

ХАРАКТЕРИСТИКИ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ ИСТРЕБИТЕЛЯ X-29А С КРЫЛОМ ОБРАТНОЙ СТРЕЛОВИДНОСТИ ПРИ БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ*

Потенциальные преимущества концепции крыла с обратной стреловидностью известны еще с 1940-х годов. В то время было установлено, что стреловидность крыльев (как прямая, так и обратная) замедляет рост сопротивления при околозвуковых скоростях. Экспериментально было показано, что крыло обратной стреловидности имеет благоприятные ершные характеристики в том смысле, что срыв происходит сначала в центральной (корневой) части крыла и лишь затем на его концах, вследствие чего получаются более стабильные характеристики демпфирования по крону и обеспечивается боковая управляемость три штопоре. Однако от концепции крыла обратной стреловидности в то время отказались из-за большого увеличения веса, связанного с предотвращением дивергенции крыла обратной стреловидности, выполненного полностью из металлических материалов. Успешное использование слоистых композиционных материалов и выбор схемы армирования из условий аэроупругости показали, что крыло обратной стреловидности, не проявляющее тенденции к дивергенции, может быть спроектировано с небольшим увеличением веса или вовсе без этого увеличения. Для исследования реальных возможностей этого технического решения Управлением перспективных программ министерства обороны США (DARPA) были выделены средства на разработку экспериментального самолета, получившего обозначение X-29А, предназначенного для демонстрации в полете преимуществ крыла с обратной стреловидностью из композиционного материала в сочетании с другими техническими усовершенствованиями. Схема самолета показана на рис. 1.

Как часть программы исследований крыла обратной стреловидности, DARPA и НИЦ NASA мм. Лэнгли проводят совместную программу исследования характеристик сваливания и штопора этого нового самолета на больших углах атаки. Исследования аэродинамических характеристик при больших углах атаки проводились исходя из того, что тактический истребитель, обладающий достаточной боевой эффективностью, должен иметь соответствующий уровень безопасности и управляемости при больших углах атаки. Схема самолета X-29А включает ряд особенностей, которые делают ее интересной для исследований на больших углах атаки: 1) форма носовой части фюзеляжа, выбранная

из условий обеспечения устойчивости на больших углах атаки; 2) близкое расположение переднего оперения и крыла; 3) флапероны, расположенные по всему размаху крыла; 4) хвостовые щитки для повышения управляемости по тангажу; 5) цифровая электродистанционная система управления полетом.

Исследования самолета X-29А проводятся с привлечением большинства располагаемых центров им. Лэнгли экспериментальных установок, предназначенных для изучения проблем сваливания и штопора.

Ниже рассмотрены результаты исследований особенностей схемы самолета X-29А, которые оказывают основное влияние на аэродинамическую устойчивость при больших углах атаки. Особый интерес представляет носовая часть фюзеляжа в необычной схеме с передним оперением. Опыт исследований самолета F-5А имеющего аналогичную форму носовой части (удлиненную, заостренную, эллиптического поперечного сечения), показал, что аэродинамика носовой части фюзеляжа сильно влияет на устойчивость этого самолета на больших углах атаки практически независимо от формы крыла в плане. Форма носовой части самолета F-5А сыграла главную роль в обеспечении хороших противштопорных характеристик этого самолета. Схема самолета X-23Х дает уникальную возможность сопоставления характеристик на больших углах атаки двух самолетов (X-29А и F-5А), которые имеют одинаковые носовые части, но резко отличающиеся формы крыла и хвостовой части фюзеляжа, как показано на рис. 2. Такое сравнение позволяет глубже понять, какое влияние носовая часть фюзеляжа оказывает на характеристики всей компоновки, включая крыло, фюзеляж и оперение.

Исследования в аэродинамических трубах (АДТ) проводились с использованием двух моде-

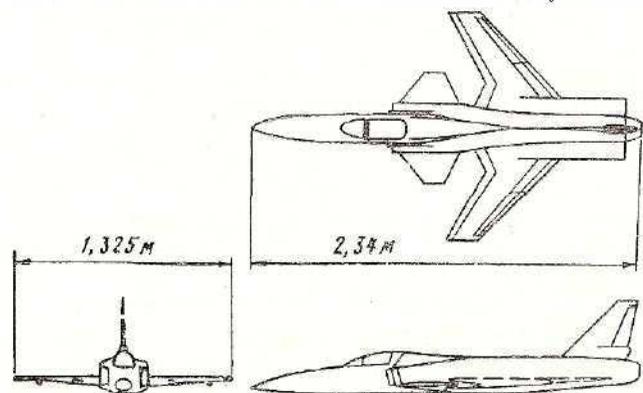


Рис. 1. Схема модели самолета X-29А

* Grafton S. B., Gilbert W. P., Groom M. A. and Murri D. G. High-angle-of-attack characteristics of a forward-swept wing fighter configuration.

AIAA Paper N 82-1322.