

Рис. 5. Сравнение зависимостей $C_L(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ для самолетов X-29Л и F-5А

пулю при углах атаки, больших 30° , тогда как подъемная сила для конфигурации F-5А без хвостового оперения продолжает расти до максимального значения, которое достигается при том же угле атаки, что и для конфигурации X-29Л. В диапазоне углов атаки, соответствующих наибольшим значениям подъемной силы ($\alpha=35^\circ$ – 40°) для крыла F-5А характерно срывное течение, в то время как на кондовых участках крыла X-29А течение еще остается присоединенным (рис. 6). Что касается продольной устойчивости для конфигурации без переднего горизонтального оперения, то важно отметить, что при больших углах атаки комбинация крыло—фюзеляж самолета X-29А является нейтрально устойчивой при отсутствии нелинейных эффектов. Такая весьма желательная линейная зависимость свойственна и конфигурации F-5А и поэтому не является особенностью, присущей только крылу с обратной стреловидностью.

Как и ожидалось, добавление переднего горизонтального оперения значительно увеличило подъемную силу конфигурации X-29А при всех

углах атаки, включая область наибольших значений. Повышенный вклад переднего горизонтального оперения в увеличение подъемной силы по сравнению с хвостовым оперением становится достаточно очевидным при сравнении приращений, создаваемых передним оперением X-29А и хвостовым оперением F-5А (рис. 7), при этом следует заметить, что площадь переднего оперения X-29А составляет 20% площади крыла, а площадь хвостового оперения F-5А составляет около 34% площади крыла, и дает значительно меньшее увеличение подъемной силы. Переднее горизонтальное оперение имеет несколько преимуществ по сравнению с хвостовым оперением. Расположенное перед крылом переднее горизонтальное оперение выигрывает от схода потока, создаваемого крылом, кроме того, значительная часть его вклада в подъемную силу происходит из-за эффекта благоприятной интерференции с крылом. Переднее горизонтальное оперение является элементом компоновки, сильно аэродинамически связанным с другими элементами, включая носовую часть фюзеляжа, крыло и вертикальное хвостовое оперение.

Значительная продольная неустойчивость самолета X-29А обусловлена в основном наличием выскоэффектиного переднего горизонтального оперения при определенном фиксированном угле его установки, что видно на рис. 5. При угле установки, близком к пулю, конфигурация с передним горизонтальным оперением имеет степень статической неустойчивости около 39% при углах атаки

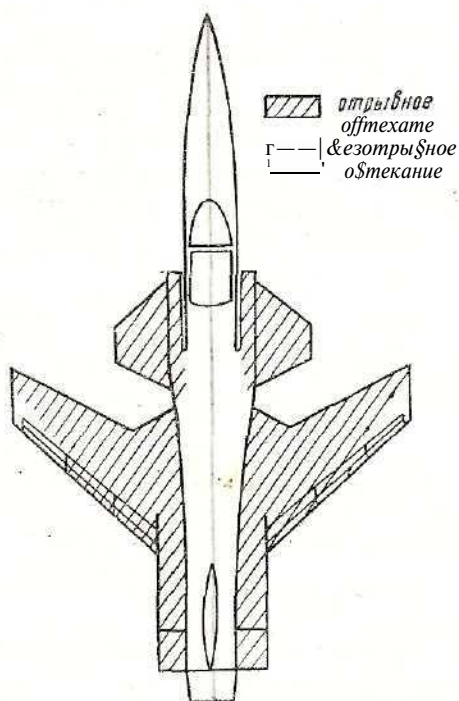


Рис. 6. Зоны с различным характером обтекания модели самолета X-29А при $\alpha=35^\circ$

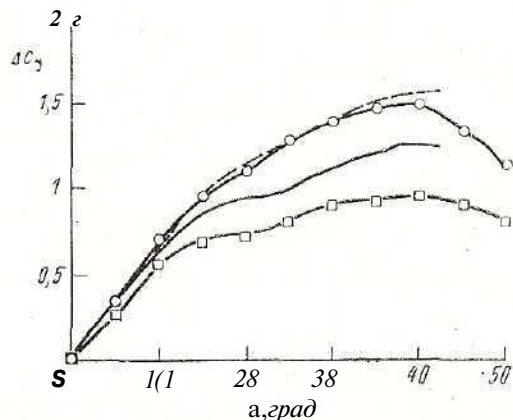


Рис. 7. Сравнение приращений ΔC_L создаваемых горизонтальным оперением самолетов X-29А и F-5А (обозначения те же, что и на рис. 5)