

Проведен и сравнительный анализ различных аэродинамических схем для данного самолета и оптимизация основных аэродинамических и компоновочных параметров самолета. Особое внимание уделялось обеспечению балансировки самолета и необходимых характеристик устойчивости и управляемости при работе системы УПС. Установлено, что при данных ограничениях наиболее эффективна балансировочная схема "триплан" с переставным передним горизонтальным оперением.

Применение нетрадиционной аэродинамической схемы и системы УПС позволило получить на взлетно-посадочных режимах коэффициент подъемной силы  $C_y = 4...5$ , обеспечивающего базирование на ВПП длиной менее 600 м при уменьшении площади крыла (с  $80 \text{ м}^2$  до  $53 \text{ м}^2$ ). Это привело к уменьшению массы конструкции (на 840 кг только для крыла) и к существенному улучшению эксплуатационных характеристик самолета.

#### ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СТАРТА С ВЕРТИКАЛЬНЫМ ПОЛОЖЕНИЕМ ФЮЗЕЛЯЖА ДЛЯ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА ВЕРТИКАЛЬНОГО УЛЬТРАКОРОТКОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ (СВ/УВП)

А.В.Продан

Научный руководитель – старший преподаватель М.Ю.  
Куприков

Московский государственный авиационный институт

С целью повышения летно-технических характеристик палубных маневренных СВ/УВП предлагается использование при взлете старта со специальной корабельной лафетной установки при вертикальном положении фюзеляжа самолета.

Проведен анализ влияния такого способа взлета на весовые и компоновочные характеристики самолета, а также на схему силовой установки. На основании исследования характеристик возможных типов силовых установок (СУ) предложена новая схема СУ, содержащая подъемно-маршевый двигатель и выносные форсажные камеры, размещенные на крыльях. Рассмотрены технические возможности реализации взлета.

Предлагаются конструктивно-компоновочные решения для палубного маневренного СВ/УВП, способного реализовать такой тип взлета. Рассмотренные технические решения, защищенные авторским сви-

детельством (№ ИВ67И7), позволяют увеличить массу целевой нагрузки в 2,36 раза по сравнению с существующими серийными СВ/УВП, снизить массу консолей крыла в 2 раза, уменьшить потери тяги при взлете на 15...20% за счет использования старта с вертикальным положением фюзеляжа.

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ УЗЛОВ ТРЕНИЯ НА ЭТАПЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

С.В.Морозов

Научный руководитель – профессор В.И.Бутенко

Таганрогский государственный радиотехнический  
университет

Установлена функциональная связь допусков на изготовление  $T_u$  и износ  $T_{из}$  деталей узлов трения летательных аппаратов в зависимости от срока службы  $T_{сл}$ , которая может быть использована разработчиками на этапе проектирования. При выводе зависимости учтены возможные колебания величины износа деталей в партии вследствие рассеяния физико-механических свойств материала сопряженных поверхностей деталей. Выведена формула определения величины износа детали  $T_{из}$  в зависимости от условий эксплуатации узла трения и показано, как величина этого допуска должна учитываться при расчете размерной цепи всего узла машины.

Величина допуска на износ  $T_{из}$  связана со скоростью изнашивания поверхности детали  $\Delta U$  определенной зависимостью, вследствие чего становится возможным определение надежности узлов трения на этапе проектирования летательных аппаратов. По результатам выполненных исследований разработан порядок проведения структурного анализа надежности узлов трения, включающий прогнозирование кривых распределения наработок до первого отказа. Получены расчетные формулы для определения срока службы узла трения  $T_{сл}$  при заданных условиях эксплуатации и требуемой вероятности безотказной работы  $P(t)$ .

Составлен алгоритм и написана программа расчета показателей надежности узла трения (срока службы  $T_{сл}$ , вероятности безотказной работы  $P(t)$ , наработки до отказа и т.д.) на этапе проектирования летательных аппаратов. В качестве исходных данных

приняты: физико-механические свойства материалов сопряженных