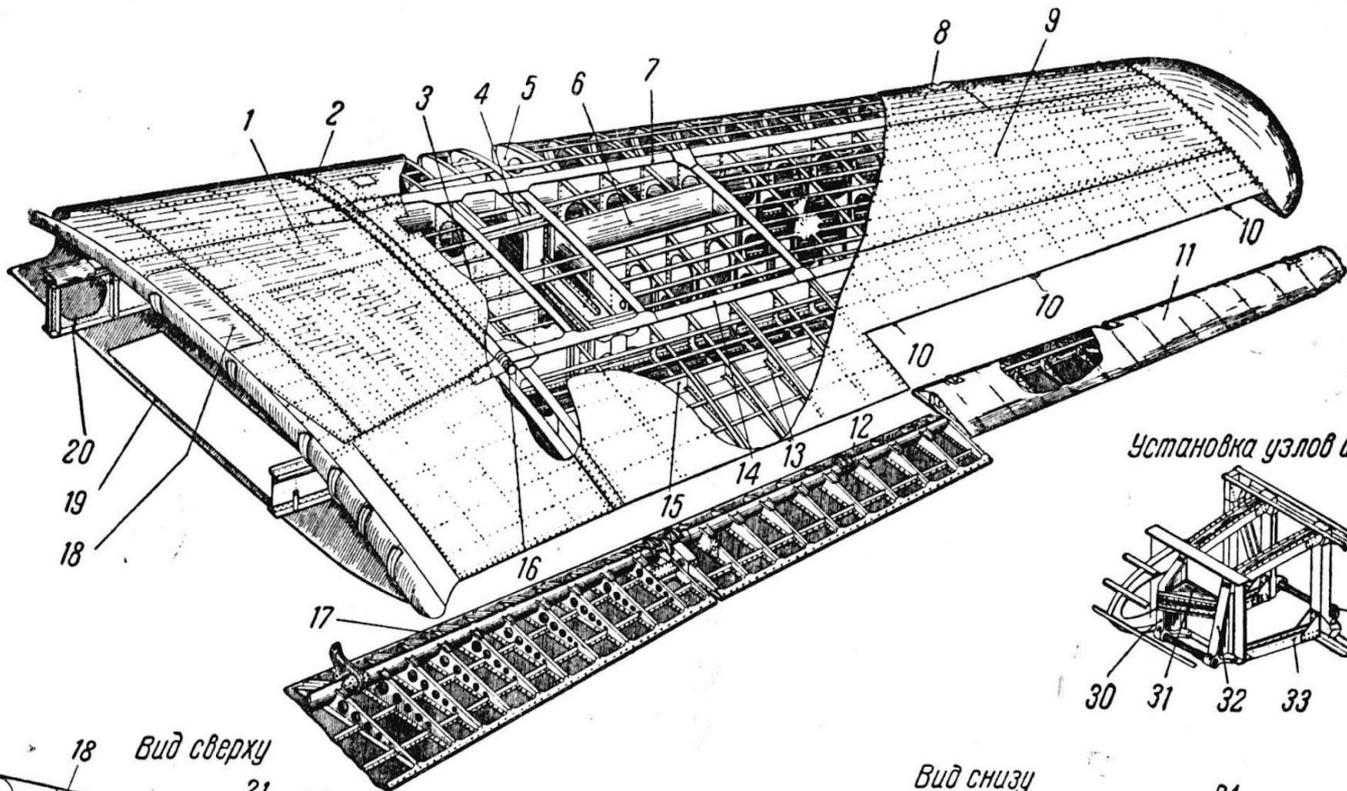
Ферменное крыло

Конструкция такого крыла включает пространственную ферму, воспринимающую силовые факторы, нервюры и обшивку, передающую аэродинамическую нагрузку на нервюры. Не следует путать ферменную конструктивно-силовую схему крыла с лонжеронной конструкцией, включающей лонжероны и (или) нервюры ферменной конструкции. В настоящее время крылья ферменной конструкции практически не применяются. Лонжеронное крыло включает один или несколько продольных силовых элементов — лонжеронов, которые воспринимают изгибающий момент. Помимо лонжеронов, в таком крыле могут присутствовать продольные стенки. Они отличаются от лонжеронов, панели обшивки с стрингерным набором) крепятся к лонжеронам. Лонжероны передают нагрузку на шпангоуты фюзеляжа самолёта с помощью моментных узлов.

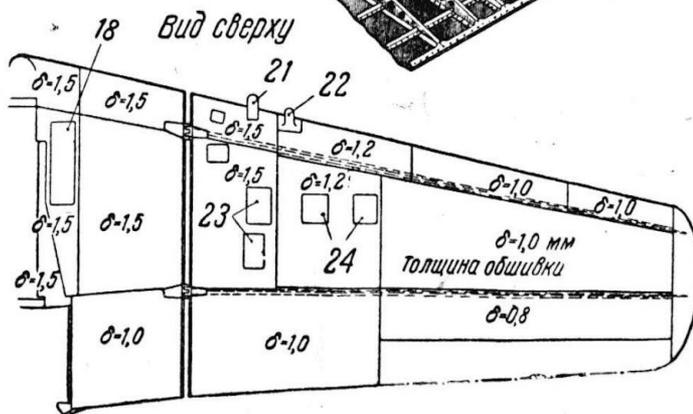
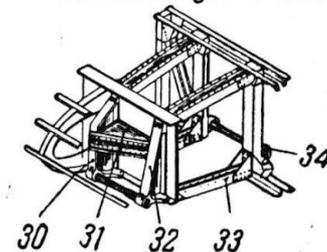
Ферменное крыло

Фиг. 10. Отъемная часть крыла (консоль)

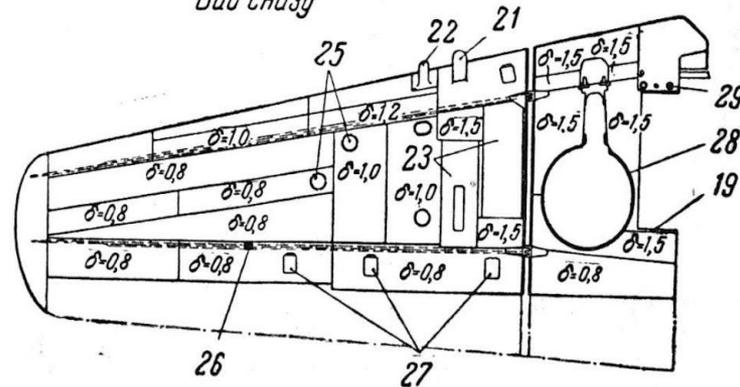
1—центроплан; 2—стыковая лента по разьему; 3—отсек для установки пулемета; 4—отсек для установки пушки; 5—вырез под установку ПАУ-22; 6—ящик для патронов пушки; 7—передний лонжерон; 8—вырез в носке под штангу трубки Пито; 9—отъемная часть крыла; 10—узлы подвески элерона; 11—элерон; 12—консольная секция щитка; 13—узел подвески взлетно-посадочного щитка; 14—задний лонжерон; 15—дополнительный лонжерон для крепления узлов щитка; 16—стыковый узел; 17—центропланная секция щитка; 18—верхний люк для загрузки бомбоотсека; 19—вырез для крышки бомболюка; 20—вырез под туннель радиатора; 21—обтекатель пушки; 22—обтекатель ПАУ-22; 23—люки под стрелковые установки; 24—люки для закладки патронной ленты; 25—люки для сборки крыла; 26—серьга для крепления самолета при стоянке; 27—люки для подхода к качалкам управления; 28—вырез под колесо шасси; 29—гнезда для крепления ухвата бомбодержателя; 30—внутренний узел шасси; 31—узел крепления тяги поворота шасси при уборке и выпуске; 32—внешний узел шасси; 33—балочка жесткости шасси; 34—узел крепления подкоса шасси.



Установка узлов шасси



Вид снизу



Кессонное крыло

Кессонное крыло воспринимает все основные силовые факторы с помощью кессона, включающего лонжероны и силовые панели обшивки. В пределах лонжероны вырождаются до стенок, а изгибающий момент полностью воспринимается панелями обшивки. В таком случае конструкцию называют моноблочной. Силовые панели включают обшивку и подкрепляющий набор в виде стрингеров или гофра. Подкрепляющий набор служит для обеспечения отсутствия потери устойчивости обшивки от сжатия и работает на растяжение-сжатие вместе с обшивкой. Кессонная конструкция крыла требует наличия центроплана, к которому крепятся консоли крыла. Консоли крыла стыкуются с центропланом при помощи контурного стыка, обеспечивающего передачу силовых факторов по всей ширине панели

Кессонное крыло

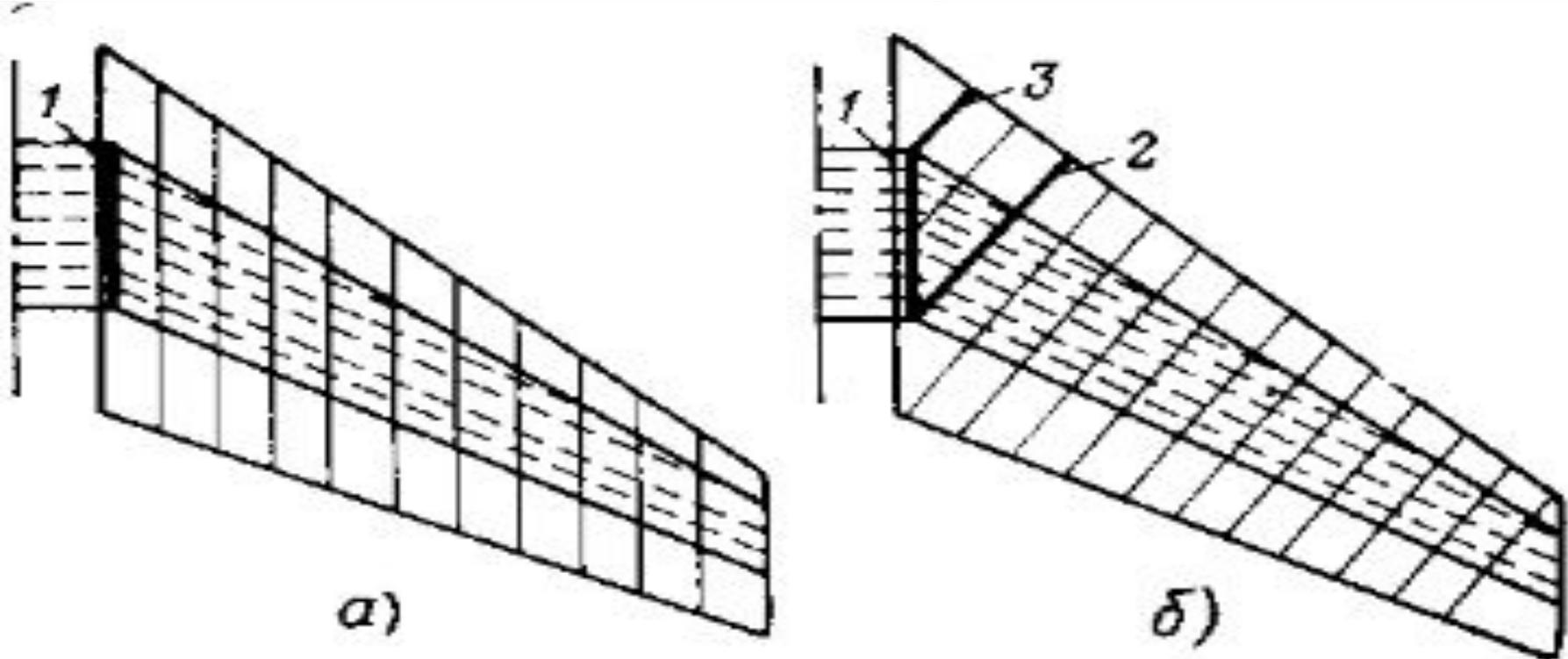


Схема стреловидного кессонного крыла:

а — с нервюрами по потоку; б — с нервюрами, расположенными перпендикулярно к передней кромке крыла или передней стенке кессона; 1, 2, 3 — усиленные нервюры

————— стенка,
----- стрингер

История исследования

Первые теоретические исследования и важные результаты были проведены на рубеже XIX—XX веков русскими учёными Н. Жуковским, С. Чаплыгиным и немецким М. Куттой.

Среди полученных ими результатов можно отметить:

Теорема Жуковского

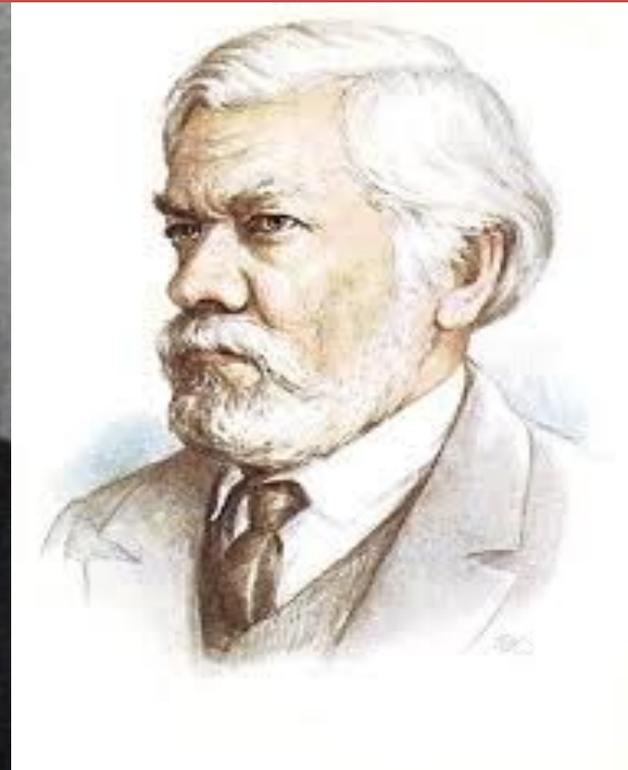
Постулат Жуковского — Чаплыгина



М. Куттой



Н. Жуковский



С. Чаплыгин