

рирование на дозвуковых и транс-звуковых скоростях, т. к. это требует дополнительной тяги двигателя. Кроме того, при увеличении угла атаки ядро вихревой системы в следе имеет направленное внутрь движение, что мешает восстановлению безотрывного обтекания на крыле и/или происходит распад вихревой системы. Эти два явления приводят к появлению кабрирующего продольного момента.

По мере развития методологии проектирования летательных аппаратов исследовались методы повышения аэродинамической эффективности при различных режимах полета. В настоящей работе рассматривается способ проектирования крыла с целью обеспечения полностью безотрывного обтекания при расчетных условиях крейсерского полета и управляемого отрыва на передней кромке при взлете, посадке и маневрировании. Для этой цели разработана серия устройств управления вихрями, которые могут быть фиксированными (например, удлиняющие пластины, создающие излом у передней кромки) и подвижными (например, вихревые щитки у передней кромки).

С помощью обширных параметрических исследований на различных экспериментальных моделях крыла было показано, что такие устройства, если они правильно спроектированы и установлены, могут задерживать образование сплошных вихревых структур у передней кромки на верхней поверхности устройства и обеспечивать восстановление обтекания на крыле вдоль линии излома или шарнира. В результате крыло создает не только дополнительную подъемную силу, но и компоненты силы тяги.

Ниже рассматриваются результаты исследования, посвященного разработке дополнительного устройства у передней кромки, которое может улучшить в нерасчетных условиях аэродинамические характеристики толстого стреловидного крыла с кривизной и круткой, установленного на самолете, рассчитанном на большие дозвуковые и небольшие сверхзвуковые скорости полета. Это устройство, представляющее собой удлинительную пластину у передней кромки LEE (leading—edge extention), устанавливается у крыла вдоль разделяющей поток поверхности, называемой здесь псевдокритической поверхностью потока PSSS (pseudo-stagnation stream surface), связанной с расчетным коэффициентом подь-

емной силы безотрывного обтекания ($c_{yp} > 0$). Поверхность названа «псевдокритической», т. к. при ее пересечении с крылом не все компоненты скорости равны нулю (за исключением точки, находящейся на осевой линии, на поверхности стреловидного крыла не существует другой точки, где нулевой боковой скос потока, т. е. где $V_z = 0$).

PSSS — поверхность линий тока, которая делит набегающий поток на две области: область течения над верхней поверхностью крыла и область течения под нижней поверхностью. На рис. 2 схематически представлены два сечения PSSS, иллюстрирующие кривизну этой поверхности.

LEE является частью PSSS, и если она правильно определена, то не должна оказывать влияния на основные аэродинамические характеристики безотрывного обтекания при расчетном угле атаки α_p (α_p — угол атаки, соответствующий величине расчетного коэффициента подъемной силы). Однако при больших углах установки LEE будут возникать вихри в результате отрыва потока в точке излома (см. рис. 2). Этими вихрями можно управлять, оптимизируя форму LEE в плане путем изменения таких параметров, как ширина вдоль хорды, удлинение по размаху и угол стреловидности передней кромки. При правильно рассчитанной форме LEE в плане можно восстановить обтекание на верхней части передней кромки крыла или вблизи нее.

МЕТОДИКА РАСЧЕТА

Для того чтобы решить задачу расчета аэродинамически эффективной формы LEE в плане, разработана расчетная процедура, которая состоит из двух основных этапов:

1) аналитическое определение псевдокритической поверхности (PSSS) в условиях безотрывного обтекания крыла;

2) аналитическая оптимизация ширины вдоль хорды и формы в плане PSSS в условиях обтекания с отрывом. На этом этапе, по существу, определяются оптимальные размеры LEE для заданного крыла.

Окончательный вариант LEE считается оптимальным в этом исследовании, если будут выполнены следующие требования:

- 1) присутствие LEE на крыле не изменяет распределения давления, и поэтому аэродинамические характеристики крыла остаются такими же, как при расчетном коэффициенте подъемной силы; (крейсер. полет)
- 2) результирующее давление на LEE, создающее подъемную силу, близко к нулю (задаваемое значение) при расчетном коэффициенте подъемной силы;
- 3) сохраняются минимальная площадь в плане и длина хорды, особенно в области законцовки крыла, где и местная хорда крыла становится меньше;
- 4) пересечение LEE с крылом остается на нижней поверхности крыла.

АНАЛИТИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА

Для осуществления вышеупомянутой методики нужно было выбрать расчетные программы (т. е. аналитические средства) и исходное крыло. Для первого этапа расчетной процедуры было выбрано толстое крыло с закругленной передней кромкой,

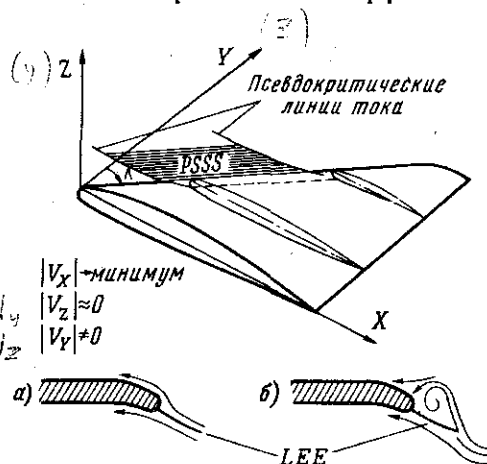


Рис. 2. Схематическое представление псевдокритического крыла и сечения по передней кромке крыла при наличии удлиняющей пластины (LEE):
 а — $\alpha = \alpha_p$; б — $\alpha > \alpha_p$