

Новые научно-технические разработки

Институт проблем риска

БОРТОВАЯ АНАЛИТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РИСКАМИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА

Контактная информация: 140108, Московская область, г. Раменское, ул. К. Маркса, 5
тел. (+7495) 748-96-30, zhivetin@bk.ru (Живетин Владимир
Борисович, д.т.н., профессор, ректор Института проблем риска)

Функции системы и контролируемые параметры

Цель системы аэромеханического контроля – обеспечить минимальную величину вероятности катастрофы и, прежде всего сваливания, в различных режимах полета

- **1. Контроль параметров**
 1. α_k — угол атаки крыла;
 2. V_k — скорость воздушного потока, обтекающего крыло;
 3. m — масса самолета в полете;
 4. X_T — центр тяжести самолета в полете;
 5. β — угол скольжения вертикального оперения;
 6. Y — подъемная сила крыла.
- **Функции системы**
 2. Измерение в нестандартных условиях полета:
 - а) в турбулентной среде;
 - б) при пространственных маневрах;
 - в) в условиях близости Земли.
 3. Ограничение и предотвращение критического режима полета по: α_k , V_k , m , X_T , Y , X в статике и динамике, т. е. в нестандартных условиях полета.

Преимущества системы

- Повышение эффективности применения авиационной техники путем расширения диапазона изменения параметров траектории.
- Контроль при реализации пространственно-динамических режимов полета в широком диапазоне.
- Повышение надежности пилотирования на границе критической скорости полета, например, при полете в условиях мощных потоков воздуха.

Обоснование необходимости системы

- Особенности аэродинамической компоновки современных самолетов обусловили многообразие видов неустойчивостей движений при сваливании и штопоре. Сложность управления и контроля обусловлена **резкостью сваливания, колебательностью, интенсивностью вращения и большими скоростями снижения в штопоре**. Все это требует от летчика быстрого определения характера режима и четких, правильных действий по выводу из сваливания. Многообразие режимов штопоров, ухудшение ориентировки в сложных условиях критического режима полета затрудняет распознавание вида движения, что усложняет обеспечение вывода из критического полета.
- По этим причинам **воздушные суда должны быть оборудованы бортовой системой обеспечения безопасности полетов* для предотвращения сваливания и вывода самолета из штопора.**

Базовой основой этой системы является система аэромеханического контроля (САК-*Zh*), на которую получен патент «Аэромеханический способ измерения воздушно скоростных параметров траектории полета и устройство для его существования»

Теоретические основы функционирования системы

- В основу построения системы аэромеханического контроля положены новые функциональные зависимости между перепадом давления, возникающем при полете на верхней и нижней несущей поверхности (крыла, горизонтального и вертикального оперения) воздушного судна и полем аэродинамических сил, таких как C_y , Y , X , C_z крыла, вертикального оперения, полученные теоретическим и подтвержденные экспериментальным путем в процессе продувок и летных испытаний.
- Таким образом, система осуществляет:
 - измерение параметров состояния воздушного судна, подлежащих ограничению из условия безопасности полета;
 - определяет критические (допустимые) значения ограничиваемого параметра с учетом возмущающих факторов, обуславливающих риск полета воздушного судна.
- Работа системы основана на контроле параметров, создаваемых воздушным потоком в виде поля сил аэродинамического давления на несущих поверхностях воздушного судна. При этом создаются условия контроля пространственных динамических режимов полета, когда реализуются нестандартные условия обтекания, контроль которых с помощью существующих систем с целью идентификации области опасных и безопасных состояний воздушного судна невозможен. Так, например для предотвращения критических состояний воздушного судна, а в итоге катастроф, необходимо контролировать угол атаки крыла α_k и скорость воздушного потока, обтекающего крыло V_k . Отметим, что современные средства не обеспечивают такого контроля. Они обеспечивают измерение не угла атаки крыла, а угол, образуемый воздушным потоком и горизонтальной осью самолета. Аналогично измеряются не скорость обтекания крыла V_k , а скорость набегающего на приемник, установленный на фюзеляже параллельно строительной горизонтали фюзеляжа, воздушного давления.

Конструкция системы

Отличительной особенностью системы является использование новейших научно-технических разработок, в том числе в области электронной техники.

- Конструктивно система включает:
 - датчики перепадов давления (ДПД), установленные в специальных блоках,
 - блок согласования и преобразования: аналог-код (число),
 - блок управления, вычисления и анализа,
 - указатели измеренных и допустимых значений контролируемых и ограничиваемых параметров.
- При этом синтез и анализ системы разработан так, что позволяет учитывать особенности взаимосвязи и взаимовлияния двух систем контроля и управления, формируемых
 - экипажем воздушного судна т. е. рассматривается человеческий фактор, в том числе, ошибки интеллектуальной деятельности человека;
 - системой аэромеханического контроля.

Рекомендации

- Разрабатываемая система получила высокую оценку ведущих ОКБ в области авиастроения и вертолетостроения:
 - ОКБ им. С.В. Ильюшина,
 - ОКБ им. А.Н. Туполева,
 - Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ),
 - ОКБ им. Миля,
 - ОКБ им. Камова,
 - ММЗ «Скорость»,
 - ОКБ им. Сухого.

Возможности системы

- Система позволяет измерять массу m и положение центра тяжести X_T самолета в полете, что обеспечивает минимальный расход топлива, т. е. минимизацию экономических расходов, поскольку для оптимизации дальности полета требуется механизм управления X_T .
- Измеряет воздушную скорость потока ($V_{возд}$), обтекающего крыло, в том числе при маневрах, т. е. пространственных режимах полета. Преимущества проявляются особенно при посадке, при резкой смене турбулентного потока со встречного на попутный (аналогов не существует).
- Измеряет угол атаки крыла самолета, в том числе при маневрах, т. е. при различных режимах полета на низких высотах (аналогов не существует).
- Система позволяет рассматривать контроль флаттера в различных условиях и режимах полета.
- Применение системы позволяет повысить качество стабилизации самолета, обеспечивая инвариантность (независимость) координат самолета относительно внешних возмущений.

Далее указанные преимущества системы рассмотрены более подробно.

Измерение массы и положения центра тяжести

- Преимущества предлагаемой весобалансировочной системы (ВБС).
Современные ВБС позволяют контролировать m и X_T не только на стоянке, но и в полете, а также учитывать расход топлива, сброс грузов. Особенно велика роль ВБС для сверхзвуковых самолетов. Так, при их отсутствии в результате балансированных потерь дальность полета самолета на сверхзвуковых режимах снижается на 10÷20%.
Особо высокие требования к надежности и достоверности информации о m и X_T представляются к перспективным авиационным системам: активного управления, обеспечения аэродинамической устойчивости при полетах с предельно задними и нейтральными центровками с целью существенного повышения маневренных возможностей. При этом в большинстве технических условий на такие системы предъявляются достаточно жесткие требования к погрешности вычисления и информации фактического значения X_T — не более 0,3÷0,5% средней аэродинамической хорды (САХ), а по весу — не более 1,5÷3,0 % от измеряемой величины. При этом значения предельно-передней и предельно-задней центровки должны быть вычислены с погрешностью не более 0,15% САХ.
Современные ВБС определяют m и X_T и контролируют выработку топлива и корректируют значения m и X_T с погрешностями, превышающими допустимые.

Измерение скорости потока

- Система позволяет измерять скорость воздушного потока, обтекающего крыло, в том числе при маневрах, т. е. при пространственных неустановившихся режимах полета, когда возникают нестандартные условия обтекания несущих поверхностей, что является преимуществом, например, при посадке, при резкой смене турбулентного потока со встречного на попутный (**аналогов не существует**).

Измерение угла атаки самолета

- Система позволяет измерять угол атаки крыла самолета, в том числе при маневрах, т. е. при пространственных неустановившихся режимах полета, в том числе, на низких высотах полета, когда возникают нестандартные условия обтекания несущих поверхностей (**аналогов не существует**). Преимущества на посадке при полете на малой высоте, когда измеряется угол атаки крыла $\alpha_{кр}$ самолета или коэффициент подъемной силы крыла $C_{y\ кр}$.
- Особую важность приобретают эти параметры при попадании в грозовой поток, когда самолет резко меняет угол атаки крыла и воздушной скорости потока, обтекающего крыло. Здесь возникает наложение потока, переменного по величине и направлению, а также пространственное вращение самолета.

Контроль флаттера

- Система позволяет контролировать флаттер в различных условиях и режимах полета.

Преимущества:

1. Повышение надежности пилотирования на границе критической скорости полета, например, при полете в условиях турбулентной атмосферы, создающей мощные потоки воздуха.
2. Контроль при динамическом изменении параметров в широком диапазоне.
3. Повышение эффективности путем расширения диапазона скоростей полета посредством управляющих воздействий.

Стабилизация самолета

- Применение системы позволяет повысить качество стабилизации самолета, обеспечивая инвариантность (независимость) координат самолета относительно внешних, в том числе турбулентных возмущений.
- На рис. 1 приведены графики изменения угла крена γ , угла скольжения β_n , угла рыскания ψ и координаты центра масс z_g в переходном процессе предлагаемого закона регулирования. Для сравнения на рис. 2 приведены графики переходных процессов летательного аппарата с существующим автопилотом.

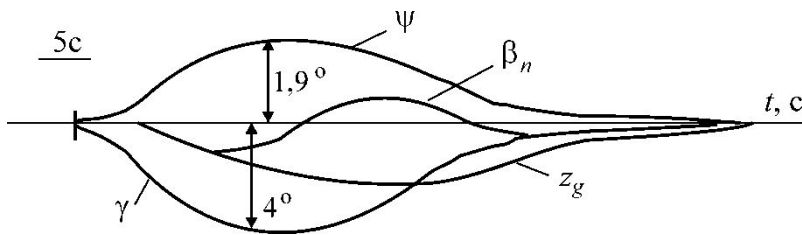


Рис. 1

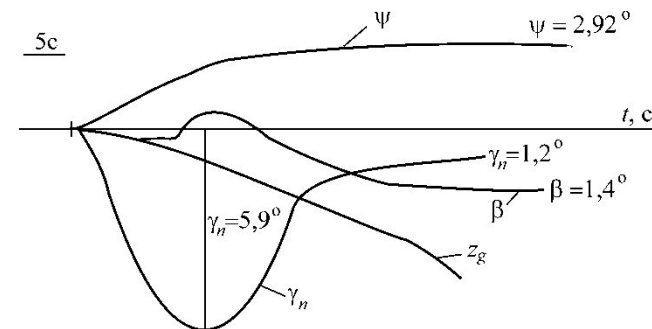


Рис. 2