

Безулов Артур Рустамович

Шевелев Даниил Александрович

Студенты ЛЭГВС 24-02, 2 курс

Пуминов Илья Ярославович

Старший преподаватель кафедры №14

«Аэродинамики и динамики полета»

ФГБОУ ВО СПбГУ ГА им. А.А. Новикова

МОДЕРНИЗАЦИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ ВС

Аннотация. Целью представленного в статье исследования было изучение методов повышения эффективности аэродинамической компоновки воздушных судов, которые оказывают благоприятное влияние на широкий спектр экономических и эксплуатационных факторов, снижают расходы на всех ключевых фазах полета, а также расширяют границы в областях, связанных с географией и регулярностью пассажирских перевозок, особенно выполняемых на современных магистральных воздушных судах.

Ключевые слова: воздушное судно, аэродинамическая компоновка, эффективность, экономичность, сопротивление, характеристики, гражданская авиация, аэродинамика, скорость, обтекание, интерференция, энергия.

MODERNIZATION OF THE AERODYNAMIC LAYOUT OF THE AIRCRAFT

Abstract. The purpose of the study presented in this article was to explore methods for improving the aerodynamic layout of aircraft, which have a positive impact on a wide range of economic and operational factors, reduce costs in all key phases of flight, and expand the boundaries of areas related to the geography and regularity of passenger transportation, particularly on modern long-haul aircraft.

Key words: aircraft, aerodynamic layout, efficiency, economy, resistance, characteristics, civil aviation, aerodynamics, speed, flow, interference, energy.

Важнейшим этапом при конструировании любого типа воздушного судна является выбор подходящей аэродинамической компоновки, соответствующей условиям эксплуатации и требованиям технического задания к летно-техническим характеристикам летательного аппарата.

Выбор аэродинамической компоновки подразумевает подбор наиболее удачного взаимного расположения геометрических поверхностей самолета, его систем и агрегатов, обтекаемых воздушным потоком во время полета, и получение таких аэродинамических характеристик, которые позволили бы проектируемому летательному аппарату эффективно выполнять поставленные задачи.

Параметры аэродинамической компоновки тесно связаны с конструкцией воздушного судна, используемыми материалами и параметрами силовой установки. Порой, добившись прироста одного параметра, другие теряют эффективность, а, так как составные части ВС часто аэродинамически интерферируют, то задача становится куда более комплексной и требовательной к инженерному составу.

Проектирование летательного аппарата и выбор компоновки определяют его облик, форму, размеры и возможности в области оснащения, комплектации, вместимости и тяговооруженности, а также диапазон условий и географии эксплуатации, его надежность, прочность и коммерческую эффективность. К примеру, аэродинамическая компоновка Ту-154 приведена на рисунке 1.

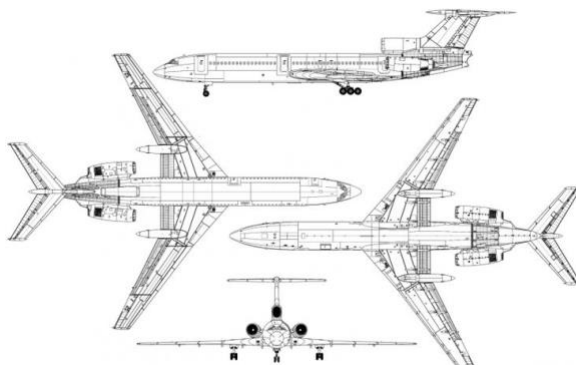


Рисунок 1 – Аэродинамическая компоновка самолета Ту-154

В классических аэродинамических компоновках самолет, как техническая система, включает в себя крыло, оперение, фюзеляж и мотогандолы двигателей. Эта система одновременно должна отвечать нормам и требованиям как к устойчивости, так и управляемости. Перед конструктором воздушного судна стоит задача наделить ее максимальным аэродинамическим качеством, для того чтобы обеспечить наибольшую экономическую эффективность на ключевых этапах полета.

Компоненты аэродинамической силы, подъемная сила и лобовое сопротивление летательного аппарата, обладают важным свойством: сумма их составных частей, как правило, не равна самой силе. Это парадоксальное на первый взгляд утверждение объясняется сложной системой обтекания самолета, при котором отдельные элементы взаимодействуют между собой. В каких-то местах потоки воздуха взаимно ускоряют друг

друга, а где-то – компенсируют. Во время продувки конструктивных модулей воздушных судов в аэродинамических трубах или при компьютерном моделировании обтекания их потоком газа можно подобрать такие параметры компоновки самолета, при которых будут обеспечены необходимые эксплуатационные и экономические характеристики. На рисунке 2 приведено построение эпюры распределения давления, которое необходимо для определения несущих характеристик крыла.

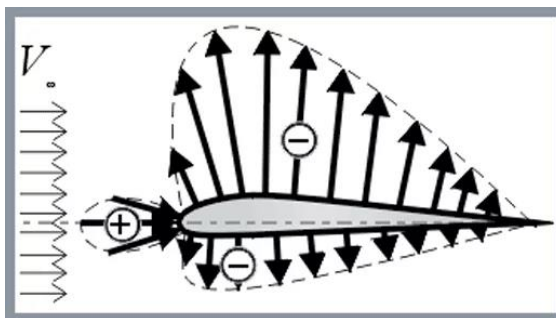


Рисунок 2 – Эпюра распределения давления по профилю крыла

Назначение самолета определяет требования к основным летно-техническим характеристикам, а также вид применяемой аэродинамической компоновки. Как было рассмотрено ранее, само понятие «аэродинамической компоновки» очень многогранно, оно включает в себя и охватывает широкий спектр элементов конструкции ВС. Крайне важно иметь представление о совершенстве выбранной модели и уметь оценивать ее с прикладной точки зрения.

Основным режимом эксплуатации грузопассажирских воздушных судов является продолжительный установившийся горизонтальный полет. Соответственно модернизация их аэродинамической компоновки, например, путем уменьшения лобового сопротивления, позволит увеличить качество летательного аппарата, и, как следствие, повысить дальность полета или его экономичность. Эти улучшения расширяют географию полетов и их доступность.

Современные лайнеры стараются занять больший эшелон из-за разрежения воздуха с набором высоты, уменьшения его плотности. В свою очередь это положительно влияет на лобовое сопротивление, его заметное уменьшение влечет за собой снижение расхода топлива. Однако, чем выше самолет забирается в небо, тем хуже крыло создает подъемную силу, следовательно, чтобы компенсировать падение плотности воздуха, лайнеру необходимо увеличить поступательную скорость. Основным препятствием на пути к этому оказывается наступление волнового кризиса, на скоростях близких к трансзвуковым. Волновой кризис наступает в местах утолщения крыла, где поток газа прибавляет в скорости, движется быстрее самолета. В местах, где этот поток начинает обгонять звук

начинается волновой кризис, мгновенно возрастает сопротивление и меняется аэродинамика обтекания крыла.

Основным решением, позволяющим отодвинуть момент наступления волнового кризиса и продолжить полет на более высоких скоростях, является наделение крыла углом стреловидности. При обтекании такого крыла невозмущенный поток раскладывается на две составляющие: нормальную и тангенциальную (см. Рисунок 3).

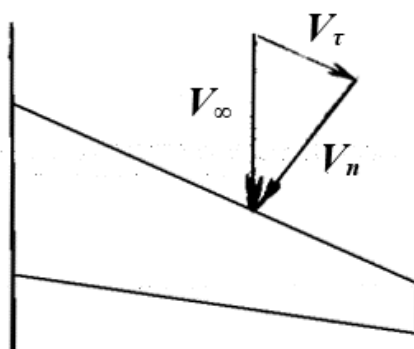


Рисунок 3 – Разложение потока

Тангенциальная составляющая не влияет на перераспределение давления, то есть на его несущие способности, а только вызывает поверхностное трение. Нормальная же составляющая будет определять и несущие способности, и трение. И, так как, величина нормальной составляющей всегда меньше величины набегающего потока, то на воздушном судне со стреловидным крылом волновой кризис наступит значительно позднее.

Однако стреловидное крыло, помимо того, что обладает меньшей несущей способностью, по сравнению с прямым, еще и подвержено концевому срыву, при котором наблюдается стекание пограничного слоя вдоль размаха к концевым сечениям и заметное снижение характеристик, связанных с устойчивостью и управляемостью самолета. Для решения этих проблем применяется геометрическая и аэродинамическая крутка стреловидного крыла. Также, одним из эффективных решений является применение специальных аэродинамических перегородок и так называемых «генераторов вихрей». Благодаря им пограничный слой как бы «наматывается» на вихревой жгут и стекает вместе с ним, нивелируя стремление потока к концевому срыву.

Стремление к увеличению топливной эффективности воздушных судов привело к появлению на свет законцовок крыла, или винглетов. Конструктивно они построены таким образом, чтобы увеличивать эффективное удлинение крыла, и, как следствие, его несущую способность. Установив их под определенным углом к набегающему потоку, инженеры

смогли значительно уменьшить индуктивное сопротивление, за счет разбития мощных концевых вихрей (см. Рисунок 4)

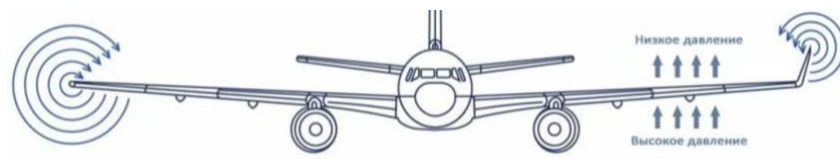


Рисунок 4 – Применение законцовок крыла

Еще одним эффективным подходом к проектированию аэродинамической компоновки является применение правила площадей. Суть его в следующем: распределение площадей поперечных сечений самолета по его длине должно быть плавным, без резких выступов и по возможности приближаться по форме к телу “Сирса-Хаака” (см. Рисунок 5). Тело такой формы обладает наименьшим волновым сопротивлением в сверхзвуковом потоке. Причём нашли, математически просчитали и обосновали эту форму ещё в 40-е годы прошлого века.



Рисунок 5 – Тело Сирса-Хаака

Правило площадей гласит, что два летательных аппарата с одинаковым продольным распределением площади поперечного сечения имеют одинаковое волновое сопротивление, не зависящее от распределения этой площади в направлении поперечном фюзеляжу (то есть на самом фюзеляже или на крыльях). Более того, для того чтобы избежать возникновения сильных ударных волн, это распределение должно быть плавным.

С точки зрения практики, правило площадей можно применить следующим образом: в зонах присоединения к фюзеляжу крыла, двигателей и оперения, площадь поперечного сечения фюзеляжа уменьшается на сумму агрегатов, размещенных в том-же сечении. В конечном итоге фюзеляж приобретает так называемую «осиную талию». Наглядно применение этого основополагающего правила аэродинамики приведено на рисунке 6.

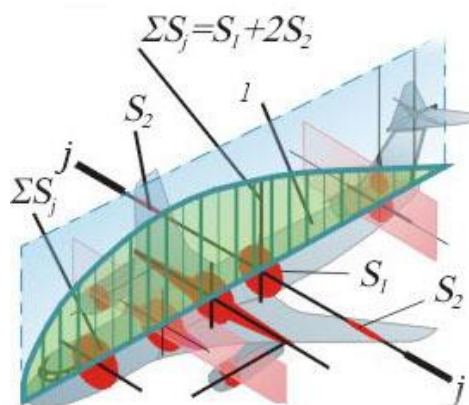


Рисунок 6 – Применение правила площадей

Если речь заходит о сверхзвуковых летательных аппаратах, то конструктору необходимо определить наиболее подходящую аэродинамическую компоновку, выбор которой основан на понимании целей и режимов эксплуатации конкретного типа ВС. Компоновка сверхзвукового пассажирского самолета будет обеспечивать максимальную эффективность на этапе крейсерского полета, когда скорость стабильно выше числа Маха равного единице, на остальных этапах полета он будет, как правило, проигрывать в характеристиках своим дозвуковым «коллегам». При разработке маневренных военных самолетов наоборот, руководствуются необходимостью обеспечить эффективные высотно-скоростные характеристики на широком спектре условий эксплуатации.

Сложно реализуемой, но обладающей заметной эффективностью, является система улучшения летно-технических характеристик, основанная на использовании энергетических методов непосредственного воздействия на характер обтекания, при которых дополнительные струи, генерируемые на обтекаемой поверхности, вносят свой вклад в движение потоков газа. Таким образом мероприятия по управлению пограничным слоем (УПС) и управлению ламинарным обтеканием (УЛО) позволяют повысить аэродинамическое качество несущей поверхности, оттянуть начало срыва потока на большие углы атаки и снизить сопротивление трения. На рисунке 7 наглядно представлены: 1 - поперечный выдув струи; 2 - устойчивый вихрь; 3 - крыло малого удлинения.

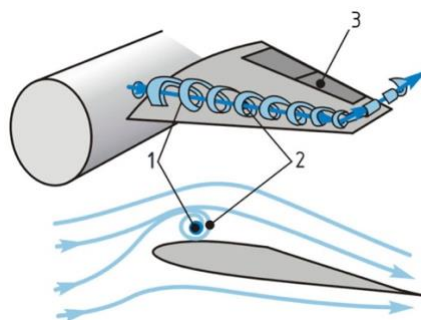


Рисунок 7 – Выдув струи вдоль размаха

При грамотном распределении потоков газа получается добиться явления суперциркуляции, при котором происходит дополнительное местное увеличение скорости течения воздушного потока, создающее существенное приращение подъемной силы крыла. Однако, стоит отметить значительное падение эффективности энергетических методов при увеличении поступательной скорости движения ВС, а также необходимость отбора мощности от силовой установки летательного аппарата для поддержания стабильного течения струй газа.

Таким образом, выбор компоновки зависит от множества факторов, а особенно от основного режима эксплуатации самолета, и, как следствие, технического задания производства. Свой вклад также вносит состав и мощность силовой установки, весовые и эксплуатационные ограничения. При грамотном подходе к реализации конкретного типа компоновки, применяя описанные мероприятия по ее модернизации, можно добиться максимальной эффективности на различных этапах полета, и, соответственно, снизить эксплуатационные затраты, повысить комфорт и качество выполнения полета.

Список использованных источников

1. Методическое пособие МАИ. Часть первая. Современный летательный аппарат-сложная техническая система. – Текст: электронный // URL : <https://oat.mai.ru/index.htm> (дата обращения: 21.02.2026).
2. Николаев Л. Ф., Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов: Учеб. для вузов/ Николаев Л. Ф.
3. Российская онлайн-энциклопедия. Текст: электронный // URL : https://ru.ruwiki.ru/wiki/Правило_площадей?ysclid=mlwuw70cae723561747 (дата обращения: 21.02.2026).