

В первом алгоритме по измерениям текущего курса БПЛА определяется ошибка по курсу относительно заданной траектории, а также отклонение от нее. Устранение ошибки по курсу осуществляется пропорциональным регулятором с помощью координированного разворота, а отклонения от траектории с помощью нечеткого регулятора. При этом лингвистическими переменными являются отклонение от траектории и управляющий сигнал, которые принимают два значения: «Отрицательно», «Положительно». Они в свою очередь являются нечеткими переменными и изменяются в некотором диапазоне числовых значений. Для выполнения дефазификации используется метод среднего центра.

Во втором алгоритме наведение БПЛА на заданную траекторию и движение по ней осуществляется без использования гироскопа по измерениям от GPS. В этом случае сближение БПЛА с заданной траекторией проводится после выполнения некоторого маневра. Робастное свойство предложенного алгоритма обеспечивает высокую точность воспроизведения заданной траектории, в том числе, при наличии ветровых воздействий.

Движение по заданным траекториям осуществляется с помощью системы стабилизации. Предложены способы синтеза ПИД-регуляторов каналов управления с использованием частотного метода на основе расширенного критерия Найквиста, а также метода пространства состояний с помощью линейных матричных неравенств при учете ограничений на управление, фазовые координаты и ветровые воздействия.

Рассматривается задача оценивания положения БПЛА в земной системе координат, движущегося по заданной траектории, при прерывании сигналов телеметрии. Для повышения точности прогнозных оценок в процессе нормального полета осуществляется косвенная оценка влияния фонового ветра на положение БПЛА в земной системе координат. Определение прогнозных оценок проводится с помощью построения эволюционного эллипсоида на основе метода матричных систем сравнения при наличии возмущений.

Для проверки работоспособности предложенных алгоритмов проведено моделирование нелинейной модели БПЛА с использованием пакета Aerosonde, которое подтвердило их эффективность.

МЕТОДОЛОГИЯ АНАЛИЗА ОГРАНИЧЕНИЙ ДЛЯ ПОИСКА ОПТИМАЛЬНОГО РЕШЕНИЯ В ПРОЦЕССЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛА.

© 2012 Т.Р.Гафуров, А.Г.Разумов

Научный руководитель: В. Г. Гайнутдинов, профессор техн. наук
(Казанского Национального Исследовательского Технического Университета
им. А.Н.Туполева - КАИ, Казань)

Constraint analysis allows an aircraft designer to make much more intelligent choices about aircraft configuration, engine size, etc. These choices involve choosing a design point, specific values of T_{SL} / W_{TO} and W_{TO} / S from within the solution space which the aircraft concept will be designed to achieve. If the analysis is reasonably accurate, then a design that achieves the specified thrust and wing loading values will meet the design requirements.

Фундаментальная теория, на которой базируется анализ ограничений – это энергетическая теория (кинетическая и потенциальная) самолетов и связана с понятием избыточной мощности (*excesspower*) P_s : $P_s = [(T - D)/W]V$, (1)

где вес = $W = Mg$, сила тяги = T , сила сопротивления = D , скорость полета = V .

Избыточная мощность может быть использована на набор высоты dh/dt или ускорение $[V/g] \cdot [dV/dt]$ самолета в отдельности или в комбинации в пределах

ограничений избыточной мощности:
 $P_s = [T/W - D/W]V = dh/dt + [V/g][dV/dt]$ (2)

Это уравнение может быть преобразовано для определения связи между тягой и нагрузкой на крыло T/W , W/S . Это осуществляется представлением силы сопротивления в форме: $D = C_D \rho q S$ и коэффициента сопротивления: $C_D = C_{D0} + k_1 C_L^2$ и записи коэффициента подъемной силы C_L в виде $C_L = nW/qS$:
 $T/W = [C_{D0}q/(W/S) + k_1 n^2 (W/S)/q] + (1/V)dh/dt + [(1/g)[dV/dt]$ (3)

где $q = 0,5\rho V^2$ - скоростной напор, $n = L/W$ - коэффициент перегрузки.

Относительная тяга (*thrusttoweightratio*) T/W может быть нормирована, для различных условий полета по отношению к эквивалентной статической тяге на уровне моря (*equivalentsea-levelstaticthrust*) и максимальной массе. Это делается применением следующих коэффициентов:

$$\text{thrust_laps_rate} = \alpha = T/T_{SSL} \quad \text{и} \\ \text{aircraft_weight_fraction} = \beta = W/W_{TO}$$

T/W - тяга и вес для текущих условий; T_{SSL} - суммарная статическая тяга на уровне моря *staticsea-leveltotalenginethrust*; W_{TO} - взлетный вес самолета (*take-offweight*).

Преобразуя приведенное выше уравнение (T/W) и вводя параметры α и β , получим:

$$\frac{T_{SSL}}{W_{TO}} = \frac{\beta}{\alpha} [\frac{q}{\beta} C_{D0} / (\frac{W_{TO}}{S}) + k_1 n^2 (\frac{W_{TO}}{S}) / (\frac{q}{\beta})] + (1/V)dh/dt + (1/g)(dV/dt)$$
 (4)

Характеристики двигателя и самолета в форме коэффициента сопротивления C_{D0} и k_1 , массы (веса) W , скорости V , высоты/плотности ρ , нормального ускорения n определяются как константы для определенного сегмента полета.

Очевидно, это может быть грубая оценка, так как многие константы подвержены влиянию размеров самолета и двигателя и полетных характеристик, но при этом можно использовать итерационный процесс для уменьшения ошибок после того, как критические константы будут определены.

Каждое из ограничений может быть проанализировано с помощью приведенного выше уравнения (т.е. постоянный темп набора высоты в 2.4% может быть установлен, когда последнее слагаемое уравнения приравнять нулю $[1/g][dV/dt] = 0$, а предпоследнее $\frac{dh/dt}{V} = 0,024$).

Результирующее выражение может быть разрешено относительно (T/W) с использованием увеличивающихся значений (W/S) как входных переменных. Результаты сводятся в график, в котором можно определить границу области возможных проектных параметров.

График, показанный на Fig. 2.7 определяет пределы проектных ограничений по W_{TO}/S и T_{SSL}/W_{TO} . Область, над и между ограничивающими линиями, определяет возможное поле проектных параметров. Любая комбинация W_{TO}/S и T_{SSL}/W_{TO} в этой области допустима, но лучший проект будет располагаться ниже и правее на этой диаграмме.

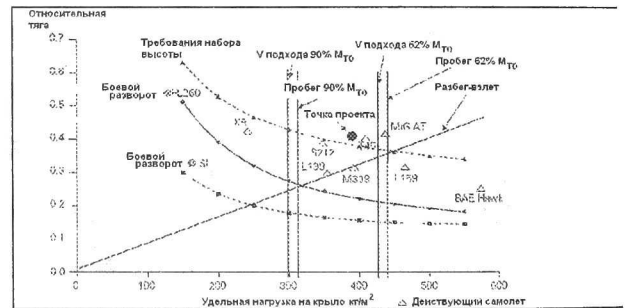
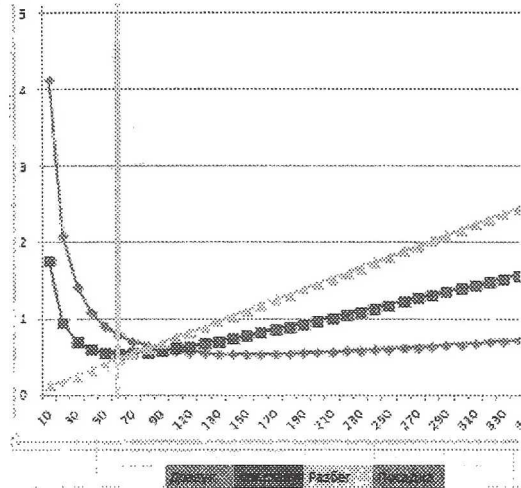


Fig. 2.7 Диаграмма ограничений (пример)

Представленный анализ ограничений есть примерный (предварительный) аналитический инструмент, который, однако, не может легко учесть изменения в базовой геометрии самолета (как удлинение крыла), но позволяет установить некоторые ограничения резко влияющие на проектную компоновку. Например, если вертикальные линии на Fig. 2.7 (ограничения на скорость подхода), располагались бы близко к левому краю диаграммы, они бы поглотили значительную часть поля проектных параметров. Это также сделает два нижних ограничения неэффективными.

Второй целью для диаграммы ограничений – это совместное использование данных с нагрузкой на крыло и тягой из списка самолетов, показанных на Fig. 2.7.

Используя все вышеизложенное, нами был произведен расчет для самолета ВВС США F-16 и получена диаграмма ограничений:



СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Jenkinson L.R., Marchman J.F. Aircraft Design Projects for Engineering Students. – Butterworth-Heinemann An imprint of Elsevier Science Linacre House, Jordan Hill, Oxford OX2 8DP 200 Wheeler Road, Burlington MA., 2003. – 371 с.

МОДЕЛИРОВАНИЕ КОНСТРУКЦИИ, КИНЕМАТИЧЕСКИХ И ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ "ВИРТУАЛЬНОГО ДВС" С ВЫХОДОМ НА ПРОЧНОСТНОЙ АНАЛИЗ*

© 2012 Гвоздев А.С., Мелентьев В.С.

ГОУ ВПО Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет), Самара

In this paper, the technique of creating a "virtual engine". The first step is the calculation of the indicator diagram is used. How to create three-dimensional model and its analysis is performed shall be considered a finite-element model of the gas-dynamic processes in the cylinder combustion engine based, kinematic, dynamic and strength calculations, as well as specialized calculations, such as vibration (nodes suspension, shafts, bearings), and auxiliary units. Isintegratedina "virtualcar".

В работе представлена методика создания "Виртуального ДВС", применяемая для проектирования на предприятиях двигателей внутреннего сгорания (ДВС) различных типов, разработанная и внедрённая в учебный процесс на факультетах СГАУ.

Начальной точкой проектирования являются требуемые параметры рабочего цикла двигателя, реализованные в виде индикаторной диаграммы (рис. 1)

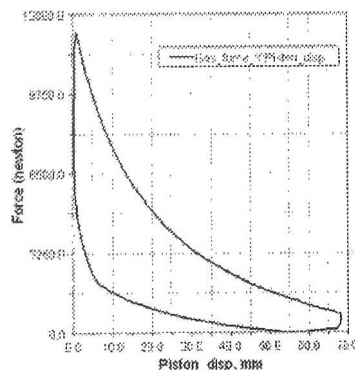


Рис. 1. Индикаторная диаграмма ДВС