

УДК 636.7

С.Н.Павлов (6 курс), С.И.Марков, к.т.н., доц. (Балтийский ГТУ “Военмех”),  
А.Г.Семёнов, к.т.н., с.н.с.

## КОНЦЕПЦИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА СРЕДНЕЙ ДАЛЬНОСТИ С КРЫЛОМ АСИММЕТРИЧНО ИЗМЕНЯЕМОЙ СТРЕЛОВИДНОСТИ

Применение сверхзвуковых пассажирских самолётов наряду с выгодами, связанными с высокой скоростью перевозок, имеет и очевидные недостатки:

- необходимость длинных (около 1000 м) взлётно-посадочных полос;
- высокий расход топлива, особенно при взлёте и посадке;
- необходимость выхода на режим сверхзвукового полёта лишь за пределами крупных населённых пунктов, что обуславливает опять-таки повышенный расход топлива на “дозвуковом” этапе полёта.

Перечисленные недостатки устранены на самолётах с изменяемой стреловидностью крыла, которые взлетают при минимальном угле стреловидности и не требуют длинных взлётно-посадочных полос, обязательных для транс- и сверхзвуковых самолётов. При этом крейсерский дозвуковой полёт осуществляют со средним углом стреловидности, а сверхзвуковой – с максимальным углом. Это повышает топливную экономичность. Посадка также гораздо легче из-за меньших значений вертикальной и горизонтальной скоростей.

Однако и эти самолёты не лишены недостатков.

Во-первых, при изменении стреловидности смещается аэродинамический фокус, что приводит к увеличению балансирующего сопротивления.

Во-вторых, возрастает (по сравнению с самолётами с постоянной стреловидностью) масса аппарата из-за наличия силовой балки и закреплённых на ней поворотных шарниров консолей и уплотнителей (в убранном положении крыла). Соответственно, сокращается дальность полёта при сохранении полезной нагрузки (массы перевозимого груза), либо, наоборот, уменьшается полезная нагрузка при сохранении дальности полёта.

Дальнейшие усовершенствования привели к концепции самолёта с крылом асимметрично изменяемой стреловидности (КАИС). В данном случае крыло прикреплено к фюзеляжу на одном шарнире, так что при повороте крыла стреловидность обеих консолей изменяется одновременно, но в разных направлениях.

Анализ, выполненный специалистами NASA, показал, что у такой схемы уменьшаются: масса аппарата на 14 %; лобовое сопротивление на 11...20 %; волновое сопротивление на сверхзвуковых скоростях на 26 %.

Эти данные дают основание надеяться, что при такой схеме самолёт станет гораздо более выгоден при эксплуатации, чем обычные сверхзвуковые пассажирские самолёты.

С появлением новой схемы, КАИС, возникают и новые проблемы:

1) При большом угле стреловидности эффективный угол атаки у консоли с прямой стреловидностью больше, чем у консоли с обратной стреловидностью, что приводит к возникновению паразитных разворачивающих моментов по тангажу, крену и рысканию.

Консоль с обратной стреловидностью имеет большее лобовое сопротивление и подъёмную силу, а центр давления на крыле смещён вперёд относительно центра тяжести самолёта, что в целом приводит к крену в сторону крыла с прямой стреловидностью, развороту в сторону крыла с обратной стреловидностью и кабрированию.

2) Имеет место вдвое больший рост толщины пограничного слоя вдоль размаха, и любой несимметричный срыв потока приводит к интенсивным возмущениям.

Перечисленное, казалось бы, делает весьма сложным применение самолётов с такой схемой. Частично эти недостатки искореняются при помощи электронной системы дистанционного управления (ЭСДУ) и систем сдува или отсоса пограничного слоя, управляемых также посредством ЭСДУ. Нами предложены следующие меры, которыми, вероятно, удастся избежать усложнения авионики самолёта.

1. Ограничение видов манёвров, обусловленное невоенным назначением самолёта.

Наиболее маневренным самолёт должен быть при нулевой стреловидности крыла, т.е. во время взлёта, посадки (особенно аварийной), маневрирования в опасной ситуации.

В полёте к месту назначения на сверхзвуковой скорости большинство манёвров становится ненужным, т.к. полёт осуществляют по прямой. В полёте самолёт переводят в дозвуковой режим и начинают предпосадочное маневрирование.

2. Смещение центра поворота КАИС от геометрической оси самолёта в сторону консоли прямой стреловидности.

При повороте крыла консоль обратной стреловидности затеняется фюзеляжем и её площадь (а соответственно и подъёмная сила) уменьшается. Этим компенсируются паразитные моменты. Ещё большая эффективность достигается дополнительным смещением центра поворота назад.

3. Расположение КАИС в поворотном элементе, внутри которого крыло может перемещаться линейно. Это позволит произвольно изменять площадь консолей.

В дальнейшем необходимо вывести законы изменения площади консолей в зависимости от расположения центра поворота и угла поворота крыла, идеального для нормальной балансировки самолёта.

При использовании второго варианта предпочтительнее схема верхнеплана (аналогично экспериментальным самолётам А01 и F8), дающая возможность не рассчитывать сопряжение крыла и фюзеляжа.

Воздухозаборник в этом случае можно разместить под крылом. При этом пилоны будут стенками воздухозаборника и при повороте крыла площадь воздухозаборника можно будет уменьшать, а воздух, стекающий вдоль консоли обратной стреловидности, будет попадать в воздухозаборник.

Некоторые ориентировочные характеристики самолёта:

взлётная масса, т .....до 50;

размах крыла при нулевой стреловидности, м ....20–30;

скорость полёта максимальная, км/ч .....1500–2000;

количество пассажиров, чел. ....50–60.