**Занятие № 4.**

**1. Проблемы сверхзвукового полета.**

*Безопасность.* В процессе разгона сверхзвуковой самолет преодолевает волновой кризис, который резко изменяет аэродинамические силы, характеристики устойчивости и управляемости, вызывает опасные вибрации, нарушает работу пилотажных приборов. На первых сверхзвуковых самолетах волновой кризис создавал предпосылки к нарушению барьера безопасности полета.

Чтобы преодолеть звуковой барьер при переходе от дозвукового полета к сверхзвуковому, пришлось решать проблемы: создания большой тяги для преодоления резко возрастающего сопротивления при околозвуковых скоростях; обеспечения устойчивости и управляемости. Последняя оказалась наиболее трудной, и для её разрешения потребовались длительные аэродинамические исследования.

Эффективным средством уменьшения сопротивления и улучшения характеристик устойчивости и управляемости на околозвуковых скоростях оказалось стреловидное крыло малого удлинения. Значительное снижение кризисных явлений дало применение тонких профилей малой кривизны. Но стреловидное крыло склонно к концевым срывам потока, и профили с острыми передними кромками способствуют этому. Для предотвращения срыва потока применяют коническую крутку крыла, механизацию передних кромок: турбулизаторы, отклоняемые носки, носовые щитки, предкрылки, сдувание ПС.

Стабилизация положения центра давления и сохранение продольной устойчивости при переходе от дозвуковых скоростей к сверхзвуковым осуществляется применением треугольного или оживального крыла и плавающего горизонтального оперения в носовой части фюзеляжа (дестабилизатора).

Боковая устойчивость обеспечивается увеличением площади вертикального оперения, постановкой внизу на фюзеляже вертикальных гребней или убирающихся при посадке и взлёте килей, а также переменным по размаху крыла углом поперечного «V».

Особенности обеспечения управляемости сверхзвуковым самолетом состоят в использовании рулей с дефлектором, цельноповоротных килей, поворотного крыла, концевых элеронов, интерцепторного управления, газодинамического управления.

Управление сверхзвуковым самолётом значительно затрудняется из-за появления колебаний (раскачки самолёта). Чтобы устранить это неприятное явление, на сверхзвуковых самолётах применяются автоматы демпфирования. Малая несущая способность стреловидных и треугольных крыльев малого удлинения вызывает необходимость создания мощной механизации крыла для решения проблемы безопасности посадки и взлёта.

*Экономичность.* Почти 50% эксплуатационных расходов сверхзвукового самолета составляет стоимость топлива. Поэтому решение проблемы экономичности начинается с выбора двигателей.

Часовой расход топлива в полете зависит от удельного расхода  и тяги двигателя .

В области трансзвуковых скоростей из-за появления волнового сопротивления аэродинамическое качество  самолета резко уменьшается.

Потребная для полета тяга возрастает, и появляется необходимость в значительном увеличении тяги двигателя за счет включения форсажа:

,

где  – вес самолета, ;

 – аэродинамическое качество.

Форсирование двигателя связано с большим расходом топлива и поэтому отрицательно сказывается на экономичности полета, которую можно увеличить, если разгон самолета до сверхзвуковой скорости производить на достаточно больших высотах (11-12 км).

С точки зрения экономичности сверхзвукового полета, до  целесообразно применять турбореактивные двигатели (ТРДФ и ДТРД), а при  большими преимуществами обладают прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД). Очевидно, что самолеты, рассчитанные на большие сверхзвуковые скорости полета, должны иметь комбинированную силовую установку: ТРДФ и ДТРД – для осуществления взлета, набора высоты и разгона, ПВРД – для полета при .

Второе направление в решение проблемы экономичности состоит в увеличении аэродинамического качества самолета, главным образом за счет уменьшения волнового сопротивления. Достаточная экономичность сверхзвукового самолета обеспечивается при .

Волновое сопротивление можно существенно уменьшить выбором соответствующих аэродинамических форм. Сверхзвуковые профили с острыми кромками, выдвижные корпусы всасывающих устройств двигателей, иглы в носовой части фюзеляжа – всё сделано для преобразования прямых скачков в систему косых скачков уплотнения, т.е. для уменьшения волнового сопротивления, и увеличения экономичности полёта.

*Звуковой удар* – результат взаимодействия скачка уплотнения, созданного самолетом в сверхзвуковом полете, с поверхностью земли.

Интенсивность звукового удара зависит от высоты полета самолета и его массы. Допустимой интенсивностью звукового удара считается , такое давление создается отдаленным раскатом грома. При  разбиваются стекла, а при  разрушаются здания.

Для уменьшения интенсивности звукового удара ограничивают скорости полета сверхзвуковых самолетов при наборе высоты и снижении и вводят ограничения нижнего предела высоты сверхзвукового полета. Например, для Ту-144 нижняя граница сверхзвукового полета установлена на высоте 10000-14000м.

*Тепловой барьер* возникает вследствие нагревания конструкции самолета при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях полета из-за: аэродинамического (кинетического) нагрева, который возникает при торможении потока в критических точках, пограничном слое и скачках уплотнения; кинетический нагрев создает основной поток тепла, действующий на конструкцию самолета;

теплоизлучения, происходящего в двух направлениях; обшивка самолёта воспринимает теплоизлучение от Солнца, звёзд, Земли и внутренних элементов конструкции и сама излучает тепло в окружающее пространство;

теплового потока от бортовых нагретых агрегатов (СУ, электронного оборудования и т.п.).

Сильное нагревание конструкции самолёта вызывает:

1. Снижение прочностных характеристик материалов. При температуре 60-80˚С размягчается органическое стекло,  - на 50% снижается прочность дюралюминиевых сплавов;  – разрушаются пластики, клей, уплотнения, краски, ткани. Дальнейшее повышение температуры снижает прочность титановых сплавов и стали. Температуру  выдерживают только никелевые сплавы.

2. Ухудшение антикоррозионных свойств металлов. Высокие температуры ускоряют химические реакции, вызывают появление электрохимических процессов, способствуют диссоциации молекул воздуха. В атмосфере диссоциированного воздуха металлы окисляются в 400 раз быстрее, чем обычно.

3. Изменение теплофизических свойств материалов – теплопроводности, удельной теплоёмкости, коэффициента температурного расширения – может привести к появлению температурных напряжений и остаточных деформаций в элементах конструкции самолётов.

4. Нарушение работы самолётных систем и электронного оборудования, а также вредное воздействие на здоровье летного состава. Все это препятствует увеличению скорости полета.

Современное самолетостроение располагает достаточно эффективными средствами преодоления теплового барьера, но проблема эта еще не может считаться окончательно решенной.

Для преодоления теплового барьера используют:

- затупление передних кромок;

- теплостойкие материалы;

- теплоизоляционные материалы;

- теплопоглощающие покрытия;

- рассеивание тепла;

- охлаждение обшивки.

**2. Аэродинамические формы скоростного самолёта.**

Выбор формы скоростного самолёта направлен на увеличения критического числа  всех его частей (крыла, фюзеляжа, оперения, гондол двигателя и т.д.) и самолёта в целом, а также на улучшение характеристики устойчивости и управляемости.

*Крыло*. Наиболее рациональными профилями крыла скоростного самолёта являются профили с малыми радиусом закругления носка, относительными толщиной , кривизной , симметричные или близкие к ним, у которых наибольшая толщина расположена на  хорды от ребра атаки. Для улучшения характеристик устойчивости создают аэродинамическую крутку.

*Фюзеляж* выполняют тонким, с большим удлинением , сигарообразной формы. Носовая и хвостовая части фюзеляжа обычно заостряются. Поперечное сечение фюзеляжа определяется в соответствии с «правилами площадей», смысл которого сводится к тому, что площадь поперечного сечения фюзеляжа в месте присоединения крыла должна быть уменьшена на величину площади сечения крыла поперечной плоскостью.

Фонарь кабины пилотов существенно деформирует поток, поэтому он не должен располагаться на месте наибольшей толщины фюзеляжа. Стараются фонарь вписать в контуры фюзеляжа.

*Оперение.* Увеличение  горизонтального и вертикального оперения достигается так же, как и крыла, применением скоростных профилей, увеличением стреловидности и уменьшением удлинения. Улучшение характеристик продольной и путевой устойчивости и управляемости обеспечивается увеличением площадей горизонтального и вертикального оперения и применением цельноповоротных стабилизаторов и килей.

*Аэродинамическая компоновка*. Скоростные реактивные самолёты строятся чаще всего по схеме среднепланов. Уменьшение вредного взаимного влияния частей самолетов достигается размещением их таким образом, чтобы максимальная толщина профиля крыла  не находилась в одной плоскости с наибольшим сечением фюзеляжа, а максимальная толщина киля — в одной плоскости с максимальной толщиной стабилизатора. Поэтому крыло и стабилизатор скоростных самолётов относительно фюзеляжа и киля сдвинуты назад. Горизонтальное оперение относительно крыла смещают вверх и вниз.