



ГУАП

Государственный университет
аэрокосмического приборостроения

МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ САМОЛЕТА В РЕЖИМЕ СКОРОСТЕЙ ОТ 0,85М до 2,5М

**ПРЕЗЕНТАЦИЮ ВЫПОЛНИЛ
студент 1 курса факультета СПО
группы С802 (12.02.01)
Малахов Сергей**

1. Продольная устойчивость самолета и его аэродинамический фокус.

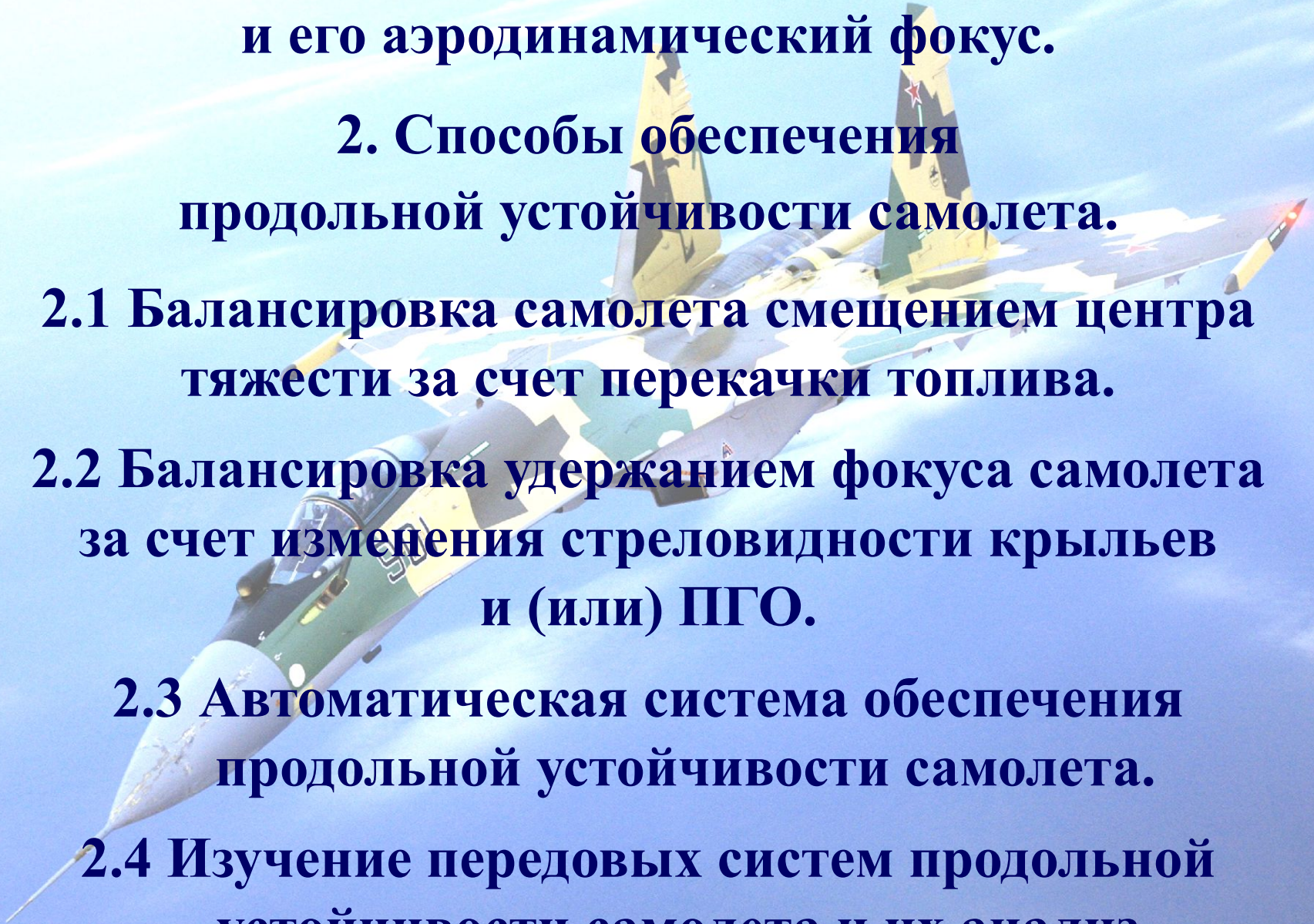
2. Способы обеспечения продольной устойчивости самолета.

2.1 Балансировка самолета смещением центра тяжести за счет перекачки топлива.

2.2 Балансировка удержанием фокуса самолета за счет изменения стреловидности крыльев и (или) ПГО.

2.3 Автоматическая система обеспечения продольной устойчивости самолета.

2.4 Изучение передовых систем продольной устойчивости самолета и их анализ.



2.5 Компьютерное моделирование смещения центра тяжести самолета при полетах на скоростях 0,85М – 2,5М.

2.6 Компьютерное моделирование возможности удержания аэродинамического фокуса самолета путем изменения стреловидности крыла и (или) ПГО.

2.7 Испытание модели самолета в масштабе 1/16 во всех диапазонах скоростей и остатка топлива в аэродинамической трубе.


3. Техническое задание на разработку цифроаналоговой системы управления продольной устойчивостью.

4. Заключение.



ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

- это способность самолета сохранять и восстанавливать заданное продольное равновесие. Самолет считается устойчивым в продольном отношении, если в результате продольного нарушения равновесия (изменения угла атаки и (или) скорости возникают восстанавливающие моменты.

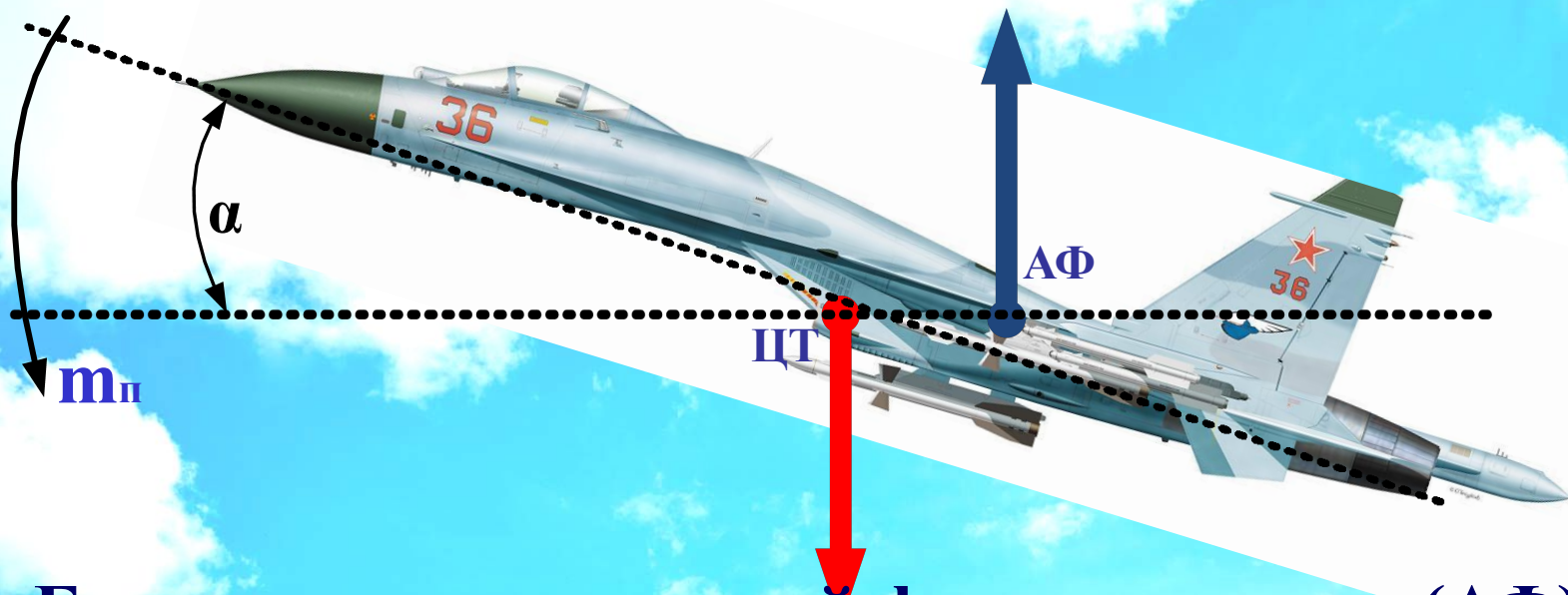


A photograph of an Air France Concorde in flight, viewed from a low angle. The aircraft is white with blue and red stripes on the tail and "AIR FRANCE" written on the fuselage. The registration number "F-BTSD" is visible on the tail. The background is a blue sky with white clouds. On the left side of the image, there is a vertical bar with a blue top half and an orange bottom half.

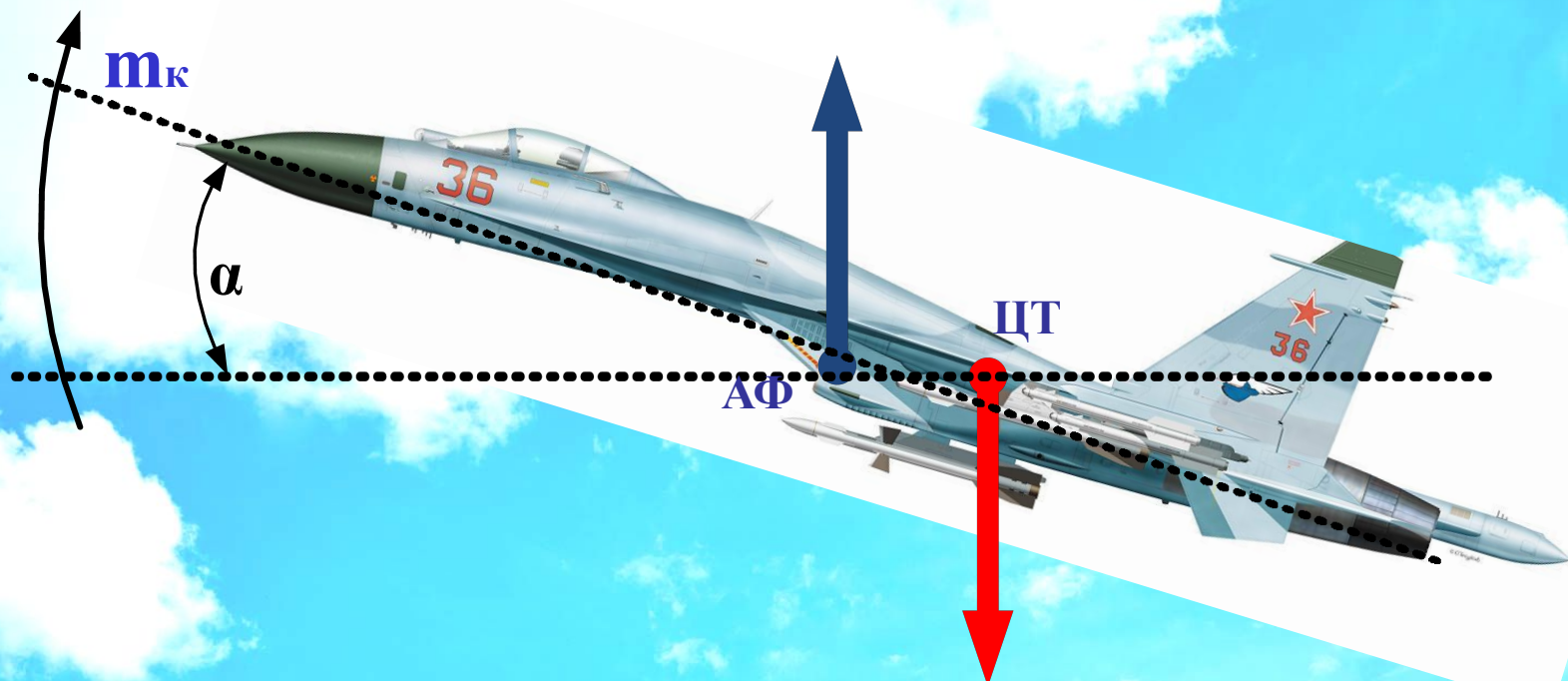
Основной причиной потери продольной устойчивости самолета является смещение его аэродинамического фокуса относительно центра тяжести самолета.

Аэродинамический фокус самолета

это точка приложения вектора прироста подъемной силы, вызванного изменением угла атаки.



Если аэродинамический фокус самолета ($A\Phi$) располагается за центром тяжести по направлению потока, то на увеличение угла атаки α самолет реагирует созданием пикирующего момента $m_{\text{п}}$, то есть стремится возвратиться к исходному режиму полета. Такие самолеты являются устойчивыми.



Если аэродинамический фокус самолета (АФ) располагается перед центром тяжести по направлению потока, то на увеличение угла атаки α самолет реагирует созданием дополнительного кабрирующего момента m_k . Такие самолеты являются не устойчивыми.

СПОСОБЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ САМОЛЕТА

Для сохранения задонной степени устойчивости при переходе на сверхзвуковую скорость и обратно необходимо сместить центр тяжести по направлению потока на такое же расстояние, на какое смещается фокус, тем самым сохраняя величину плеча продольного момента $M_{п/к}$, либо пытаться оставить на месте фокус самолета.

Указанное возможно за счет изменения стреловидности крыла, переднего горизонтального оперения (ПГО) и (или) за счет перегонки топлива из одних топливных отсеков в другие.

БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА СМЕЩЕНИЕМ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ ЗА СЧЕТ ПЕРЕКАЧКИ ТОПЛИВА



Данная схема балансировки нашла применение на СПС Ту-144, "Concorde" и сверхзвуковом бомбандировщике-ракетоносце Ту-160.

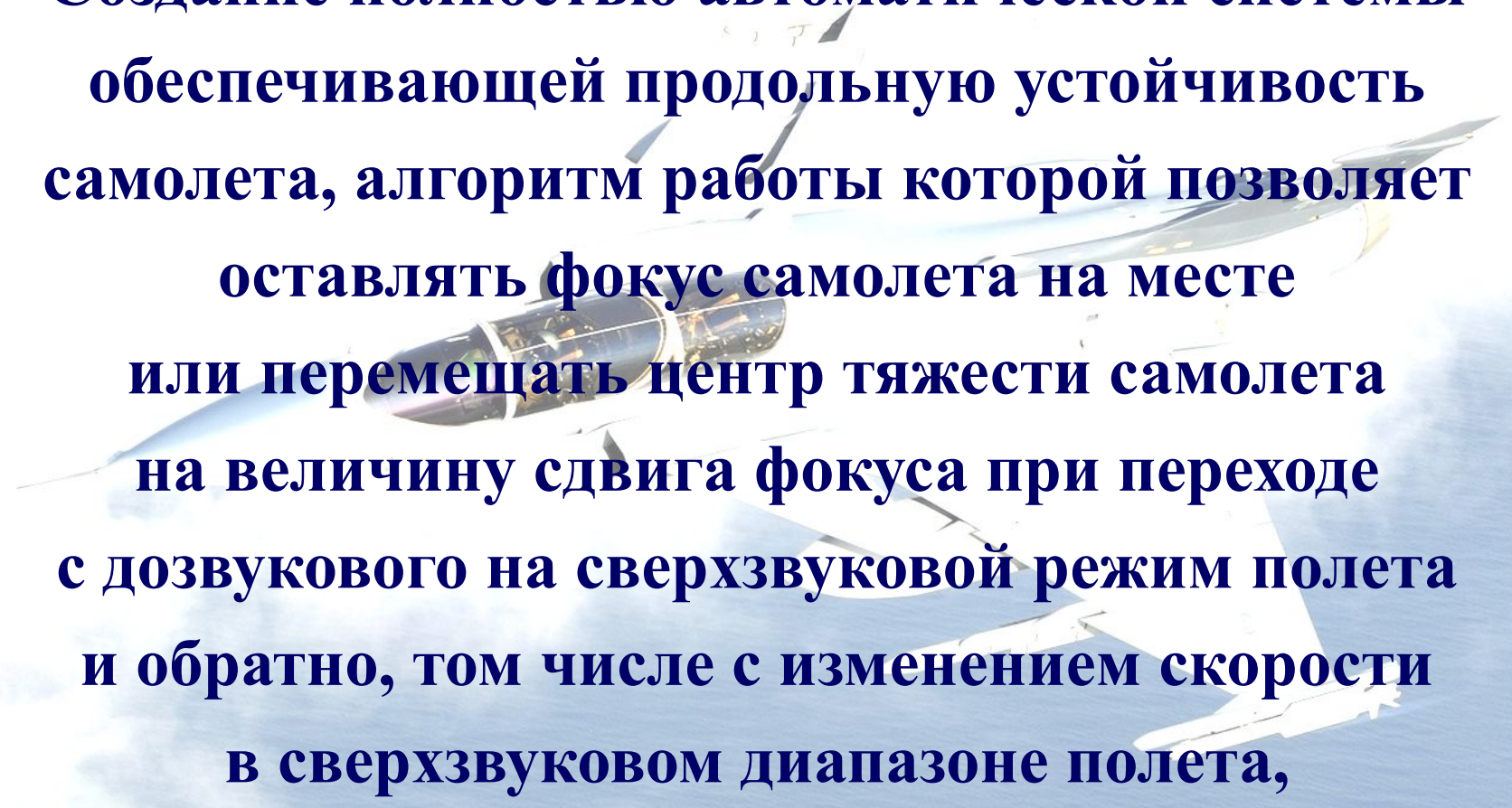
БАЛАНСИРОВКА УДЕРЖАНИЕМ ФОКУСА САМОЛЕТА ЗА СЧЕТ ИЗМЕНЕНИЯ СТРЕЛОВИДНОСТИ ГРЫЛЬЕВ И (ИЛИ) ПГО



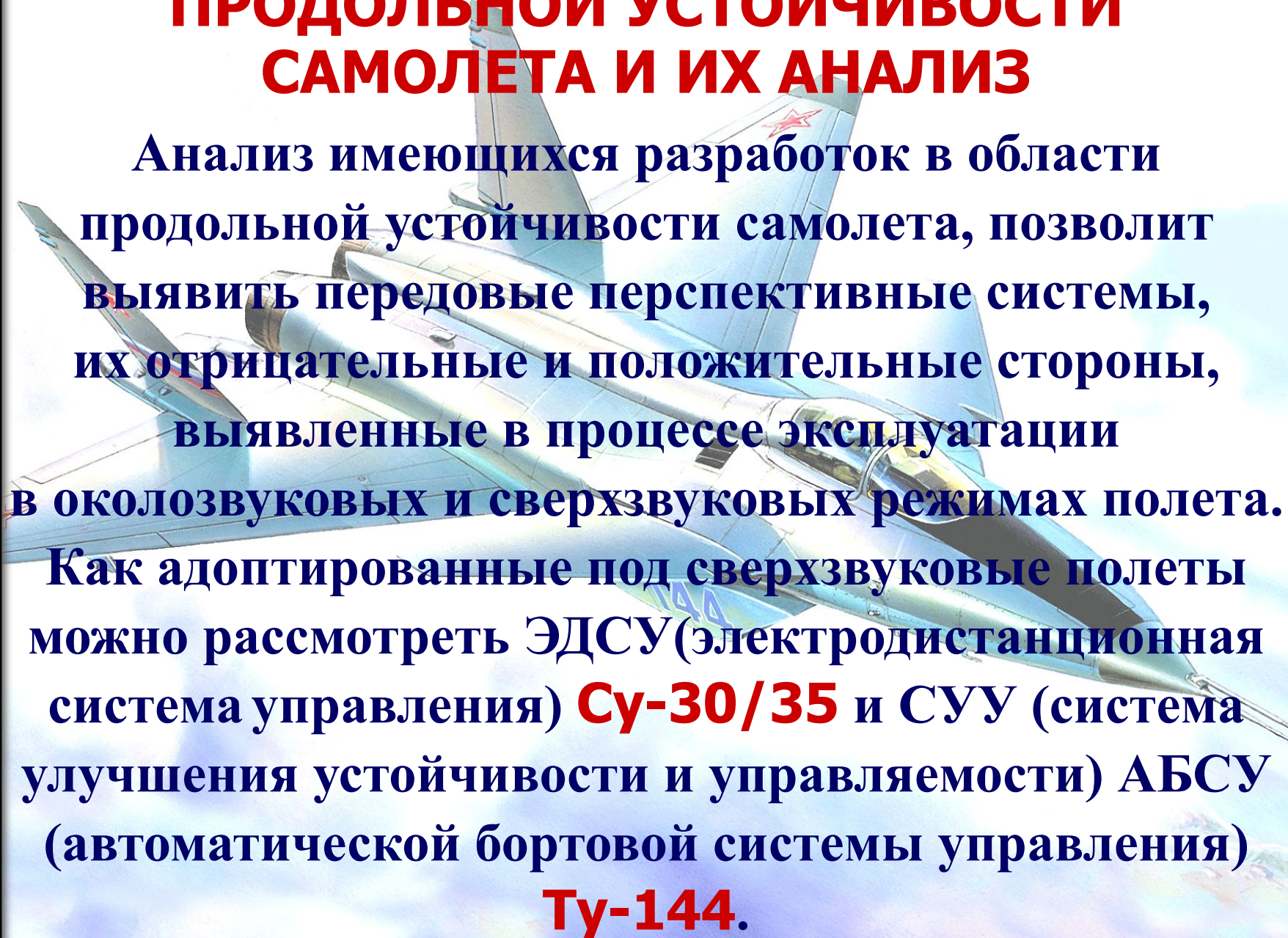
Для оставления фокуса самолета неизменным или его минимального сдвига необходим алгоритм смещения ПГО и (или) изменения стреловидности крыльев во всем скоростном диапазоне полета.

АВТОМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ САМОЛЕТА

Создание полностью автоматической системы обеспечивающей продольную устойчивость самолета, алгоритм работы которой позволяет оставлять фокус самолета на месте или перемещать центр тяжести самолета на величину сдвига фокуса при переходе с дозвукового на сверхзвуковой режим полета и обратно, том числе с изменением скорости в сверхзвуковом диапазоне полета, неотъемлемая часть авионики СПС-2 и военных самолетов поколения 6++ / 7.



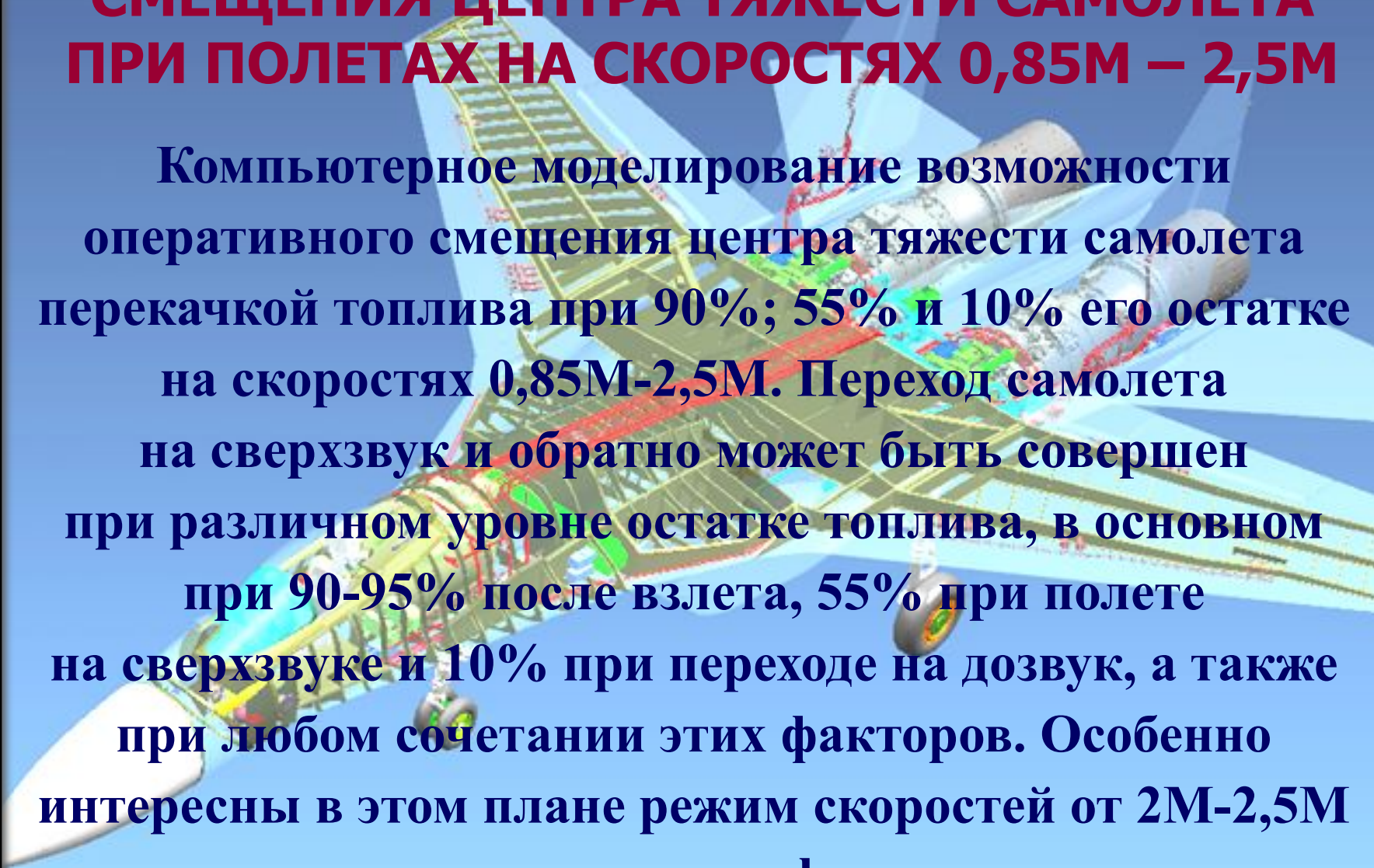
ИЗУЧЕНИЕ ПЕРЕДОВЫХ СИСТЕМ ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ САМОЛЕТА И ИХ АНАЛИЗ



Анализ имеющихся разработок в области продольной устойчивости самолета, позволит выявить передовые перспективные системы, их отрицательные и положительные стороны, выявленные в процессе эксплуатации в околозвуковых и сверхзвуковых режимах полета. Как адаптированные под сверхзвуковые полеты можно рассмотреть ЭДСУ (электродистанционная система управления) **Су-30/35** и СУУ (система улучшения устойчивости и управляемости) АБСУ (автоматической бортовой системы управления) **Ту-144**.

КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СМЕЩЕНИЯ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ САМОЛЕТА ПРИ ПОЛЕТАХ НА СКОРОСТЯХ 0,85М – 2,5М

Компьютерное моделирование возможности оперативного смещения центра тяжести самолета перекачкой топлива при 90%; 55% и 10% его остатке на скоростях 0,85М-2,5М. Переход самолета на сверхзвук и обратно может быть совершен при различном уровне остатке топлива, в основном при 90-95% после взлета, 55% при полете на сверхзвуке и 10% при переходе на дозвук, а также при любом сочетании этих факторов. Особенно интересны в этом плане режим скоростей от 2М-2,5М и режим кратковременного форсажа с переходом на сверхзвук при 10-15% остатке топлива.



КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ УДЕРЖАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ФОКУСА ПРИ НАИМЕНЬШЕМ СМЕЩЕНИИ ЦЕНТРА МАСС ПУТЕМ ИЗМЕНЕНИЯ СТРЕЛОВИДНОСТИ КРЫЛА И (ИЛИ) ПГО

Изменение стреловидности крыла свойственно для военной авиации. При переходе с дозвукового режима на сверхзвуковой и обратно изменение стреловидности крыла наиболее интенсивно. Режим сверхзвукового полета на скоростях от 1М до 2,5М и выше изменение стреловидности крыла менее заметно, но вызывает интерес в связи с дополнительным резким изменением «волнового сопротивления», что в условиях сверхзвука сказывается на управляемости самолета.

ПРОВЕДЕНИЕ ИСПЫТАНИЯ МОДЕЛИ САМОЛЕТА В МАСШТАБЕ 1/16 ВО ВСЕХ ДИАПАЗОНАХ СКОРОСТЕЙ И ОСТАТКА ТОПЛИВА В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

Полученные при компьютерном моделировании данные подлежат уточнению и проверке путем обдувания модели самолета в аэродинамической трубе. Результаты обдува позволят при необходимости скорректировать программы компьютерного моделирования. Кроме того натурное моделирование путем изменения аэродинамики самолета (изменение внешнего облика) позволит скорректировать решение задач по продольной устойчивости.

ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ НА РАЗРАБОТКУ ЦИФРОАНАЛОГОВОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТЬЮ

На основе полученных данных моделирования и натурных испытаний модели, ТТХ и конструкции самолета необходимо составление технического задания на разработку цифроаналоговой системы управления продольной устойчивостью самолета с трехкратным резервированием и вероятностью отказа с опасными последствиями - не более 10^{-7}

Цифроаналоговая система представляет собой комплекс аналоговых и цифровых датчиков, исполнительных механизмов и компьютера обработки данных для выдачи команд на исполнительные механизмы.

Техническое задание представляет собой глубоко эшелонированный свод требований к техническому объекту (системе) в котором заложен:

- алгоритм функционирования;
- климатическое исполнение;
- перегрузочная способность;
- требования по электропитанию;
- требования по гидропневматическому питанию;
- температурный режим функционирования;
- измеряемые величины (данные);
- пределы чувствительности (точности снятия показаний и исполнения линейно-угловых величин);
- скорость реакции на изменение входных данных;
- вероятность отказа и степень резервируемости, а также многие другие.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенное исследование методов обеспечения продольной устойчивости самолета, математическое (компьютерное) моделирование процессов происходящих в диапазоне скоростей от $0,85M$ до $2,5M$ с последующем натурным обдувом модели самолета в аэродинамической трубе позволяет сделать вывод, что создание алгоритма и функции комплексного изменения параметров летального аппарата возможно.

Варианты конструкторских решений и выявление трудностей, которые могут возникнуть при эффективном маневрировании на сверхзвуковых скоростях предоставят дополнительные данные для разработки автоматической системы обеспечивающей продольную устойчивость самолета.

НАИБОЛЕЕ ИЗВЕСТНЫЕ СВЕРХЗВУКОВЫЕ САМОЛЕТЫ

(с автоматическими системами управления устойчивостью)

