

СОЧЛЕНЕННОЕ КРЫЛО*

Самолет с сочлененным крылом может быть определен как самолет с тандемными крыльями, имеющими форму ромба в плане и при виде спереди. Форма ромба при виде спереди обеспечивается за счет крепления корневой части задних крыльев у вершины вертикального оперения или поблизости от нее. На рис. 1 показана схема модели такого самолета, крылья которого соединены с помощью хорошо обтекаемых малых концевых тел. Однако варианты соединения крыльев могут быть и другими.

Предполагается, что сочлененное крыло имеет следующие преимущества:

- 1) небольшую массу;
- 2) высокую жесткость;
- 3) малое индуктивное сопротивление;
- 4) хорошее для трансзвуковых скоростей распределение площадей;
- 5) высокое балансировочное значение величины $C_{\text{мах}}$;
- 6) уменьшенную величину площади омываемой поверхности и вредного сопротивления;
- 7) возможность прямого управления подъемной силой;
- 8) возможность прямого управления боковой силой;
- 9) хорошую устойчивость и управляемость.

Эти предполагаемые преимущества были подтверждены в ходе исследований на стадии проектирования и испытаний в АДТ, о чем сказано ниже.

Сочлененные крылья отличаются от обычных крыльев как внешней формой, так и внутренней конструкцией. На рис. 2 показаны составляющие подъемной силы, действующей на каждое крыло. Конструкция фермы хорошо выдерживает расположенные в плоскости составляющие нагрузок. Не действующие в плоскости составляющие стремятся согнуть крылья относительно наклонной оси изгиба. Чтобы воспрепятствовать этому, крыло должно иметь достаточно сильный лонжерон с концентратором материала около верхней части передней кромки и нижней части задней кромки.

Важно понять, что сочлененное крыло является объединенной концепцией с совершенно новыми связями конструктивных и аэродинамических ха-

рактеристик. Поэтому в работе сначала описываются конструктивные принципы, понимание которых необходимо для эффективного выполнения аэродинамического расчета сочлененного крыла, рассматриваемого в последующих главах.

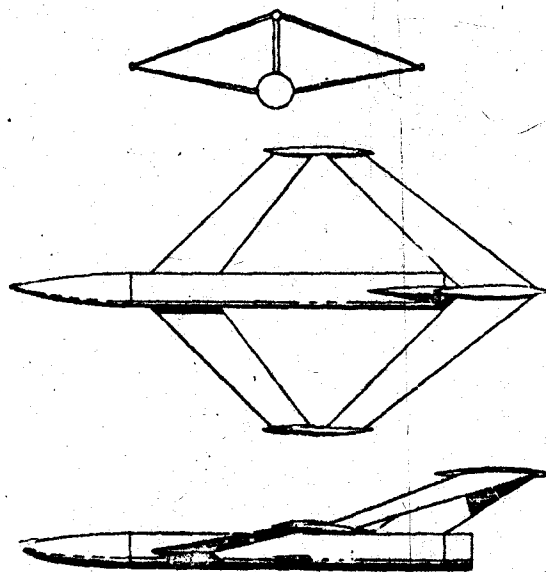
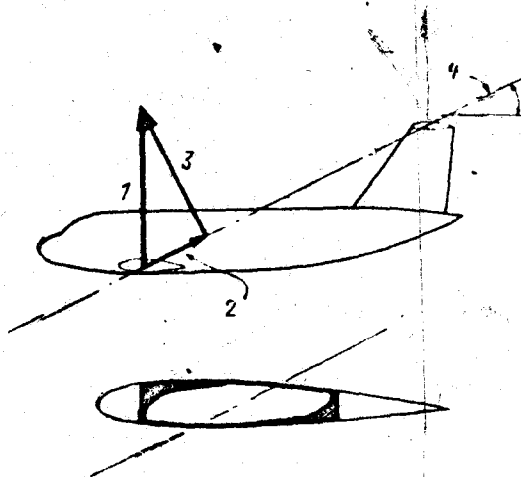


Рис. 1. Модель для испытаний в трансзвуковой аэродинамической трубе



1—подъемная сила; 2—в плоскости; 3—вне плоскости; 4—связующая плоскость и ось изгиба.
Рис. 2 Наклонная ось изгиба сочлененного крыла