

Слайд 1

Данный материал представляет информацию, основанную на:

- Собственных знаниях и опыте;
- Опыте лидеров ракетомodelьного спорта, прежде всего членов сборной команды России;

Представлены идеи / технологии и т.д., которые использовал в прошлом, а также и те, которые применял бы, если соревновался в настоящее время сам.

Некоторая приведённая информации уже выкладывалась несколько лет назад на веб-сайте Федерации Ракетомodelьного спорта www.frms.ru

Данная Power Point Презентация (PPP) представляет более завершённую, обновлённую версию по данному вопросу.

Класс S1 выражает квинтэссенцию и символ ракетного моделизма «Всё выше, и выше, и выше!». И определённым образом S1 является наиболее представительным классом нашего спорта. Ну действительно, какой вопрос задаст посторонний, когда увидит модель ракеты в первый раз? Наиболее вероятным это будет вопрос: «А как высоко залетают ваши модели?» Но он не будет спрашивать: «Как долго будет спускаться Ваша модель?»

Во всех остальных категориях моделей (за исключением S7), BYCOTA является одной из составляющих успеха и опосредованным слагаемым результата. Но в категории S1 BYCOTA и есть РЕЗУЛЬТАТ - в чистом виде.

Слайд 4**Вступительные примечания.**

4.

Эти данные основаны на результатах испытаний в аэродинамической трубе. Да, по всей видимости, испытания проводились на моделях бОльших размеров чем имеющиеся на наших ФАИ моделях (с бОльшими значениями чисел Рейнолдса). Однако, в качестве непрямого свидетельства применимости приведённой математической модели (в определённой степени) может служить то, что подобные методы и математические модели использовались в «Школе Минакова» на протяжении многих лет.

«Динамика Полёта Беспилотных ЛА» является классикой в области динамики полёта ракет, и прежде всего в области аэродинамики ракет.

Книга содержит не только результаты теоретических исследований. Что делает этот фолиант действительно ценным, так это то, что большинство данных получено из реальных экспериментов / испытаний. В течение нескольких десятилетий данный фолиант являлся настольной книгой советских/российских инженеров и специалистов в области проектирования / изготовления беспилотных ракет.

Слайд 5

7. В нынешнюю версию данного материала (**Rev. 5**) по сравнению с её предыдущей (**Rev. 4**) были внесены несколько исправлений, дополнений, изменений.

Для того, что-бы не конфюзить тех, кто уже успел ознакомиться с предыдущей версией, в самом конце (Слайды **342-344** и «Note» к ним) представлен список этих исправлений, дополнений, изменений.

Слайд 6**S1. Стратегия успеха. Рекомендации****ОГЛАВЛЕНИЕ**

- 1. Выбор Геометрии Модели 7**
- 2. Численный анализ высоты полёта 143**
- 3. Численный анализ моделей - инструмент успеха 159**
- 4. Соосность 160**
- 5. Уменьшение а/д сопротивления 2-й ступени 167**
- 6. Материалы 181**
- 7. Двигатели 185**
- 8. Пистон 215**
- 9. Стриммер 241**
- 10. Вопросы надежности 244**
- 11. Технические результаты чемпионатов мира и Европы в S1 прошлых лет (10 верхних результатов) 284**
- 12. Ключевые факторы успеха чемпионов мира прошлых лет 306**
- 13. Рост модельстов-спортсменов и высота полёта моделей 317**
- 14. Заключение 321**

Слайд 7**1. Выбор Геометрии Модели**

Ниже в этом параграфе представлены графические интерпретации полученных аппроксимаций аэродинамических характеристик:

- коэф. а/д сопротивления;
- подъёмной силы;
- фокуса крыльев (стабилизаторов)

для формализации проведения численного моделирования.

За основу в качестве первоисточника информации взяты графические материалы, представленные в уже упомянутой выше книге «Динамика Полёта Беспилотных Летательных Аппаратов» Проф. Лебедев А.А. и Чернобровкин Л.С.. Те же данные представлены и в книге Минакова В.И., «Спортивные модели-копии ракет». Издание второе

Проведение анализа геометрических / аэродинамических параметров моделей, и особенно оптимизации этих параметров, связано с многократным определением значений этих а/д характеристик.

Определение их значений с графиков - дело достаточно трудоёмкое, нудное, и потенциально связанное с неточностями / погрешностями, а также просто с ошибками при «снятии» значений.

Я постарался свести графические данные к аппроксимирующим (интерполирующим, и в некоторых случаях - экстраполирующим) аналитическим выражениям.

В некоторых случаях полученные аппроксимации - сравнительно просты и они приведены в данном материале. В других случаях - прежде всего, когда приводятся аппроксимации в зависимости от 3-х и даже 4-х параметров и полученные

аппроксимации - громоздки, иногда - с разбивкой на диапазоны, и с аппроксимацией самих аппроксимирующих коэффициентов, - полученные аппроксимации не приводятся. Для сравнения представлены как графические данные из первоисточников, так и графическая интерпретация полученных аппроксимацией (линиями) с приведением значений с графиков-первоисточников (отдельными значениями, отмеченными точками-маркерами на графиках).

Полученные аппроксимации достаточно точны. В большинстве случаев - с точностью (отклонением от численных значений графиков-первоисточников) не хуже 1%.

Коротко говоря, предпринята попытка (и небезуспешная) переключивания на компьютер забот по «лазанию» по графикам.

Сравнительно подробная детализация математической модели, представленной ниже в этом параграфе, не является самоцелью, а вызвана желанием провести оптимизацию её параметров (таких как, к примеру, соотношение длин переходника со 2-й на 1-ю ступени и длину кормы, форму / размеры / стреловидность стабилизаторов, и т.д.), влияющих и на а/д сопротивление модели, и на её устойчивость (положение а/д фокуса).

Слайд 10

1.1.1. Геометрия корпуса

Площадь миделевого сечения модели $A_{mid1} = \pi \cdot R^2$

Площадь миделевого сечения 2-й ступени $A_{mid2} = \pi \cdot r^2$

Удлинение корпуса $\lambda_{корп} = L_{корп} / (2 \cdot R)$

Удлинение обтекателя $\lambda_{го} = L_{го} / (2 \cdot r)$

Удлинение переходника $\lambda_{перех} = L_{перех} / (2 \cdot R)$

Сужение переходника $\eta_{перех} = r / R$

Удлинение кормы $\lambda_{корм} = L_{корм} / R$

Сужение кормы $\eta_{корм} = r_{дон} / R$

Слайд 11

1.1.2. Геометрия стабилизаторов

s - размах (ширина) одной консоли

l_k - ширина двух консолей, $l_k = 2 \cdot s$

l - размах двух консолей с подкорпусной частью, $l = 2 \cdot (R + s)$

b_r – бортовая хорда

b_t – концевая хорда

A_{fin} - площадь одной консоли в плане

c – толщина профиля

$\bar{c}$ – относительная толщина профиля, $\bar{c} = c / b_{A.k}$

r_L – радиус профиля по передней кромке

h_T – толщина профиля задней кромки

Слайд 12

1.1.2. Геометрия стабилизаторов (продолжение 1)

χ_0 – угол стреловидности по передней кромке;

- для эллиптических стабилизаторов с линией средин хорд перпендикулярной оси модели ($\chi_{0.5}=0$) средняя величина угла стреловидности по передней кромке (в радианах):

$$\chi_{0 \text{ average}} = 1/(1.008 \cdot s/(b_r/2) + 0.7433)$$

$\chi_{0.5}$ – угол стреловидности по линии средин хорд;

χ_1 – угол стреловидности по задней кромке.

λ_k – удлинение консолей, $\lambda_k = 2 \cdot s^2 / A_f$;

η_k – обратное сужение консолей;

- для трапецевидных стабилизаторов: $\eta_k = b_r / b_t$

- для эллиптических (*) стабилизаторов:

$$\eta_k = 1/(2 \cdot A_f / (s \cdot b_r) - 1) = 1.752$$

$(1/\eta_k)$ – сужение консолей;

(*) – под эллиптическим стабилизатором здесь понимается стабилизатор полуэллиптической формы, бортовая хорда которого лежит на одной из осей этого эллипса. Таким образом, другая ось перпендикулярна продольной оси модели.

Слайд 13

1.1.2. Геометрия стабилизаторов (продолжение 2)

Средняя аэродинамическая хорда (САХ) консолей и её положение

$b_{A.k}$ – средняя аэродинамическая хорда (САХ) консолей (**):

$$b_{A.k} = 1/A_{fin} \cdot \int_{z=R}^{z=(R+s)} (b^2(z)) dz$$

Положение САХ ($x_{A.k}$; $z_{A.k}$):

$$x_{A.k} = 1/A_{fin} \cdot \int_{z=R}^{z=(R+s)} (b(z) \cdot x) dz$$

$$z_{A.k} = 1/A_{fin} \cdot \int_{z=R}^{z=(R+s)} (b(z) \cdot z) dz$$

-для трапецевидных стабилизаторов:

$$b_{A.k} = 4/3 \cdot (A_{fin}/s) \cdot (1 - \eta_k / (\eta_k + 1)^2)$$

- для эллиптических стабилизаторов:

$$b_{A.k} = 8/(3 \cdot \pi) \cdot b_r \approx 0.849 \cdot b_r$$

$$x_{A.k} = (b_r - b_{A.k})/2$$

$$z_{A.k} = 4/(3 \cdot \pi) \cdot s$$

**) - На самом деле более правильно говорить о средней геометрической хорде, поскольку:

- само понятие (в соответствии со словесным определением) САХ - величина виртуальная, и в общем случае зависит от скорости полёта, поскольку и коэффициент подъёмной силы и положение фокуса крыла (стабилизатора) зависят от скорости.

- в соответствии с одним из определений САХ (в соответствии с «ДПБЛА»): САХ - хорда равновеликих прямоугольных крыльев (стабилизаторов), моментные характеристики которых приблизительно совпадают с моментными характеристиками данных крыльев (стабилизаторов).

- величина ($b_{A.k}$) и положение САХ ($x_{A.k}$; $z_{A.k}$) численно выражаются исключительно через геометрические параметры и никак не коррелируются величиной коэффициента подъёмной силы или положением фокуса:

$$b_{A.K} = 1/A_{fin} \cdot \int_{z=R}^{z=(R+s)} (b^2(z)) dz$$

$$x_{A.K} = 1/A_{fin} \cdot \int_{z=R}^{z=(R+s)} (b(z) \cdot x) dz$$

$$z_{A.K} = 1/A_{fin} \cdot \int_{z=R}^{z=(R+s)} (b(z) \cdot z) dz$$

Таким образом само положение САХ определено математически так, что середина САХ совпадает с центром тяжести площади консолей.

- для эллиптических стабилизаторов:

$$b_{A.K} = 8/(3 \cdot \pi) \cdot b_r \approx 0.849 \cdot b_r$$

$$x_{A.K} = (b_r - b_{A.K})/2$$

$$z_{A.K} = 4/(3 \cdot \pi) \cdot s$$

Слайд 14

1.1.2. Геометрия стабилизаторов (продолжение 3)

$\bar{D}$ - относительный диаметр корпуса вдоль бортовой хорды стабилизаторов,

$$\bar{D} = D/(D + 2 \cdot s),$$

где D - средний диаметр корпуса вдоль бортовой хорды

Слайд 15

1.2. Численное моделирование коэффициента общего аэродинамического сопротивления модели $C_{x_{sum}}$

Я не привожу полностью математическую модель, описывающую $C_{x_{sum}}$, и используемую при численном анализе. Она достаточно хорошо известна, и приводится, в частности, в упомянутой выше книге В. МИНАКОВА.

Однако, представлю некоторые элементы этой мат. модели.

Слайд 16

1.2.1. Коэффициент аэродинамического сопротивления трения

1.2.1.1. Коэффициент трения корпусной части модели

Ниже (в пар. 1.2.1.3.) рассматривается коэффициент трения плоской пластины.

При рассмотрении коэффициентов трения частей модели, которые имеют отличную от плоской пластины формы (корпуса; стабилизаторы) должны быть внесены соответствующие поправочные коэффициенты, учитывающие это.

Коэффициент трения корпусной части модели определяется:

$$C_{x_{тренир}} = k \cdot (2c_f) / 2 \cdot A_{бок} / A_{mid}$$

где:

k – Коэффициент, учитывающий тот факт, что корпусная часть модели не является плоской пластиной, а имеет цилиндрическую форму:

$$k = (1 + 0.5/\lambda_{корп})$$

$(2c_f)$ – удвоенный коэффициент трения плоской пластины;

$A_{бок}$ – Общая боковая (смачиваемая потоком) поверхность корпуса;

A_{mid} – Площадь миделевого сечения модели или ступени (при отдельном рассмотрении коэффициента сопротивления ступени (верхней ступени))

Слайд 17**1.2.1.2. Коэффициент трения стабилизаторов**

Коэффициент сопротивления трения ОДНОГО стабилизатора определяется:

$$C_{x\text{трэн стаб}} = (2 c_f) \cdot \eta_c \cdot (A_{\text{fin}} / A_{\text{mid}})$$

где

$(2c_f)$ – удвоенный коэффициент трения плоской пластинки; $(2c_f) = f(Re, X_t)$.

При определении характерной длины для определения числа Re используется величина CAH .

η_c – поправочный коэффициент, учитывающий влияние толщины профиля - влияние как на сопротивление трения (отличие трения на несущей поверхности с конечной толщиной c ($\bar{c} = c / b_{A.K}$) от трения плоской пластины), так и на сопротивление давления - разность давления в носовой и хвостовой частях профиля стабилизатора.

Графическая зависимость значений коэффициента η_c в зависимости от относительной толщины профиля и положения точки перехода на стабилизаторе X_t представлена в «ДПБЛА».

Аппроксимация данного графика выглядит:

$$\eta_c(c; X_t) = \exp(\bar{c} / (1.8588 \cdot X_t^2 + 0.0284 \cdot X_t + 0.4005))$$

Приведена также Графическая интерпретация данной аппроксимации.

Слайд 18**1.2.1.3. Коэффициент трения плоской пластинки**

По сути, представленные графические зависимости $C_f = f(Re, X_t)$ из «ДПБЛА» и из американского источника являются одними и теми же данными. Однако, последние охватывают больший диапазон по числам Re , а главное включают в себя данные по значениям для $X_t=0.8$, из диапазона крайней нелинейности C_f от X_t , что особенно важно для аналитической интерполяции имеющихся данных.

* - Обратите внимание на то, что коэффициент трения для плоской пластины, приведённый на слайде из американского источника относится к одной стороне пластинки, в то время как графические данные из «ДПБЛА» приведены для двух сторон пластинки. По этой причине и значения C_f для соответствующих X_t и Re для графика из американского источника в 2 раза меньше чем значения $(2 C_f)$ для тех же значений Re и X_t на графиках из «ДПБЛА».

Слайд 19**1.2.1.3. Коэффициент трения плоской пластинки (продолжение)**

Мне удалось свести графические данные по значениям $(2 C_f)$ в аппроксимирующую зависимость (достаточно близкую по значениям к первоисточникам – см. Графическую интерпретацию аппроксимации и сравнение с данными первоисточников на слайде), позволяющую осуществлять параметрический анализ (расчёт) для различных значений чисел Re и координат точки перехода ламинарного течения в турбулентный X_t в достаточно широком (и применимом для наших моделей) диапазоне чисел Re ($10^5 - 10^8$) – в соответствии с имеющимися данными.

Меньшие значения **Re** будут соответствовать незначительным скоростям, а посему, даже если и будет иметься расхождение между аппроксимацией и реальным значением, это не будет сказываться собственно на силу а/д сопротивления, которая пропорциональна квадрату скорости. Большие же значения чем **Re = 10⁸** (и даже **Re > 10⁷**) просто не реализуются на наших моделях.

Полученная аппроксимационная зависимость (**2 C_f**) от **Re** и **X_t** имеет вид:

$$(2 C_f) = f(Re, X_t) = 10^A (\lg(Re))^{(-10^B)},$$

где коэффициенты **A** и **B**:

$$A(X_t) = 2.5901 \cdot X_t^6 + 2.7736 \cdot X_t^5 - 8.1228 \cdot X_t^4 + 5.0157 \cdot X_t^3 - 0.5402 \cdot X_t^2 + 0.8645 \cdot X_t + 0.0316$$

$$B(X_t) = -1.2564 \cdot X_t^6 + 4.1179 \cdot X_t^5 - 4.2629 \cdot X_t^4 + 1.7633 \cdot X_t^3 - 0.1676 \cdot X_t^2 + 0.2059 \cdot X_t + 0.4252$$

Приведённые данные по значениям (**2 C_f**) справедливы как для определения сопротивления трения корпусной части (не забудьте при этом учесть (разделить на **2**), что результаты приведены для удвоенной оmyаемой площади), так и для определения сопротивления трения стабилизаторов.

Слайд 20

1.2.1.4. Координата точки перехода Ламинарного течения в Турбулентное **X_t**

С возрастанием скорости ламинарный поток на поверхности модели теряет устойчивость, т.е. переходит в турбулентный при некотором значении числа Рейнолдса, называемым критическим.

И как Вы можете видеть на графиках зависимости коэффициента трения **C_f** от числа Рейнолдса **C_f = f(Re)**, величина коэффициента трения **C_f** в значительной степени (и может отличаться в разы) зависит от того, является ли п/с Ламинарным или Турбулентным, и в какой степени Турбулентным (т.е. зависит от положения точки перехода **X_t**).

Кроме того, некоторые факторы приносят в поток дополнительные возмущения, дестабилизирующие его устойчивость. Это приводит к более ранней турбулизации потока:

- по положению точки перехода ламинарного в турбулентный п/с, так и
- по скорости полёта.

Факторы, влияющие на значение координаты точки перехода Ламинарного течения в Турбулентное **X_t** (Критическое число Рейнолдса):

- Шероховатость внешней поверхности.
- Отдельные неровности на поверхности: стыки/канавки на поверхности в верхней, носовой части (в частности имеющийся стык на переходе ГО - цилиндрическая часть корпуса, см. далее параграф «**5.2. Отсутствие канавки на стыке ГО-Цилиндр корпуса**»),
- Микро- и макро-волнистость базовой линии обтекаемой поверхности.

Слайд 21**1.2.1.4.1. Влияние шероховатости поверхности корпуса на Критическое число Рейнолдса Re_t**

На слайде приведены графические данные по определению Критического числа Рейнолдса Re_t в зависимости от шероховатости поверхности из книги «**Динамика Полёта Беспилотных Летательных Аппаратов**» профессора Московского авиационного института Льва Чернобровкина, которые схожи с данными представленными в презентации Криса Фланигана (США).

На оси ординат - критическое число Рейнолдса.

На оси абсцисс - произведение числа Re данного тела и относительной высоты бугорков h/L (L -длина тела).

Приведена также Графическая интерпретация аппроксимаций, полученных на основании данных из «**ДПБЛА**» для проведения численного анализа.

При выведении аналитических зависимостей для Re_t предполагалась линейная зависимость от числа M между базовыми линиями для $M=0$ и $M=1$.

В связи с громоздкостью полученных аппроксимаций данные аналитические зависимости здесь не приводятся.

Слайд 22**1.2.1.4.2. Влияние отдельных неровностей на поверхности на Критическое число Рейнолдса Re_t**

На слайде приведены графические данные по определению Критического числа Рейнолдса Re_t из «**ДПБЛА**» в зависимости от размеров отдельных неровностей на поверхности (стыков/канавок) в верхней, носовой части.

На оси ординат - критическое число Рейнолдса.

На оси абсцисс - произведение Re (h/L) (h/B), где h и B – высота и ширина гребня или канавки.

Приведена также Графическая интерпретация аппроксимаций, полученных на основании данных из «**ДПБЛА**» для проведения численного анализа.

При выведении аналитических зависимостей для Re_t предполагалась линейная зависимость от числа M между базовыми линиями для $M=0$ и $M=1$.

В связи с громоздкостью полученных аппроксимаций данные аналитические зависимости здесь не приводятся.

Слайд 23**1.2.1.4.3. Влияние микро-волнистости базовой линии обтекаемой поверхности на Критическое число Рейнолдса Re_t**

Предполагаю, что в дополнение к уже указанным выше факторам, влияющим на положение точки перехода, можно отнести и волнистость базовой линии поверхности, которая также дестабилизирует пограничный слой.

Микро-волнистость может быть вызвана регулярной структурой поверхности. В нашем случае моделей типичным случаем является проступающая на внешней поверхности текстура стеклопластикового корпуса (что-то вроде макро-шероховатости).

Значение Критического числа Рейнолдса, вызванное микро-волнистостью, может быть определено по значению Критического числа Рейнолдса, обусловленное шероховатостью внешней поверхности при размере шероховатости равной глубине ячейки этой волнистости (текстуры).

Слайд 24

1.2.1.4.4. Влияние макро-волнистости базовой линии обтекаемой поверхности на Критическое число Рейнолдса Re_t

Макро-волнистость может быть вызвана продольной разнотолщинностью корпуса, а также неравномерностью нанесения лако-красочного покрытия и неравномерностью его выравнивания при механической обработке – шлифовании - полировании.

Предполагаю, что в некоторой степени для оценки влияния Макро-волнистости на Критическое число Рейнолдса можно также воспользоваться определением значения Re_t , обусловленное шероховатостью внешней поверхности для размера шероховатости равной высоте/глубине этой волнистости.

Однако, понятно, что необходимо принимать меры к тому, чтобы свести эту волнистость к минимуму (см. ниже пар. «5.1.1. Минимальная шероховатость и волнистость поверхности корпуса»).

Слайд 25

1.2.1.4.5. Совместное влияние факторов, влияющих на значение координаты точки перехода Ламинарного течения в Турбулентное $X_{t \text{ sum}}$

Очевидно, что совместное влияние всех факторов только усугубляет переход Ламинарного п/с в Турбулентный. Т.е. реально значение координаты перехода будет меньше чем любое из её значений, обусловленное независимым влиянием отдельных факторов.

Могу гипотетически предположить, что в общем случае для определения численного значения $X_{t \text{ sum}}$, можно применить принцип ортогональности отдельных факторов, влияющих на координату точки перехода:

$$X_{t \text{ sum}} = 1 - ((1 - X_{t1})^2 + (1 - X_{t2})^2 + (1 - X_{t3})^2)^{0.5},$$

где

X_{t1} – значение координаты точки перехода, обусловленное Шероховатостью внешней поверхности;

X_{t2} – значение координаты точки перехода, обусловленное наличием отдельных неровностей на поверхности;

X_{t3} – значение координаты точки перехода, обусловленное наличием волнистости базовой линии обтекаемой поверхности.

Слайд 26

1.2.1.4.6. Положение точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный на стабилизаторах

Несмотря на то, что даже при самых больших скоростях полёта моделей класса S1B (имеется ввиду энергетика / суммарный импульс двигателей 5 Н*сек) значения чисел Re на стабилизаторах скорее всего не должны достигать критических значений в силу малой протяженности хорд стабилизаторов, а посему и погран. слой на всей их

протяженности должен оставаться ламинарным ($X_t = 1$), тем не менее принимались во внимание следующие положения и особенности:

1.2.1.4.6.1. Влияние угла стреловидности передней кромки на критическое число Рейнолдса

Как показывают эксперименты, при увеличении стреловидности критическое число Рейнолдса уменьшается. См. Графическую зависимость $(Re_t / Re_t(\chi_0=0)) = f(\chi_0)$.

Аппроксимация данного графика выглядит:

$$(Re_t / Re_t(\chi_0=0)) = 0.5 \cdot \cos(2\chi_0) + 0.08 \cdot \cos(4\chi_0) + 0.42$$

Приведена также Графическая интерпретация данной аппроксимации.

Слайд 27

1.2.1.4.6.2. Влияние сопряжения стабилизаторов с корпусом

В местах сопряжения стабилизаторов с корпусом вне зависимости от того, имеется ли в данной области корпуса ламинарное или турбулентное обтекание, п/с будет скорее всего турбулентным. И тогда суммарная площадь этой зоны турбулентности на стабилизаторе можно оценить по толщине турбулентного слоя (толщине вытеснения $\bar{\delta}$) на корпусе вдоль стабилизатора следующим образом:

$$A_{\text{турб}} = b_r \cdot \bar{\delta}$$

Где приближенное выражение для толщины турбулентного пограничного слоя в соответствии с теорией:

$$\delta = 0.0465 \cdot L_1 \cdot (1 + 0.4 M + 0.147 M^2 - 0.006 M^3) / (Re(L_1))^{0.2}$$

где

$Re(L_1)$ - значение числа Re, подсчитанное в сечении, проходящем через середину бортовой хорды стабилизатора, т.е. на расстоянии:

$$L_1 = x_r + b_r/2$$

Тогда значение X_t можно оценить как соотношение площади с ламинарным обтеканием к общей площади стабилизатора.

$$X_t = 1 - A_{\text{турб}}/A_{\text{fin}}$$

Слайд 28

1.2.1.4.6.3. Влияние стабилизаторов верхней группы на положение точки перехода на стабилизаторах нижней группы

У стабилизаторов нижней ступени, в случае если их плоскости совпадают с плоскостями стабилизаторов верхней, пограничный слой на части поверхности стабилизаторов, находящихся за стабилизаторами верхней группы, следует считать полностью турбулизированным.

При этом линию тока, сходящую с концевой хорды стабилизатора верхней ступени можно принять за границу турбулентно-ламинарных областей стабилизаторов нижней. В случае одинаковых диаметров 1-й и 2-й ступеней координата этой границы совпадает со значением координаты линии тока (отсчитываемой от оси симметрии модели).

В случае же если диаметр корпуса меняется по его длине, что имеет место на моделях S1 (а также в большинстве случаев - на моделях категории S5), то и линии тока на корпусе 1-й ступени смещаются, что вытекает из уравнения постоянства расхода.

И тогда координата линии тока на стабилизаторе нижней ступени (отсчитываемая от оси симметрии модели), соответствующая координате концевой хорды стабилизатора верхней, определяется по формуле:

$$Z_{\text{турб } 1} = 1/2 \cdot ((2 \cdot s_2 + D_2)^2 + D_1^2 - D_2^2)^{0.5}$$

где

D_1 и D_2 - средние диаметры корпуса вдоль бортовой хорды стабилизаторов 1-й и 2-й ступеней соответственно.

И в этом случае, аналогично тому, как это выполнялось при определении X_t по величине площади турбулентного п/с в зоне стыка с корпусом, значение X_t можно оценить как соотношение площади с ламинарным обтеканием к общей площади стабилизатора:

$$X_t = 1 - A_{\text{турб } 1} / A_{\text{fin } 1}$$

Если же плоскости стабилизаторов 1-й и 2-й ступеней не совпадают и они развёрнуты друг относительно друга, то можно считать, что п/с на стабилизаторах нижней ступени является ламинарным (за исключением зоны, прилегающей непосредственно к корпусу, см. выше пункт 1.2.1.4.6.2.).

Хотя с другой стороны, при дозвуковых скоростях любые возмущения в потоке оказывают воздействие (значительное или нет) на любую точку. Тем самым степень начальной турбулентности потока может быть отличной от её значения невозмущённого набегающего, и может оказать заметное влияние и на плоскости/точки развёрнутые/удалённые от «возмущённых» плоскостей верхней ступени. Однако, данными по таким достаточно тонким моментам я не располагаю. И будем предполагать, что для значительно развёрнутых (при 4-х стабилизаторных моделях угол разворота - 45° , а при 3-х стабилизаторных - 60°) плоскостях стабилизаторов нижней ступени, набегающий на них поток является невозмущённым.

Слайд 29

1.2.1.4.6.4. Положение точки перехода для выпуклого профиля

Помимо продольной (прибортовой) зоны турбулентности, оценки величины которой приводятся выше (в пар. 1.2.1.4.6.4.-1.2.1.4.6.3.) для выпуклого профиля дополнительно к этому имеется и поперечная к потоку зона турбулентности.

И для неплоского выпуклого (чечевицеобразного) профиля можно считать, что точка перехода совпадает с точкой минимального давления, близкой к точке наибольшей толщины профиля. Т.е. $x_t \approx \bar{x}_c = x_c / b_r$

Слайд 30

1.2.2. Коэффициент аэродинамического сопротивления ГО S_x го

1.2.2.1. S_x конического ГО

Аппроксимации графических данных по S_x для конических ГО, представленные в «ДПБЛА», для диапазона значения $M = 0 - 0.8$ (диапазон скоростей (чисел M) для всех моделей ФАИ) выражены в экспоненциальном виде от удлинения ГО.

Для чисел $M < 0.42$ (что примерно соответствует скоростям менее 140 м/сек) коэффициент сопротивления индифферентен к числу M (т.е. не зависит от M):

$$C_{x_{ГО}}(\lambda) = 0.016202 \cdot e^{(1.1566 / \lambda)}$$

Для диапазона чисел $M: 0.42 < M < 0.7$:

$$C_{x_{ГО}}(M, \lambda) = 1/(126.06 M^2 - 93.778 M + 78.869) \cdot e^{((17.090 M^2 - 14.355 M + 4.171) / \lambda)}$$

Для диапазона чисел $M: 0.7 < M < 0.8$:

$$C_{x_{ГО}}(M, \lambda) = (0.08646 M - 0.04719) \cdot e^{((17.090 M^2 - 14.355 M + 4.171) / \lambda)}$$

Приведена также Графическая интерпретация этих аппроксимаций.

Слайд 31

1.2.2.2. Сх эллиптического ГО

Аппроксимации графических данных по **Сх для эллиптических ГО**, представленных в «ДПБЛА», для диапазона значения $M = 0 - 0.8$ (диапазон скоростей (чисел M) для всех моделей ФАИ) выглядят следующим образом:

Аппроксимации не покрывают всего диапазона значений удлинения ГО $\lambda = 0 - 2.0$. Но представлены наиболее используемые / характерные случаи по значениям удлинений - приводятся отдельно значения коэффициентов сопротивления для $\lambda=0$ (т.е. плоского торца), $\lambda=0.25$ и $\lambda=0.5$ (т.е. полусферического ГО). А вот для диапазона удлинений $\lambda=0.5-2.0$ представлена единая аппроксимация.

А. Для плоского торца ($\lambda_{ГО} = 0$):

- диапазон чисел $M < 0.4$:

$$C_{x_{ГО}}(\lambda=0) = 0.754$$

- диапазон чисел $M: 0.4 < M < 0.8$:

$$C_{x_{ГО}}(M; \lambda=0) = 1.5863 M^2 - 1.155 M + 0.9622$$

Слайд 32

1.2.2.2. Сх эллиптического ГО (продолжение 1)

Б. Для $\lambda_{ГО} = 0.25$:

- диапазон чисел $M < 0.4$:

$$C_{x_{ГО}}(\lambda=0.25) = 0.08$$

- диапазон чисел $M: 0.4 < M < 0.8$:

$$C_{x_{ГО}}(M, \lambda=0.25) = 2.8616 M^2 - 2.1468 M + 0.4809$$

В. Для полусферического ГО ($\lambda_{ГО} = 0.5$):

- диапазон чисел $M < 0.4$:

$$C_{x_{ГО}}(\lambda=0.5) = 0.0535$$

- диапазон чисел $M: 0.4 < M < 0.8$:

$$C_{x_{ГО}}(M, \lambda=0.5) = 3.735 M^4 + 2.077 M^3 - 8.409 M^2 + 4.859 M - 0.7733$$

Слайд 33

1.2.2.2. Сх эллиптического ГО (продолжение 2)

Г. Для диапазона значений удлинения ГО $\lambda_{ГО} = 0.5 - 2.0$:

- диапазон чисел $M < 0.4$:

$$C_{x_{ГО}}(\lambda) = -0.0333 \lambda^2 + 0.0333 \lambda + 0.0452$$

- диапазон чисел $M: 0.4 < M < 0.8$:

$$C_{x_{ГО}}(M, \lambda) = (1.12903 \lambda^2 + 8.77338 \lambda - 0.93373) M^4 + (-2.9499 \lambda^2 - 24.614 \lambda + 15.121) M^3 + (2.951 \lambda^2 + 22.866 \lambda - 20.580) M^2 + (-1.3154 \lambda^2 - 8.6527 \lambda + 9.5146) M + (0.1806 \lambda^2 + 1.1865 \lambda - 1.4117)$$

Приведена также Графическая интерпретация этих аппроксимаций.

Слайд 34

1.2.2.3. Сх параболического ГО

А. Сх для параболического ГО с уравнением образующей линии:
для параболического ГО

$$\lambda_{ГО} = L_{ГО} / (2 \cdot R)$$

Мне удалось аппроксимировать значения $C_{x_{ГО}}$ достаточно простым выражением, являющимся линейной зависимостью от числа M и λ в диапазоне $M < 0.6$ (диапазон M почти для всех моделей ФАИ).

$$C_{x_{ГО}}(M, \lambda) = (0.00517 - 0.000933 \cdot \lambda) \cdot M + (0.0156 - 0.00837 \cdot \lambda)$$

Для чисел $M > 0.6$ появляется заметная нелинейность зависимости $C_{x_{ГО}}$ от M . И для диапазона $0.6 < M < 0.8$ аппроксимирующая зависимость принимает вид:

$$C_{x_{ГО}}(M, \lambda) = (-0.012483 \cdot \lambda + 0.152417) \cdot M^2 + (0.013225 \cdot \lambda - 0.162125) \cdot M + (-0.012374 \cdot \lambda + 0.061071)$$

Слайд 35

1.2.2.4. Сх ГО комбинированной формы (Сфера-Парабола)

Значения $C_{x_{сфер/параб ГО}}$ были получены, предполагая что:

- Распределение давления вдоль Параболической поверхности (интервал BD) Сферически-параболического ГО (ABD) является таким же как и вдоль полностью Параболического ГО (CBD) на интервале BD;

- Распределение давления вдоль Сферической поверхности (интервал АВ) Сферически-параболического ГО (ABD) является таким же как и вдоль комбинации «Сфера + Цилиндр» на интервале АВ.

Слайд 36

1.2.3. Коэффициент аэродинамического сопротивления кормы $C_{x_{корм}}$

Значения $C_{x_{\text{корм}}}$ были аппроксимированы достаточно простыми аппроксимационными выражениями для диапазона $M < 0.4$ для конической и для параболической кормы, и представлены как $C_{x_{\text{корм}}} = f((r/R), \lambda)$.

Приведены графические интерпретации аппроксимаций
 $C_{x_{\text{корм}}} = f((r/R), \lambda = \text{var})$

Слайд 38

1.2.4. Коэффициент аэродинамического сопротивления переходника $C_{x_{\text{перех}}}$

В литературе я не встречал достаточно надёжных данных по значениям коэффициентов а/д сопротивления давления на конических переходниках (конической или параболической формы)

Тем не менее для оценки этих значений можно воспользоваться подходом, применяемым для определения $C_{x_{\text{ГО}}}$ комбинированной формы (в частности, см. описанный выше случай определения $C_{x_{\text{ГО}}}$ комбинации СФЕРА-ПАРАБОЛА), с некоторой корректировкой.

1.2.4.1. $C_{x_{\text{перех}}}$ переходника КОНИЧЕСКОЙ формы

Зависимость $C_{x_{\text{кон перех}}}$ была получена, предполагая что Распределение давления вдоль конической поверхности (интервал BD) является таким же как и вдоль полностью конического ГО (CBD) на интервале BD.

$$C_{x_{\text{кон перех}}}^{(*)} = C_{x_{\text{кон ГО}}} \cdot (1 - (r_2/R_1)^2),$$

где

$C_{x_{\text{кон ГО}}}$ - коэффициент аэродинамического сопротивления давления исходного конического ГО (вписанного в конический переходник) с удлинением $\lambda = 1/(2 \cdot \tan(\Theta))$.

Конечно, подобное допущение не совсем верно, и предполагаю, что полученное таким образом значение $C_{x_{\text{перех}}}$ будет несколько заниженным. Для коррекции сделаем парциальное осреднение значения $C_{x_{\text{кон перех}}}^{(*)}$ со значением коэффициента сопротивления исходного обтекателя $C_{x_{\text{кон ГО}}}$ пропорциональное разности радиусов большого и малого цилиндра (радиусов верхней и нижней ступени).

$$C_{x_{\text{кон перех}}} \approx C_{x_{\text{кон перех}}}^{(*)} \cdot (r_2/R_1) + C_{x_{\text{кон ГО}}} \cdot (R_1 - r_2)/R_1$$

Слайд 39

1.2.4.2. $C_{x_{\text{перех}}}$ переходника ПАРАБОЛИЧЕСКОЙ формы

Зависимость $C_{x_{\text{ПАРАБ перех}}}$ была получена, предполагая что распределение давления вдоль параболической поверхности (интервал BD) является таким же как и вдоль полностью параболического ГО (CBD) на интервале BD,

При получении данного выражения использовался результат интегрирования давления на параболической поверхности (которое имеет неравномерное распределение вдоль этой поверхности).

$$C_{x_{\text{ПАРАБ перех}}}^{(*)} = C_{x_{\text{ПАРАБ ГО}}} \cdot (1 - \bar{r}^2 \cdot \cos^2(\Theta) \cdot (3.1 - 1.4 \cdot \bar{r} \cdot \cos(\Theta) - 0.7 \cdot \bar{r}^2 \cdot \cos^2(\Theta))),$$

где

$$\bar{r} - \text{отношение радиусов } \bar{r} = r_2/R_1$$

$C_{x\text{ПАРАБ ГО}}$ - коэффициент аэродинамического сопротивления давления исходного (вписанного в параболический переходник) параболического ГО.

Конечно, подобное допущение не совсем верно, и предполагаю, что полученное таким образом значение $C_{x\text{перех}}$ будет несколько заниженным. Для коррекции сделаем парциальное осреднение значения $C_{x\text{ПАРАБперех}}^{(*)}$ со значением коэффициента сопротивления исходного обтекателя $C_{x\text{ПАРАБ ГО}}$, пропорциональное разности радиусов большого и малого цилиндра (радиусов верхней и нижней ступени).

$$C_{x\text{ПАРАБперех}} = C_{x\text{ПАРАБперех}}^{(*)} \cdot (r_2 / R_1) + C_{x\text{ПАРАБ ГО}} \cdot (R_1 - r_2) / R_1$$

Слайд 40

1.2.5. Коэффициент аэродинамического сопротивления (давления) продольной канавки, расположенной на коническом/параболическом переходнике $C_{x\text{кан}}$

Данный вопрос имеет практический интерес / применение к моделям S1 в случае схем с частичным расположением 2-й ступени внутри корпуса 1-й ступени (см. пар. «1.7.5. Частичное расположение 2-й ступени внутри корпуса 1-й» ниже).

Значение коэффициента $C_{x\text{кан}}$ можно оценить как:

$$C_{x\text{кан}} \approx N_{\text{кан}} \cdot (\Delta z_{\text{кан}} \cdot \delta_{\text{кан}}) / A_{\text{mid}} \cdot \cos^2(\Theta) \cdot (\Delta C_{x\text{кан}})$$

где

$N_{\text{кан}}$ – количество канавок на переходнике, соответствует количеству стабилизаторов верхней ступени $N_{\text{fins 2}}$;

$\Delta z_{\text{кан}}$ – проекция длины канавки на ось Oz (ось перпендикулярную продольной оси модели);

$\delta_{\text{кан}}$ – ширина канавки, практически соответствует толщине стабилизаторов верхней ступени c_2 ;

Θ – средний (по длине канавки) угол касательной к образующей переходника (в случае параболического переходника, или угол полураствора конуса (в случае конического переходника);

$\Delta C_{x\text{кан}}$ – значение коэффициента а/д сопротивления давления канавки, расположенной перпендикулярно к набегающему потоку.

Предполагаю, консервативно это значение можно оценить, основываясь на данных различных источников, как:

$$\Delta C_{x\text{кан}} \approx 2$$

Слайд 41

1.2.6. Донное сопротивление корпуса $C_{x\text{дон}}$

Величина донного сопротивления корпуса $C_{x\text{дон}}$ в соответствии с «ДПБЛА» оценивается как:

$$C_{x\text{дон}} = 0.0155 / ((\lambda_{\text{кор}} \cdot c_f)^{0.5} \cdot (r_{\text{дон}} / R)^3) \quad (1)$$

где

$\lambda_{\text{кор}} = L_{\text{кор}} / (2 \cdot R)$ - удлинение корпуса;

c_f - коэффициент трения плоской пластинки, длина которой равна длине корпуса $L_{\text{кор}}$

В других же источниках, в частности в американской технической литературе в работе Дж. Барроумана (США), это формула для донного сопротивления корпуса несколько

отличается, выражаясь не через удлинение корпуса $\lambda_{кор}$ и коэфф. трения плоской пластины c_f , а через общее сопротивление трение корпусной части $C_{х\text{ трен кор } \Sigma}$:

$$C_{х\text{ дон}} = 0.029 / (C_{х\text{ трен кор } \Sigma})^{0.5} \cdot (r_{дон} / R)^3 \quad (2)$$

Однако, по сути (и в численном значении) это - почти тоже самое:

$$\begin{aligned} C_{х\text{ трен кор } \Sigma} &= S_{внеш} / (\pi \cdot R^2) \cdot c_f = k_{форм} \cdot (2 \cdot \pi \cdot R) \cdot L_{кор} / (\pi \cdot R^2) \cdot c_f = \\ &= k_{форм} \cdot 2 \cdot L_{кор} / R \cdot c_f = k_{форм} \cdot 4 \cdot L_{кор} / (2R) \cdot c_f = k_{форм} \cdot 4 \cdot \lambda_{кор} \cdot c_f \end{aligned}$$

тогда:

$$\begin{aligned} C_{х\text{ дон}} &= 0.029 / (k_{форм} \cdot 4 \cdot \lambda_{кор} \cdot c_f)^{0.5} \cdot (r_{дон} / R)^3 = \\ &= 0.029 / (2 \cdot (k_{форм})^{0.5} \cdot (\lambda_{кор} \cdot c_f)^{0.5}) \cdot (r_{дон} / R)^3 = \\ &= 0.0145 / ((k_{форм})^{0.5} \cdot (\lambda_{кор} \cdot c_f)^{0.5}) \cdot (r_{дон} / R)^3 \end{aligned}$$

поскольку введённый коэффициент $k_{форм} < 1$, а также и квадратный корень из его значения, то разница в коэффициентах **0.0155** и **0.0145** вполне объяснима:

$$\begin{aligned} C_{х\text{ дон}} (\text{Barrowman}) &= 0.0145 / ((k_{форм})^{0.5} \cdot 0.0155 / (\lambda_{кор} \cdot c_f)^{0.5}) \cdot (r_{дон} / R)^3 / 0.0155 = \\ &= C_{х\text{ дон}} (\text{«ДПБЛА»}) \cdot 0.0145 / (0.0155 \cdot (k_{форм})^{0.5}) \end{aligned}$$

И значения для $C_{х\text{ дон}}$, определяемые по формулам (1) и (2) для скоростей 1-х ступеней и геометрии моделей S1 отличаются друг от друга всего на 3-5% (при этом бОльшие значения соответствуют выражению (2)).

Слайд 42

1.2.7. Коэффициент общего сопротивления (трения и давления) стабилизаторов

Коэффициент а/д сопротивления ОДНОГО стабилизатора $C_{х\Sigma\text{стаб}}$:

$$C_{х\Sigma\text{стаб}} = C_{х\text{ трен стаб}} + C_{х\text{ давл пер}} + C_{х\text{ давл дн}}$$

где

$C_{х\text{ давл пер}}$ – коэффициент сопротивления давления на передней кромке;

$C_{х\text{ давл дн}}$ – коэффициент донного сопротивления, связанного с отрывом потока на задней кромке

Коэффициент Сопротивления давления на передней кромке $C_{х\text{ давл пер}}$ вычисляется нижеследующим образом (в соответствии с работами Дж.Барроумана), где имеется должествующая быть корреляция значений сопротивления от углов стреловидности χ_0 , что важно не само по себе при определении суммарного коэффициента а/д сопротивления модели, а прежде всего для анализа влияния (чувствительности) этого суммарного сопротивления от в данном случае стреловидности, и при проведении параметрического анализа для определения рациональных (оптимальных) геометрических параметров стабилизаторов):

$$C_{х\text{ давл пер}} = 2 \cdot (s \cdot r_L) / A_{mid} \cdot (\cos^2(\chi_0)) \cdot ((1-M^2)-0.417 - 1)$$

Коэффициент донного сопротивления в соответствии с «ДПБЛА» определяется по той же зависимости, что и для определения потерь давления на донном срезе цилиндрического корпуса (т.е. коэффициента донного сопротивления):

$$C_{х\text{ давл дн}} = 0.0155 / (\lambda_k \cdot c_f)^{0.5} \cdot h_T / b_{A,k} \cdot (h_T \cdot s / A_{mid})$$

При численном анализе принималось, что

1. При скруглённой задней кромке (как правило с радиусом закругления, равным половине толщины стабилизатора, в случае его исполнения из плоской пластины)

значение h_T принималось равным $1/2$ от толщины стабилизатора, тем самым принимая во внимание срыв потока на этой задней закруглённой кромке.

2. Для стабилизаторов, выполненных с заострённой задней кромкой, всё равно её, эту кромку на ноль не свести, и как минимум, даже заострённая будет иметь отличную от нуля конечную толщину (порядка **0.05 мм**).

Слайд 44

1.3.1. Производная коэффициента подъемной силы модели

Выражение для коэффициента подъемной силы 2-х ступенчатой модели $(c_y^\alpha)_\Sigma$, выглядит следующим образом (коэффициенты и параметры входящие в эту формулу будут подробно рассмотрены ниже в следующих параграфах):

$$(c_y^\alpha)_\Sigma = (c_y^\alpha)_{\text{корп из}} + (c_y^\alpha)_2 \cdot \bar{A}_2 + (c_y^\alpha)_1 \cdot \bar{A}_1 \cdot k_{T1},$$

где

$(c_y^\alpha)_\Sigma$ - производная коэффициента подъемной силы всей модели;

$(c_y^\alpha)_{\text{корп из}}$ - производная коэффициента подъемной силы изолированного корпуса;

$(c_y^\alpha)_2$ - производная коэффициента подъемной силы стабилизаторов 2-й ступени;

$(c_y^\alpha)_1$ - производная коэффициента подъемной силы стабилизаторов 1-й ступени;

$\bar{A}_2$ – относительная площадь (в плане) 2-х стабилизаторов 2-й ступени, отнесённая к площади миделевого сечения корпуса $\bar{S}_2 = 2 A_{fin2}/A_{mid}$;

$\bar{A}_1$ – относительная площадь (в плане) 2-х стабилизаторов 1-й ступени, отнесённая к площади миделевого сечения корпуса $\bar{S}_1 = 2 A_{fin1}/A_{mid}$;

k_{T1} – коэффициенте торможения потока в области стабилизаторов 1-й ступени

Слайд 45

1.3.2. Производная коэффициента подъемной силы изолированного корпуса

Выражение для коэффициента подъемной силы изолированного корпуса 2-х ступенчатой модели $(c_y^\alpha)_{\text{корп}}$, имеющего: ГО, цилиндрический Корпус 2-й ступени, расширяющийся Переходник, цилиндрический Корпус 1-й ступени и сужающуюся Корму, выглядит следующим образом:

$$(c_y^\alpha)_{\text{корп из}} = (c_y^\alpha)_{\text{ГО+цил}} \cdot \bar{r}^2 + (c_y^\alpha)_{\text{перех}} \cdot \bar{r}^2 + (c_y^\alpha)_{\text{корм}},$$

где

$(c_y^\alpha)_{\text{корп из}}$ - производная коэффициента подъемной силы изолированного корпуса;

$(c_y^\alpha)_{\text{ГО+цил}}$ - производная коэффициента подъемной силы комбинации «ГО + сопрягаемый с ним цилиндр»;

$(c_y^\alpha)_{\text{перех}}$ - производная коэффициента подъемной силы расширяющегося переходника;

$(c_y^\alpha)_{\text{корм}}$ - производная коэффициента подъемной силы сужающейся кормы;

$\bar{r}^2$ - отношение площадей миделевых сечений корпусов 2-й и 1-й ступеней:

$$\bar{r}^2 = (r_2 / R_1)^2$$

Слайд 46

1.3.2.1. Производная коэффициента подъемной силы комбинации (ГО + цилиндр)

Величина производной коэффициента подъемной силы комбинации «ГО + сопрягаемый с ним цилиндр» оценивается вне зависимости от формы ГО (в соответствии с «ДПБЛА») как:

$$(c^{\alpha}_y)_{\text{го-цил}} = 2/57.3 = 0.035,$$

при условии что углы атаки измеряются в градусах (°).

1.3.2.2. Производная коэффициента подъемной силы расширяющегося переходника

Величина производной коэффициента подъемной силы **расширяющегося переходника** $(c^{\alpha}_y)_{\text{перех}}$ оценивается (в соответствии с «ДПБЛА») как:

$$(c^{\alpha}_y)_{\text{перех}} = 1.6 / 57.3 ((R_1 / r_2)^2 - 1)$$

при условии что углы атаки измеряются в градусах (°).

Как оговаривается в «ДПБЛА», в основу данной зависимости положены теоретические зависимости, а также результаты обработки экспериментальных данных.

В других же источниках, в частности в работе Дж. Барроумана (США), значение $(c^{\alpha}_y)_{\text{перех}}$ - несколько выше (на 25%), полученное из чисто теоретических выкладок.

А именно:

$$(c^{\alpha}_y)_{\text{перех}} = 2 / 57.3 ((R_1 / r_2)^2 - 1)$$

Однако, по большому счёту подобная (тем более небольшая разница) почти незаметно сказывается на окончательном результате - подсчитанном положении ЦД (фокуса) всей модели, поскольку нормальная сила переходника невелика (в сравнении с нормальной силой создаваемой стабилизаторами) и ошибка в определении $(c^{\alpha}_y)_{\text{перех}}$ не отразится заметно ни на общей нормальной силе модели, ни на, - что наиболее важно - координате её общего фокуса.

1.3.2.3. Производная коэффициента подъемной силы сужающейся кормы

Величина производной коэффициента подъемной силы сужающейся кормы $(c^{\alpha}_y)_{\text{корм}}$ оценивается (в соответствии с «ДПБЛА») как:

$$(c^{\alpha}_y)_{\text{корм}} = - 0.4 / 57.3 (1 - (r_2 / R_1)^2)$$

при условии что углы атаки измеряются в градусах (°).

Как оговаривается в «ДПБЛА», в основу данной зависимости положены теоретические зависимости, а также результаты обработки экспериментальных данных.

В других же источниках, в частности в работе Дж. Барроумана (США), приводимое значение $(c^{\alpha}_y)_{\text{корм}}$ - значительно выше (в **5 раз** (!)), полученное из чисто теоретических выкладок.

А именно:

$$(c^{\alpha}_y)_{\text{корм}} = - 2 / 57.3 (1 - (r_2 / R_1)^2)$$

Однако, подобная большая разница почти незаметно сказывается на **ОКОНЧАТЕЛЬНОМ** результате - подсчитанном положении ЦД (фокуса) всей модели, поскольку нормальная сила кормы невелика (в сравнении с нормальной силой создаваемой стабилизаторами) и ошибка в определении $(c^{\alpha}_y)_{\text{корм}}$ не отразится заметно на координате её общего фокуса.

Слайд 47

1.3.3. Производная коэффициента подъемной силы стабилизаторов

А. Выражение для коэффициента подъемной силы стабилизаторов 2-й ступени $(c^{\alpha}_y)_2$, выглядит следующим образом:

$$(c_y^\alpha)_2 = (c_{y \text{ из.кр.}}^\alpha)_2 \cdot k_{Nfins2} \cdot K_{\alpha\alpha 2}$$

где

$(c_{y \text{ из.кр.}}^\alpha)_2$ – производная коэффициента подъемной силы изолированных (т.е. без учёта влияния корпуса и составленных из двух консолей) стабилизаторов 2-й ступени;
 $K_{\alpha\alpha 2}$ – коэффициент интерференции, характеризующий изменение общей нормальной силы стабилизаторов вследствие взаимного влияния этих стабилизаторов и корпуса;
 k_{Nfins2} – коэффициент, учитывающий количество стабилизаторов 2-й ступени:

$$k_{Nfins2} = \cos((4 - N_{fins2}) \cdot 30^\circ)$$

где

N_{fins2} – количество стабилизаторов на 2-й ступени.

т.е. при $N_{fins2} = 4$ $k_{Nfins2} = 1$

при $N_{fins2} = 3$ $k_{Nfins2} = 0.866$

Слайд 48

1.3.3. Производная коэффициента подъемной силы стабилизаторов (продолжение)

В. Выражение для коэффициента подъемной силы стабилизаторов 1-й ступени $(c_y^\alpha)_1$, с учётом влияния на них стабилизаторов верхней ступени:

$$(c_y^\alpha)_1 = (c_{y \text{ из.кр.}}^\alpha)_1 \cdot k_{Nfins1} \cdot K_{\alpha\alpha 1} \cdot (1 - \varepsilon_{avg}^\alpha)$$

где

ε_{avg}^α – средний угол скоса потока, вызванного верхними стабилизаторами (стабилизаторами 2-й ступени);

остальные коэффициенты, входящие в выражение для $(c_y^\alpha)_1$ – аналогичны коэффициентам в выражении для $(c_y^\alpha)_2$, но относящиеся к стабилизаторам 1-й ступени.

Слайд 49

1.3.3.1. Производная коэффициента подъемной силы изолированных стабилизаторов

В «ДПБЛА» представлены графические данные, построенные по теоретическим формулам, полученным из теории несущей поверхности для дозвуковой области скоростей:

$$(c_{y \text{ из.кр.}}^\alpha) / \lambda_k = f((\lambda_k (1 - M^2)^{0.5}); (\lambda_k \operatorname{tg}(\chi_{0.5})); \eta_k)$$

и скорректированные на основании данных экспериментов с учётом влияния относительной толщины профиля стабилизаторов/крыльев (параметра $(\lambda_k c^{1/3})$):

$$(c_{y \text{ из.кр.}}^\alpha) / \lambda_k = f((\lambda_k (1 - M^2)^{0.5}); (\lambda_k \operatorname{tg}(\chi_{0.5})); (\lambda_k c^{1/3}); \eta_k)$$

Как отмечается в данном источнике, сужение крыльев (стабилизаторов) η_k мало влияет на значения коэфф. подъёмной силы, и данные для крыльев с разным сужением, усреднялись.

Таким образом 4-х параметрическая задача для $(c_{y \text{ из.кр.}}^\alpha) / \lambda_k$ сводится к 3-х параметрической:

$$(c_{y \text{ из.кр.}}^\alpha) / \lambda_k = f((\lambda_k (1 - M^2)^{0.5}); (\lambda_k \operatorname{tg}(\chi_{0.5})); (\lambda_k c^{1/3}))$$

Более того, в силу того, что на моделях ракет, и прежде всего, в спортивных классах (S3/6/9) и высотном классе (S1), как правило имеется следующее сочетание факторов:

А) Модели ракет как правило - наименее устойчивы в самом начале полёта - при сходе с направляющей, когда топливо в двигателе только начинает выгорать. А значит и

Центр Тяжести модели находится в начальной стадии полёта в наиболее нижней точке.

Поэтому и запас устойчивости - расстояние между ЦТ и а/д фокусом, посему и сам фокус должны определяться для расчёта устойчивости модели - при выборе размеров стабилизаторов (или /и загрузки модели) при малых скоростях полёта (т.е. малых значениях числа М).

Т.е. критическим (а значит и расчётным) случаем для определения устойчивости модели являются минимальные скорости полёта. В силу этого параметр сжимаемости набегающего потока $((1-M^2)^{0.5})$ по своему значению будет близок к 1.

Даже для 2-х ступенчатых моделей при определении устойчивости полёта 2-й ступени и соответствующего выбора геометрии (или обоснования её), значение параметра сжимаемости $((1-M^2)^{0.5})$, к примеру, даже при достаточно большой скорости разделения ступеней (расчётный случай определения устойчивости 2-й ступени) $v=100$ м/сек ($M=0.29$) имеет достаточно большое (близкое к 1) значение 0.96.

Б) Значение удлинения крыла (сдвоенного стабилизатора), определяемое как $\lambda_k = (s_k)^2/A_k$, для огромного большинства моделей - никак не менее 1.5.

Тогда и произведение $\lambda_k (1-M^2)^{0.5}$ лежит в диапазоне, превышающем по своему значению 1.5, где влияние толщины профиля на коэфф. подъёмной силы - мало, и кривые для различных относительных толщин - близки к друг к другу и начинают слипаться по мере возрастания параметра $\lambda_k (1-M^2)^{0.5}$.

В) Более того, влияние относительной толщины крыльев/стабилизаторов особенно сказывается при достаточно большой этой толщине (см. приведённые графики из первоисточника).

Применяемые же на моделях стабилизаторы имеют сравнительно малые по значению относительной толщины стабилизаторы.

К примеру, при толщине стабилизаторов $c=1$ мм и длине средней а/д хорды $b_{A.K.}=34$ мм, относительная толщина составляет $\bar{c}=c/b_{A.K.}=0.029$. Тогда корень 3-й степени из $\bar{c}=0.029$:

$(0.029)^{1/3}=0.31$, и соответственно, параметр $(\lambda_k \bar{c}^{1/3})$ при, скажем, удлинении сдвоенного стабилизатора $\lambda_k=2$, составит значение $(\lambda_k \bar{c}^{1/3})=0.62$

При таких небольших значениях параметра $(\lambda_k \bar{c}^{1/3})$ значения коэфф. подъёмной силы, да ещё к тому же с учётом вышесказанного в А) и Б), мало зависит от толщины профиля, и её влиянием на значение коэффициента подъёмной силы можно пренебречь (см. графики-первоисточники).

И определение коэффициента подъёмной силы можно вполне со значительной точностью осуществлять по теоретическим кривым, представленным там.

И тогда зависимость коэфф. подъёмной силы;

- упрощается, поскольку будут отсутствовать немоности значений при малых $\lambda_k (1-M^2)^{0.5}$ и больших $(\lambda_k \bar{c}^{1/3})$;

- и сводится к зависимости от 2-х параметров:

$\lambda_k (1-M^2)^{0.5}$ и параметра $\lambda_k \text{tg}(\chi_{0.5})$, учитывающего стреловидность стабилизаторов:

$$(c^\alpha_{y \text{ из.кр.}})/\lambda_k = f(\lambda_k (1-M^2)^{0.5}; \lambda_k \text{tg}(\chi_{0.5}))$$

Слайд 50

1.3.3.1. Производная коэффициента подъемной силы изолированных стабилизаторов (продолжение)

Многочленом была получена полиномиальная аппроксимация данных зависимостей 3-й степени от параметра $\lambda_k (1-M^2)^{0.5}$ и 2-й степени - от параметра $\lambda_k \operatorname{tg}(\chi_{0.5})$ - для диапазона используемых на моделях значений удлинений $\lambda_k \approx 1-4$ и стреловидностей стабилизаторов - параметр $\lambda_k \operatorname{tg}(\chi_{0.5}) = 0-3$:

$$(c^{\alpha}_{y \text{ из.кр.}}) / \lambda_k = A \cdot x^3 + B \cdot x^2 + C \cdot x + D$$

где

$$x = \lambda_k (1-M^2)^{0.5}$$

$$z = \lambda_k \operatorname{tg}(\chi_{0.5})$$

$$A = -0.0000383 \cdot z^2 + 0.000133 \cdot z - 0.000153$$

$$B = 0.000194 \cdot z^2 - 0.000758 \cdot z + 0.00140$$

$$C = -0.000182 \cdot z^2 + 0.00137 \cdot z - 0.00698$$

$$D = -0.000203 \cdot z^2 - 0.00182 \cdot z + 0.0311$$

В частном случае нестреловидных стабилизаторов ($\chi_{0.5}=0$) для значений $\lambda_k (1-M^2)^{0.5} > 3.5$ экстраполяция зависимости $(c^{\alpha}_{y \text{ из.кр.}}) / \lambda_k = f(\lambda_k (1-M^2)^{0.5})$ имеет более простой вид:

$$(c^{\alpha}_{y \text{ из.кр.}}) / \lambda_k = 0.0288 \cdot e^{-0.1462 \cdot x}$$

Приведена также Графическая интерпретация этих аппроксимаций.

Слайд 51

1.3.3.2. Коэффициенты интерференции корпуса и стабилизаторов

$K_{\alpha\alpha}$ – коэффициент интерференции, характеризующий изменение общей нормальной силы стабилизаторов вследствие взаимного влияния стабилизаторов и корпуса;

$k_{\alpha\alpha}$ – коэффициент интерференции, характеризующий изменение нормальной силы собственно стабилизаторов вследствие влияния на них корпуса;

$$K_{\alpha\alpha} = K_{\alpha\alpha}^* \cdot k_{\text{п.с.}} \cdot k_{\text{нос}}$$

$$k_{\alpha\alpha} = k_{\alpha\alpha}^* \cdot k_{\text{п.с.}} \cdot k_{\text{нос}}$$

где

$K_{\alpha\alpha}^*$ и $k_{\alpha\alpha}^*$ – коэффициенты интерференции, учитывающие влияние относительного диаметра корпуса $\bar{D}=D/l$ (l – полный размах несущей поверхности) и сужения консолей.

Выражения для $K_{\alpha\alpha}^*$ и $k_{\alpha\alpha}^*$ были получены на основании теории и скорректированы результатами обработки экспериментальных данных:

$$K_{\alpha\alpha}^* = 1 + 3 \bar{D} - \bar{D} (1 - \bar{D}) / \eta_k$$

$$k_{\alpha\alpha}^* = (1 + 0.41 \bar{D})^2 \cdot (1 + 3 \bar{D} - \bar{D} (1 - \bar{D}) / \eta_k) / (1 + \bar{D})^2$$

На слайде показаны графические интерпретации этих теоретическо-эмпирических выражений для коэффициентов интерференции $K_{\alpha\alpha}^*$ и $k_{\alpha\alpha}^*$, представленные в «ДПБЛА».

Слайд 52

1.3.3.2. Коэффициенты интерференции корпуса и стабилизаторов (продолжение)

$k_{п.с.}$ – коэффициент, учитывающий влияние толщины пограничного слоя (а именно - уменьшение площади стабилизаторов, находящихся во внешнем потоке, и увеличение относительного диаметра корпуса):

$$k_{п.с.} = (1 - 2 \cdot \bar{D}^2 \cdot \bar{\delta}^* / (1 - \bar{D}^2)) \cdot [1 - \bar{D} \cdot (\eta_k - 1) \cdot \bar{\delta}^* / ((1 - \bar{D}) \cdot (\eta_k + 1))]$$

где

$\bar{\delta}^*$ – относительная толщина вытеснения, подсчитанная в сечении, проходящем через середину бортовой хорды стабилизатора, т.е. на расстоянии:

$$L_1 = x_r + b_r/2$$

Величина относительной толщины вытеснения для турбулентного пограничного слоя в соответствии с теорией определяется приближенным выражением:

$$\bar{\delta}^* \approx 0.093 \cdot L_1 / D \cdot (1 + 0.4 M + 0.147 M^2 - 0.006 M^3) / (Re(L_1))^{0.2}$$

где

$Re(L_1)$ - значение числа Re , подсчитанное в сечении, проходящем через середину бортовой хорды стабилизатора L_1

$k_{нос}$ – коэффициент, учитывающий влияние удаления от носика корпуса:

$$k_{нос} \approx 0.6 + 0.4 \cdot (1 - e^{-0.5 \cdot L_1})$$

Слайд 53

1.3.3.3. Скос потока вызванный верхними стабилизаторами

При определении коэффициента подъемной силы стабилизаторов нижней ступени необходимо учитывать не только взаимное влияние стабилизаторов и корпуса (через соответствующие коэффициенты интерференции), но и влияние на них стабилизаторов ступени верхней.

Это объясняется тем, что стабилизаторов верхней ступени, находясь под углом атаки, отбрасывают набегающие частицы воздуха в сторону, обратную вектору подъемной силы.

В результате происходит изменение направления потока, или *скос потока*.

Давление воздуха на наветренной стороне стабилизатора превышает давление на подветренной (что собственно и приводит к возникновению подъёмной силы). А если имеется разница давлений, то где-то должно быть и перетекание воздуха из области высококого давления в область низкого. Такое перетекание с передней и задней кромки ограничено скоростным напором набегающего / сбегающего потока воздуха. А вот на концевой хорде такого препятствия нет и воздух с нижней (наветренной стороны) перетекает на верхнюю. Совместное поступательное движение набегающего потока и перетекание его с нижней стороны приводит к вихревому движению вниз по течению из области концевой хорды стабилизатора /крыла.

Скос потока за изолированными крыльями может быть определён (в соответствии с «ДПБЛА») с помощью вихревой теории.

Принципы этой теории могут быть применены и для расчета скоса потока, вызываемого комбинацией крылья - корпус.

Применяя принципы этой теории, сходящий со стабилизаторов верхней ступени воздушный поток можно рассматривать как бесконечный вихрь, при условии достаточного удаления стабилизаторов 1-й ступени от стабилизаторов 2-й (на

расстоянии более чем **1.5** размаха одной консоли стабилизатора, что вполне соответствует геометрии моделей класса S1 и огромному большинству моделей-копий S5).

Теория позволяет рассчитать индуцированные скорости в области стабилизаторов нижней ступени и дополнительную подъемную силу этой поверхности, вызванную влиянием вихревой системы.

Местные углы скоса потока неодинаковы вдоль размаха стабилизатора нижней (1-й) ступени. Тем не менее, теория позволяет оценить значение интегрального среднего *угла скоса потока*, определяемого как условного, постоянного по всему размаху угла скоса потока, вызывающего тот же эффект, что и действительное поле углов.

Значение производной среднего *угла скоса потока* по углу атаки $\varepsilon_{\text{avg}}^{\alpha}$ на стабилизаторах 1-й ступени, вызванного стабилизаторами 2-й ступени, определяется выражением:

$$\varepsilon_{\text{avg}}^{\alpha} = 57.3 / (2\pi) \cdot i / \bar{z}_{vr2} \cdot s_2 / s_1 \cdot (c_{y \text{ из.кр.}}^{\alpha} / \lambda_k)_2 \cdot k_{\alpha 2} / K_{\alpha 1}$$

где

$\bar{z}_{vr2}$ – относительная координата вихря - расстояние от борта корпуса до вихря, отнесенное к размаху одного стабилизатора верхней ступени z_{vr2}/s_2 ;

i – коэффициент интерференции вихрей и стабилизаторов нижней (1-й) ступени, s_2/s_1 – отношение размаха (ширины) одного стабилизатора 2-й ступени к размаху (ширине) одного стабилизатора 1-й ступени;

$k_{\alpha 2}$ – величина коэффициента интерференции, характеризующего изменение нормальной силы собственно стабилизаторов 2-й ступени вследствие влияния на них корпуса 2-й ступени;

$K_{\alpha 1}$ – величина коэффициента интерференции, характеризующего изменение общей нормальной силы стабилизаторов 1-й ступени вследствие взаимного влияния стабилизаторов и корпуса 1-й ступени.

Слайд 54

1.3.3.3.1. Относительная координата вихря стабилизаторов верхней ступени $\bar{z}_{vr2}$

$\bar{z}_{vr2}$ – относительная координата вихря - расстояние от борта корпуса до вихря, отнесенное к размаху одного стабилизатора верхней (2-й) ступени;

Значения $\bar{z}_{vr2}$ определяются по теоретическому графику представленному в «ДПБЛА» в зависимости от параметров стабилизаторов 2-й ступени: $\lambda_k (1-M^2)^{0.5}$; $\lambda_k \text{tg}(\chi_{0.5})$ и $1/\eta_k$

Мною были получены полиномиальные аппроксимационные зависимости (линейная от параметра $\lambda_k \text{tg}(\chi_{0.5})$; 3-й степени от параметра $\lambda_k (1-M^2)^{0.5}$ и 2-й степени - от величины сужения стабилизатора ($1/\eta_k$)) этих графических данных.

В связи с громоздкостью полученных аппроксимаций данные аналитические зависимости здесь не приводятся.

На слайде приведены графические интерпретации этих аппроксимаций.

Слайд 55

1.3.3.3.2. Коэффициент интерференции стабилизатора нижней ступени и вихрей от стабилизатора верхней ступени i

В «ДПБЛА» приводятся графические зависимости значений коэффициента i от следующих параметров стабилизаторов нижней ступени:

$\bar{D}$ - относительного диаметра корпуса в области стабилизаторов нижней ступени;

$1/\eta_k$ - сужения стабилизаторов нижней ступени;

а также от относительных координат вихря:

$2 \cdot z_{v1} / l_1$ – поперечной координаты вихря на стабилизаторе нижней ступени, отнесённой к размаху одного стабилизатора нижней ступени (в этом случае координата вихря z_{v1} отсчитывается от плоскости симметрии модели, а размах l_1 измеряется с подкорпусной частью модели, т.е. $l_1 = 2 \cdot s_1 + D_1$).

$(2 \cdot y_{v1} / l_1)$ – вертикальная координата вихря на стабилизаторе нижней ступени, определяемая как расстояние от середины САХ стабилизатора 1-й ступени до плоскости стабилизатора 2-й ступени, отнесённая к размаху одного стабилизатора 1-й ступени (координата вихря y_{v1} отсчитывается от плоскости симметрии модели, а размах l_1 измеряется с подкорпусной частью модели, т.е. $l_1 = 2 \cdot s_1 + D_1$).

В случае если плоскости стабилизаторов верхней и нижней ступеней совпадают, вертикальная координата вихря $(2 \cdot y_{v1} / l_1) = 0$.

Зависимость i от этих 4-х параметров получена с помощью Теории Полос.

Слайд 56

1.3.3.3.2. Коэффициент интерференции стабилизатора нижней ступени и вихрей от стабилизатора верхней ступени i (продолжение 1)

Поперечная координата вихря z_{v1} на стабилизаторе нижней ступени (отсчитываемая от плоскости симметрии модели) в случае одинаковых диаметров 1-й и 2-й ступеней определяется по формуле:

$\bar{z}_{vr2}$

$$z_{v1} = z_{v2} = 1/2 \cdot [D + \bar{z}_{vr2} \cdot (1 - D)]$$

Если диаметр корпуса меняется по его длине, то координата вихря в области стабилизаторов нижней ступени подсчитывается по формуле, вытекающей из уравнения постоянства расхода:

$$z_{v1} = 1/2 \cdot ((D_2 + \bar{z}_{vr2} \cdot 2 \cdot s_2)^2 + D_1^2 - D_2^2)^{0.5}$$

Слайд 57

1.3.3.3.2. Коэффициент интерференции стабилизатора нижней ступени и вихрей от стабилизатора верхней ступени i (продолжение 2)

Здесь приведены для примера некоторые из приведённых в «ДПБЛА» графические зависимости коэффициента интерференции вихрей i для значения сужения стабилизаторов $(1/\eta_k)=0.5$ и четырёх значений относительного диаметра корпуса $\bar{D} = 0; 0.2; 0.4; 0.6$.

Слайд 58

1.3.3.3.2. Коэффициент интерференции стабилизатора нижней ступени и вихрей от стабилизатора верхней ступени i (продолжение 3)

Многу были получены аппроксимационные зависимости коэффициента интерференции вихрей i , приведённых в «ДПБЛА» графических данных, от упомянутых выше четырёх параметров.

В связи с громоздкостью полученных аппроксимаций данные аналитические зависимости здесь не приводятся.

Здесь приведены для примера графические интерпретации полученных аппроксимаций для коэффициента интерференции вихрей i для частных случаев значения сужения стабилизаторов $(1/\eta_k)=0.5$ и двух значений относительного расстояния от середины САХ нижних стабилизаторов до плоскости верхних $(2 \cdot y_{v1} / l_1) = 0$ (случая совпадения плоскостей стабилизаторов 1-й и 2-й ступени) и для $(2 \cdot y_{v1} / l_1) = 0.4$.

Слайд 59

1.3.3.3.2. Коэффициент интерференции стабилизатора нижней ступени и вихрей от стабилизатора верхней ступени i (продолжение 4)

Практический интерес данные для коэффициента интерференции i при $y \neq 0$, т.е. для случаев несовпадения плоскостей передних несущих поверхностей и задних имеют для оценки увеличения подъёмной силы нижних стабилизаторов при развороте их плоскостей относительно плоскостей стабилизаторов передних (поворот плоскостей стабилизаторов ступеней).

Здесь приведены для примера графические интерпретации полученных аппроксимаций для коэффициента интерференции вихрей i для значения сужения стабилизаторов $(1/\eta_k)=0.5$ и значений относительного диаметра корпуса в области стабилизаторов нижней ступени $\bar{D}_1=0; 0.2; 0.3$ при изменении значений относительного расстояния от середины средней аэродинамической хорды нижних стабилизаторов до плоскости верхних $(2 \cdot y_1 / l_1)$ от 0 (случая совпадения плоскостей стабилизаторов 1-й и 2-й ступени) до $(2 \cdot y_1 / l_1) = 1.6$.

Слайд 60

1.3.4. Коэффициент торможения потока k_T

Торможение потока (ТП) на нижних стабилизаторах вызывается главным образом обтеканием стабилизаторов передних.

Величина коэффициента торможения потока может быть определена по приближенной формуле:

$$k_T = (0.975 + A_1/A_2) / (1 + A_1/A_2)$$

где

A_1/A_2 – отношение площадей стабилизаторов 1-й и 2-й ступени

Предполагается, что ТП имеет место если плоскости стабилизаторов 1-й и 2-й ступеней совпадают.

Если же их плоскости повернуты относительно друг друга на достаточно большие углы (в частности 45° , 60°), то можно допустить, что ТП на стабилизаторах нижней ступени отсутствует и $k_T = 1$.

Слайд 62**1.4.1. Определение координаты аэродинамического фокуса (Центра Давления) модели**

Общее выражение для положения а/д фокуса 2-х ступенчатой модели $(x_{Fa})_{\Sigma}$, выглядит следующим образом (коэффициенты и параметры входящие в эту формулу будут подробно рассмотрены в следующих параграфах):

$$(x_{Fa})_{\Sigma} = 1/(c^{\alpha}_y)_{\Sigma} \cdot ((c^{\alpha}_y)_{\text{корп}} \cdot (x_{Fa})_{\text{корп}} + (c^{\alpha}_y)_2 \cdot \bar{A}_2 \cdot (x_{Fa})_2 + (c^{\alpha}_y)_1 \cdot \bar{A}_1 \cdot (x_{Fa})_1 \cdot k_{T1}) ,$$

где

$(c^{\alpha}_y)_{\Sigma}$ - производная коэффициента подъемной силы всей модели;

$(c^{\alpha}_y)_{\text{корп}}$ - производная коэффициента подъемной силы корпуса;

$(c^{\alpha}_y)_2$ - производная коэффициента подъемной силы стабилизаторов 2-й ступени;

$(c^{\alpha}_y)_1$ - производная коэффициента подъемной силы стабилизаторов 1-й ступени;

$(x_{Fa})_{\text{корп}}$ - координата фокуса корпуса;

$(x_{Fa})_2$ - координата фокуса стабилизаторов 2-й ступени;

$(x_{Fa})_1$ - координата фокуса стабилизаторов 1-й ступени;

$\bar{A}_2$ - площадь (в плане) 2-х стабилизаторов 2-й ступени, отнесённая к площади миделевого сечения корпуса $\bar{A}_2 = 2 A_{fin2}/A_{mid1}$;

$\bar{A}_1$ - площадь (в плане) 2-х стабилизаторов 1-й ступени, отнесённая к площади миделевого сечения корпуса $\bar{A}_1 = 2 A_{fin1}/A_{mid1}$;

k_{T1} - коэффициенте торможения потока в области стабилизаторов 1-й ступени

Слайд 63**1.4.2. Определение координаты аэродинамического фокуса корпуса модели**

Для случая типичной геометрии 2-х ступенчатых моделей класса S1 (ГО - цилиндр малого диаметра - сужающийся переходник (обтекатель 1-й ступени) - цилиндр большого диаметра - сужающаяся корма) выражение для координаты фокуса корпуса примет вид:

$$(x_{Fa})_{\text{корп}} = 1/(c^{\alpha}_y)_{\text{корп}} \cdot ((c^{\alpha}_y)_{\text{ГО+цил}} \cdot (x_{Fa})_{\text{ГО+цил}} \cdot \bar{r}^2 + (c^{\alpha}_y)_{\text{перех}} \cdot (x_{Fa})_{\text{перех}} + (c^{\alpha}_y)_{\text{корм}} \cdot (x_{Fa})_{\text{корм}}) ,$$

где

$(c^{\alpha}_y)_{\text{корп}}$ - производная коэффициента подъемной силы корпуса;

$(c^{\alpha}_y)_{\text{ГО+цил}}$ - производная коэффициента подъемной силы комбинации «ГО + сопрягаемый с ним цилиндр»;

$(c^{\alpha}_y)_{\text{перех}}$ - производная коэффициента подъемной силы расширяющегося переходника;

$(c^{\alpha}_y)_{\text{корм}}$ - производная коэффициента подъемной силы сужающейся кормы;

$(x_{Fa})_{\text{ГО+цил}}$ - координата фокуса комбинации «ГО + сопрягаемый с ним цилиндр»;

$(x_{Fa})_{\text{перех}}$ - координата фокуса расширяющегося переходника;

$(x_{Fa})_{\text{корм}}$ - координата фокуса сужающейся кормы;

$\bar{r}^2$ - отношение площадей миделевых сечений корпусов 2-й и 1-й ступеней:

$$\bar{r}^2 = (r_2 / R_1)^2$$

Слайд 64

1.4.2.1. Определение координаты аэродинамического фокуса комбинации «ГО + сопрягаемый с ним цилиндр»

Координата фокуса комбинации «ГО + сопрягаемый с ним цилиндр», определённая в соответствии с теорией тонких удлинённых тел:

$$(x_{F\alpha})_{ГО+цил} = L_{ГО} - W_{ГО} / A_{mid2}$$

где

$W_{ГО}$ – объем ГО

1.4.2.2. Определение координаты аэродинамического фокуса расширяющегося переходника

В соответствии с «ДПБЛА» фокус расширяющегося переходника произвольной формы определяется теоретическим выражением:

$$(x_{F\alpha})_{перех} = L_{\Sigma \text{корп}2} + L_{перех} - (W_{перех} - A_{mid2} \cdot L_{перех}) / (A_{mid1} - A_{mid2}) \quad (A)$$

*) – Для справки:

В работе Дж. Барроумана (США) фокус расширяющегося переходника определяется:

$$(x_{F\alpha})_{перех} = L_{корп2} + L_{перех} \cdot [1 + (1 - r/R)/(1 - (r/R)^2)] \quad (B)$$

где

$L_{\Sigma \text{корп}2}$ – длина корпуса 2-й ступени

Выражения (A) и (B) являются идентичными для переходника конической формы и в этом случае численные значения $(x_{F\alpha})_{перех}$ совпадают.

1.4.2.3. Определение координаты аэродинамического фокуса сужающейся кормы

В соответствии с «ДПБЛА» фокус сужающейся кормовой части определяется теоретическим выражением (при отсутствии срыва потока, т.е. при условии, что максимальный угол наклона касательной к образующей кормы (угол полураствора конуса в случае конической формы) $\alpha < 7.5^\circ$):

$$(x_{F\alpha})_{корм} = L_{корп} - (A_{mid1} \cdot L_{корм} - W_{корм}) / (A_{mid1} - \pi \cdot r_{дон}^2)$$

где

$L_{\Sigma \text{корп}}$ – длина корпуса всей модели (1-2-й ступени)

Слайд 65

1.4.3. Определение координаты аэродинамического фокуса стабилизаторов

$(x_{F\alpha})_{fin}$

Координата фокуса стабилизаторов $(x_{F\alpha})_{fin}$ определяется общим выражением справедливым в отношении обеих ступеней, полученным из уравнения моментов:

$$(x_{F\alpha})_{fin} = 1/K_{\alpha\alpha} \cdot [x_{Физ.кр} + (K_{\alpha\alpha} - 1) \cdot x_{F\Delta} + (K_{\alpha\alpha} - k_{\alpha\alpha}) \cdot x_{Fi \text{ корп}}],$$

где

$x_{Физ.кр}$ – координата точки приложения нормальной силы изолированных стабилизаторов;

$x_{F\Delta}$ – координата точки приложения дополнительной нормальной силы стабилизаторов, вызванной влиянием корпуса;

$x_{Fi \text{ корп}}$ – координата точки приложения нормальной силы индуцированной стабилизаторами на корпусе

Положение фокуса изолированных стабилизаторов $x_{Fиз.кр}$ выражено через безразмерную величину $\bar{x}_{Fиз.кр}$, представляющую собой координату фокуса, отсчитанную от начала САХ и выраженную в долях САХ:

$$x_{Fиз.кр} = x_{AK} + b_{AK} \cdot \bar{x}_{Fиз.кр}$$

где

b_{AK} – САХ стабилизаторов;

x_{AK} – координата начала САХ консолей.

Слайд 66

1.4.3. Определение координаты аэродинамического фокуса стабилизаторов (x_{Fa})_{fin} (продолжение 1)

В «ДПБЛА» представлены графические данные для определения безразмерной величины $\bar{x}_{Fиз.кр}$ в зависимости от параметров подобия: $\lambda_k (1-M^2)^{0.5}$; $\lambda_k \lg(\chi_{0.5})$ и η_k . В основу этих данных положены результаты, полученные по линейной теории крыльев конечного размаха и скорректированные с помощью экспериментальных данных.

Многу были получены аппроксимационные зависимости этих графических данных.

При получении аппроксимационных зависимостей для координат фокуса изолированных стабилизаторов $\bar{x}_{Fиз.кр}$, диапазон $\lambda_k (1-M^2)^{0.5} < 1$ не рассматривался по причинам, оговорённым выше в пункте 1.3.3.1. «Производная коэффициента подъемной силы изолированных стабилизаторов».

В связи с громоздкостью полученных аппроксимаций данные аналитические зависимости здесь не приводятся.

Приведена также Графическая интерпретация этих аппроксимаций.

Слайд 68

1.4.3. Определение координаты аэродинамического фокуса стабилизаторов (x_{Fa})_{fin} (продолжение 3)

Следует заметить, что согласно правилам подобия существенное влияние на $\bar{x}_{Fиз.кр}$ на больших скоростях и для больших толщин профилей оказывает параметр $(\lambda_k c^{1/3})$. Это иллюстрируется приведённым в «ДПБЛА» графиком для $\bar{x}_{Fиз.кр} = f(\lambda_k (1-M^2)^{0.5}; (\lambda_k c^{1/3}) = \text{var})$, где приведены результаты испытаний прямоугольных крыльев ($\lambda_k \lg(\chi_{0.5})=0$; $\eta_k=1$) в аэродинамических трубах.

Однако, по тем же вышеупомянутым причинам в пункте 1.3.3.1. «Производная коэффициента подъемной силы изолированных стабилизаторов», диапазон скоростей и толщин стабилизаторов, где сказывается влияние параметра $(\lambda_k c^{1/3})$ на положение координаты фокуса изолированных стабилизаторов $\bar{x}_{Fиз.кр}$ практически не применим к моделям. И тем самым задача определения $\bar{x}_{Fиз.кр}$ упрощается и сводится из 4-х параметрической к 3-х параметрической, исключая влияние параметра $(\lambda_k c^{1/3})$.

Слайд 69**1.4.3. Определение координаты аэродинамического фокуса стабилизаторов (x_{Fa})_{fin} (продолжение 4)**

x_{FD} – координата точки приложения дополнительной нормальной силы стабилизаторов, вызванной влиянием корпуса. x_{FD} определяется в соответствии с теорией тонкого тела (учитывая распределение нормальной силы по размаху стабилизатора) по следующей приближенной формуле:

$$x_{FD} = x_{Fиз.кр} - f_1 \cdot \text{tg}(\chi_{0.5})$$

где

f_1 – расстояние вдоль оси Oz между фокусом изолированного стабилизатора и точкой приложения дополнительной силы стабилизатора (точки **A** и **B** на рисунке).

В «ДПБЛА» приведена графическая зависимость значения f_1 , выраженного в долях размаха консоли s в функции величины относительного диаметра корпуса $\bar{D}$.

Мною была получена аппроксимация этой зависимости:

$$(f_1/s) = 0.05458 \cdot (1 - \bar{D}) \cdot (1 - (1 - \bar{D})^2)^{0.27}$$

Приведена также графическая интерпретация этой аппроксимации.

Слайд 70**1.4.3. Определение координаты аэродинамического фокуса стабилизаторов (x_{Fa})_{fin} (продолжение 5)**

Координата точки приложения нормальной силы, индуцированной стабилизаторами на корпусе, $x_{Fi \text{ corp}}$ определяется выражением:

$$x_{Fi \text{ corp}} = x_r + b_r \cdot \bar{x}_{Fr}$$

где

$$\bar{x}_{Fr} = \bar{x}_{Fиз.кр} + 0.02 \cdot \lambda_k \text{tg}(\chi_{0.5})$$

Слайд 71**1.5. Рассматриваемые случаи и допущения****1.5.1. Предположение: минимум по Cx_{sum} ($V_{средн}$) обеспечивает максимум высоты полёта.**

Во всех ниже рассматриваемых случаях за критерий оптимальности принимается не собственно максимальная высота полёта модели, а критерий более низкого уровня – минимальное значение

Суммарного коэффициента аэродинамического сопротивления Cx_{sum} при некоей средней скорости, предполагая, что минимум по Cx_{sum} обеспечивает максимум по высоте полёта H_Σ . Тем самым упрощая задачу, и сводя решение задачи достаточно высокого уровня к решению задачи более низкого уровня.

С точки зрения математики это не совсем корректно, тем более учитывая, что значения самого коэффициента а/д сопротивления Cx_{sum} изменяются по скорости полёта (см. пар. «1.3.3. Cx_{sum} 2-й ступени и скорость полёта»). Тем не менее, решение задачи (нахождение геометрии модели) по $\min Cx_{sum}$ будет находиться где-то в области решения задачи по $\max H_\Sigma$.

Подобный метод, принятый в «большой технике», принято называть методом декомпозиции – разбивать сложную задачу высокого уровня на несколько подзадач более низкого, а поэтому и менее сложных; находить решения для каждой подзадачи, а затем «сшивать» их, позволяет сократить время на решение общей задачи высокого уровня и распараллелить её.

Конечно, по большому счёту и если у Вас имеются ресурсы, и прежде всего - время, после решения оптимизационной задачи на уровне нижнем - нахождения оптимума конструктивного решения по критерию $\min Cx_{sum}$ - для проведения численного анализа необходимо не просто брать за критерий оптимальности $\min Cx_{sum}$ для средней скорости, а пользоваться методами / программными продуктами, определяющими высоту полёта, учитывающими изменение значения $\min Cx_{sum}$ от скорости полёта, и выполнять последнее уже в дополнение к анализу минимизации собственно $\min Cx_{sum}$, где-то в области съоптимизированных параметров, тем самым уточняя и подтверждая правильность найденного решения.

ЗАМЕЧАНИЕ:

На самом деле, данное предположение не совсем корректно, поскольку во многих случаях при реализации «в металле» той или иной схемы приходится платить (сложностью, увеличением массы) за уменьшение аэродинамического сопротивления. И в конкретном случае нужно идти на компромисс между АЭРОДИНАМИКОЙ и МАССОЙ для достижения максимальной высоты полёта.

Слайд 72

1.5.2. Принцип Аддитивности в отношении Cx_{sum} и Cx отдельных частей модели.
Математическая модель общего аэродинамического сопротивления Cx_{sum} модели основана на следующем предположении:

Общий коэффициент аэродинамического сопротивления модели Cx_{sum} равен сумме коэффициентов аэродинамического сопротивления Cx элементов модели (головного обтекателя (ГО), корпуса, кормы, дна, стабилизаторов).

Это не совсем корректно и правильно, особенно для $Cx_{корм}$, и $Cx_{дон}$, значения которых зависят от "предыстории" потока, от того, что происходит вверху течения.

Спасибо Роберту Парксу (США) за замечания во время обсуждения предыдущей версии PPP: "... Вы не можете действительно изолировать часть модели и рассматривать эту часть отдельно от остальных. По причине дозвукового течения и относительно малых чисел Рейнольдса ..."

Однако, как первое приближение это является единственным способом сделать недорогой и быстрый сравнительный анализ (но может быть Вы хотите, способны и имеете время, чтобы решить сложную систему уравнений течений / обтекания модели потоком воздуха, ... - "флаг Вам в руки").

Слайд 73

1.5.3. Положение точки перехода Ламинарного течения в Турбулентное.

2. В действительности переход от Ламинарного течения в Турбулентное происходит не в точке, а на некотором участке, где имеется так называемое **переходное течение** с

признаками как ламинарности так и турбулентности. Однако, в инженерных моделях предполагается (для упрощения и универсализации – перенесения данных теории / экспериментов на другие подобные случаи) “сводить” этот участок в точку, за координату которой, как правило, принимают середину участка с переходным режимом течения.

И в реальности протяжённость этого участка с переходным режимом течения зависит в том числе от числа Re и от типа/характера возмущающего поток фактора, приводящего к его турбулизации (излом образующей корпуса / сопряжение поверхностей / выступ / канавка / стык и т.д.). Предполагаю, что присутствие сразу нескольких возмущающих факторов в одном месте приводит к более интенсивной турбулизации потока, а посему, и к укорочению участка с переходным режимом течения, что означает на практике уменьшение значения координаты точки перехода Ламинарного течения в Турбулентное X_t .

Посему, в частности, если турбулизация ламинарного потока и происходит в результате сопряжения ГО – Цилиндр, то ТОЧКА перехода Ламинарного течения в Турбулентное не совпадает в точности (в общем случае) с точкой их сопряжения, а лежит несколько “ниже по течению”. Но в качестве крайнего случая для проведения анализа можно предположить, что эти точки совпадают.

Это, конечно всё - “высокие материи”, но иметь некоторое представление, пусть и качественно - не мешало бы.

В связи с этим, даже если ламинарное течение и не реализуется на цилиндрической части корпуса, тем не менее, меры по сглаживанию перехода ГО-Цилиндр (см. ниже пар. «5.2. Отсутствие канавки на стыке ГО-Цилиндр корпуса») должны принести положительный результат.

Слайд 75

1.5.5. Стабилизаторы

Как только мы хотим определить устойчивость модели, мы должны определить внешнюю геометрию модели - для определения положение Центра Давления.

Мы также должны задаться и определенным дизайном модели: внутренней геометрией; местоположением всех частей модели; материалами (их удельными массами); толщинами стенок; и т.д. - для определения положение Центра Тяжести.

Слайд 76

1.5.6. Скорости полёта моделей, при которых вычислялись значения Cx_{sum}

Для 1-й ступени Cx_{sum} определялся для $V = 40 \text{ м/с} \approx V_{\text{средн}}$ 1-й ступени (*).

Для 2-й ступени Cx_{sum} определялся для $V = 80 \text{ м/с} \approx V_{\text{средн}}$ 2-й ступени (**).

*)

Высоты полёта 1-х ступеней (до момента разделения ступеней) лежат где-то в диапазоне $H_{\text{акт1}} \approx 60\text{--}80 \text{ м}$.

При времени работы двигателя 1-й ступени $t_{\text{акт1}} = 1.3\text{--}1.5 \text{ сек}$.

Получаем $V_{\text{средн1}} = H_{\text{акт1}} / t_{\text{акт1}} \approx 40\text{--}60 \text{ м/сек}$

**)

Принимая во внимание, что высоты полёта моделей находятся в диапазоне $H_{\text{пол}} = 600\text{--}800 \text{ м}$ (конечно, для хорошо исполненных моделей),

высоты полёта вторых ступеней лежат где-то в диапазоне $H_{\text{пол2}} \approx 550\text{--}700 \text{ м}$.

Общее время активного и пассивного участков полёта 2-х ступеней составляет, по всей видимости, порядка:

$$t_{\text{акт}2} + t_{\text{пасс}2} \approx 6-8 \text{ сек}$$

Получаем:

$$V_{\text{средн}2} = H_{\text{пол}2} / (t_{\text{акт}2} + t_{\text{пасс}2}) \approx 75-90 \text{ м/сек}$$

Очевидно, что и сами значения средней скорости полёта модели (ступени) изменяются в зависимости от начальной массы, аэродинамической чистоты модели, её геометрии. Тем не менее, средняя скорость не будет значительно изменяться. Хотя опять же, а какую скорость брать за среднюю? Может быть среднеквадратичную или ещё каким-то образом определённую. Но по большому счёту это не должно сказываться на результатах анализа и его тенденциях.

Слайд 77

1.5.7. Величина скорости модели для определения запаса устойчивости

Модели ракет как правило - наименее устойчивы в самом начале полёта - при сходе с направляющей, когда топливо в двигателе только начинает выгорать. А значит и Центр Тяжести модели находится в начальной стадии полёта в наиболее нижней точке, И по мере выгорания топлива и возрастания скорости положение ЦТ смещается вверх. Кроме того, положение Фокуса модели при возрастании скорости (как правило, для наиболее употребимого сочетания геометрических параметров моделей класса S1) смещается вниз. Здесь главную роль играют главным образом 2 фактора:

1. Увеличение коэффициента подъёмной силы изолированного крыла $c_{\text{уиз.кр.}}^{\alpha}$ при увеличении скорости полёта (числа M) - см. характер зависимости $(c_{\text{уиз.кр.}}^{\alpha}) / \lambda_k = f(\lambda_k (1 - M^2)^{0.5})$, параграф «1.3.3.1. Производная коэффициента подъёмной силы изолированных стабилизаторов».

2. Смещение (вверх или вниз) координаты фокуса изолированного крыла/стабилизатора $\bar{x}_{\text{Физ.кр.}}$ при увеличении скорости полёта (числа M) - см. характер зависимостей $\bar{x}_{\text{Физ.кр.}} = f(\lambda_k (1 - M^2)^{0.5})$, параграф «1.4.3. Определение аэродинамического фокуса стабилизаторов».

Тем не менее в «игре» этих двух параметров при изменении скорости, наиболее определяющим является увеличение $c_{\text{уиз.кр.}}^{\alpha}$ от числа M и соответствующее этому смещение Фокуса (ЦД) - вниз.

Однако, это изменение положения ЦД модели от скорости - хотя и имеющее место - является незначительным (*) по сравнению с изменением положения ЦТ

В итоге - запас устойчивости, т.е. расстояние между ЦТ и а/д фокусом, посему и сам фокус должны определяться для расчёта устойчивости модели - при выборе размеров стабилизаторов (или/и загрузки модели) в начале полёта - при наименьших скоростях, т.е. малых значениях числа M .

Т.е. критическим (а значит и расчётным) случаем для определения устойчивости модели являются скорости в начале полёта ступеней:

Для 1-й ступени это - скорость отделения от пусковой установки. В зависимости от её типа (многоштыревая или пистоновая) эта величина - в диапазоне **10-30 м/сек ($M = 0.03 - 0.1$)**.

Для 2-й ступени это - скорость в конце активного участка работы двигателя 1-й ступени / скорость разделения ступеней, величина которой примерно **60-80 м/сек ($M = 0.2 - 0.25$)**.

ЗАМЧАНИЯ:

1. *) - На самом деле изменение а/д фокуса от скорости настолько незначительное, что по большому счёту, является некритичным при какой скорости определяется положение фокуса. К примеру, для типичной геометрии 2-х ступенчатой модели S1 смещение вниз фокуса во всём диапазоне скоростей полёта 1-й ступени (от **15 м/сек** до **70 м/сек**) составляет всего **1 мм**, а это только мизерные **0.2%** от общей длины модели. И если подходить инженерно к этому вопросу, а не «научно-кабинетно» с «ловлей циферных блох», то разницы практически не существует.

2. Устойчивость модели, как это было показано выше в этом параграфе, должна определяться в начале полёта модели (ступени), т.е. при минимальных скоростях.

И она, эта устойчивость (положение ЦД модели) определяется главным образом геометрией стабилизаторов.

Но вот жесткость/прочность последних должна быть достаточной, чтобы выдерживать максимальные нагрузки, действующие на них в полёте, которые имеют место как раз при максимальных скоростях полёта.

И стабилизаторы, наилучшим образом отвечающие требованию по устойчивости (с наименьшими массой и а/д сопротивлением) могут и не отвечать требованиям по прочности (что как будет показано ниже в параграфе «**1.6.6.3. Длина бортовой хорды (и удлинение) стабилизаторов**» так и есть). И тогда необходимо идти на компромисс.

Слайд 78**1.6. Результаты численного анализа. 2-я ступень**

Надо отдавать отчёт в том, что результаты анализа сравниваемых вариантов, как представленные ниже по представленной же описанной выше мат. модели, так и проводимые Вами по каким-либо методикам и с помощью тех или иных программных продуктов, имеют погрешности, связанные и с принятыми допущениями, и с упущением/нерассмотрением каких-то факторов. А посему к результатам численного анализа нужно относиться осторожно.

Полученная разница в сравнительных результатах может оказаться в диапазоне погрешностей применяемых методик. И тогда достоверность полученного может оказаться невысока.

Не всегда, правда, известны КОЛИЧЕСТВЕННО погрешности применяемого.

Но всегда надо осторожно относиться особенно если разница составляет единицы процента.

И воспринимать полученное не как руководство к исполнению, а как доп. информацию. И принимать к рассмотрению и другие факторы (например, технологичность).

А если есть желание и ресурсы, то провести более глубокие исследования, включая прежде всего испытания /лёт.

Слайд 80**1.6.1. Длина 2-й ступени (продолжение 1)**

2. Однако, этот минимум C_{xsum} достаточно пологий и поэтому значения C_{xsum} не очень чувствительны к небольшим изменениям длины ступени в пределах диапазона рассматриваемых длин ступеней.

К тому же, значение оптимума определенно находится в пределах точности применённой математической модели.

Рассматривая факт, что нам точно не известно (на данной стадии расчётов / исследований), какой доминирующий поток (ламинарный или турбулентный) имеется на 2-й ступени, у нас в принципе ... нет ответа (основанного на результатах данного анализа) на вопрос "Какая длина лучше?" И ответом является - ... «у нас нет ответа на данном этапе». И потребуются дополнительные исследования или/и принятие во внимание некоторых других фактов, аспектов, и т.д.

Собственно, это достаточно характерно для исследований - чем глубже копаешь, тем больше появляется вопросов чем ответов. "Чем дальше в лес, тем больше дров".

Слайд 81

1.6.1. Длина 2-ой ступени (продолжение 2)

3. Для преобладающего Ламинарного течения

У 2-й ступени без кормы имеется большее значение Cx_{sum} чем у ступени с кормой.

$$Cx_{sum} (L_{корм} = 0) > Cx_{sum} (L_{корм} \neq 0)$$

для обоих случаев форм кормы (конический или параболический) (примерно на 4-3% соответственно больше).

Слайд 82

1.6.1. Длина 2-ой ступени (продолжение 3)

4. Однако, интересным и не очень ожидаемым результатом является то, что:

У 2-й ступени без кормы (для преобладающего Турбулентного течения) имеется меньшее значение Cx_{sum} чем у ступени с кормой (конической или параболической).

Давайте рассмотрим подробно результаты для 2-й ступени длиной $L_{sum} = 180$ мм:

Без кормы: $L_{корм} = 0$; $r_{дон} = 9$ мм; $L_{го} = 45$ мм

Для параболической кормы: $L_{корм} = 29$ мм; $r_{дон} = 7.2$ мм; $L_{го} = 16$ мм

Для конической кормы: $L_{корм} = 29$ мм; $r_{дон} = 5.4$ мм; $L_{го} = 16$ мм

$Cx_{sum} (L_{корм} = 0) < Cx_{sum} (L_{корм} \neq 0)$ для обоих случаев форм кормы (конический или параболический) для преобладающего Турбулентного течения (примерно на 9-13% меньше)

Причины, объясняющие этот интересный результат:

- Несмотря на то, что сопротивление давления $Cx_{дон}$ пропорционально кубу сужения кормы ($r_{дон} / R$), и в рассматриваемом случае:

$$(r_{дон} / R)^3 = (5.4 / 9)^3 = 0.22 \text{ (для конической кормы) и ...}$$

$$= (7.2 / 9)^3 = 0.51 \text{ (для параболической кормы), и поэтому } Cx_{дон} \text{ (для } L_{корм} = 0) \text{ существенно больше чем } Cx_{дон} \text{ с сужающейся кормой,}$$

1. У цилиндрического корпуса не имеется потери давления (т.е. дополнительного сопротивления) на этой ОТСУТСТВУЮЩЕЙ части - корме:

$Cx_{корм} (L_{корм} = 0) = 0$ против $Cx_{корм} (L_{корм} = 29 \text{ мм}) = 0.027$ и 0.059 для параболической и конической кормы соответственно

2. У ступени с цилиндрическим корпусом ($L_{\text{корм}} = 0$) имеется более длинный ГО и поэтому:

а. У него имеется меньшее сопротивление давления $Cx_{\text{го}}$: - **0.005** против **0.009** (значение давления $Cx_{\text{го}}$ для $\lambda_{\text{го}} = 16 \text{ мм}/18 \text{ мм}$), и что еще более важно:

б. У него имеется большая по площади поверхность с Ламинарным течением и, следовательно, меньшее значение общего коэффициента сопротивления трения Cx_f : **0.152** против **0.170** для параболической и конической кормы (для преобладающего Турбулентного течения).

В принципе, мы должны заплатить высокую цену «**3 мм**» на цилиндрической части ступени за каждый «**1 мм**» длины кормы, чтобы соответствовать "25%-му" требованию Кодекса/Правил. А это увеличит поверхность корпуса. У ступени будет дополнительное сопротивление трения, составляющее львиную долю в общем сопротивлении ступени (и особенно при турбулентном обтекании корпуса).

Или же мы должны сократить на этот «**1 мм**» относительно эффективную длину ГО.

Слайд 84

1.6.2. Длина кормы 2-й ступени

Давайте найдем оптимальное распределение «**25 %** от общей длины 2-й ступени» между ГО и сужающейся кормой.

Определим значение Cx_{sum} для ряда значений $L_{\text{корм}} = 7.25; 14.5; 21.75 \text{ мм}$.

Рассмотрим $L_{\text{sum}} = 180 \text{ мм}$.

$\alpha_{\text{кон корм}} = \alpha_{\text{max параб корм}} = 7^\circ$

для $(L_{\text{го}} + L_{\text{корм}}) = 1/4 L_{\text{sum}} = 45 \text{ мм}$

При преобладающем Турбулентном погранслое более оптимальным является безкормовой вариант модели на интервале скоростей полёта модели.

Но вот при ламинарном п/с всё же оптимальность смещается в сторону 2-х ступеней с сужающейся кормой.

Таким образом, получается (см. Результаты анализа следующего параграфа «**1.3.3. Cx_{sum} 2-й ступени и скорость полёта**»):

1) При Турбулентном обтекании более рациональным (с точки зрения значений суммарного коэффициента а/д сопротивления) является вариант ступени без сужающейся кормы на интервале скоростей полёта модели.

2) При Ламинарном же обтекании:

- при сравнительно небольших скоростях полёта 2-й ступени значения Cx_{sum} для «бесхвостового» варианта также меньше чем для варианта с сужающейся кормой;

- при возрастании скорости (на каком-то интервале значений её) Cx_{sum} для обоих, «хвостового» и «бесхвостового» вариантах исполнения ступени будут примерно равными;

- по мере дальнейшего возрастания скорости Cx_{sum} у «хвостатого» варианта будет меньше чем у просто цилиндрического исполнения корпуса.

И для выяснения, на каком конструктивном варианте остановится, необходимо ответить на вопрос «а какой же характер обтекания в полёте имеется на 2-й ступени?».

А действительно ли будет реализовываться ламинарный п/с при возросших скоростях (до уровня **80 м/сек** (что соответствует числам **Re > 10⁶**) и более)?

Для ответа на этот вопрос можно провести ряд лётных испытаний, см. параграф «**10.2.5. Лётные испытания по определению характера обтекания на корпусе**»).

Дополнительно к вопросу о корме можно принять к сведению нижеследующее.

Мое более раннее предположение, что выдвинутый за доновый срез ступени двигатель уменьшает доновое сопротивление модели, было подтверждено численным анализом моделирования потока Роберта ПАРКСА (США). Эта информация также была представлена Крисом ФЛАНИГАНОМ в его РРР "S1B (Высота) Обзор Результатов". В результате анализа автор пришел к выводу, что выдвинутый двигатель (на длину $L = 15 \text{ мм}$) уменьшает значение коэффициента донового сопротивления ступени по крайней мере на **16 %**.

В определённой мере "выдвинутый Двигатель" является "бедным" вариантом кормы. И этот факт является дополнительным «голосом» в защиту варианта "Без кормы" для дизайна 2-й ступени.

Слайд 85

1.6.2. Длина кормы 2-й ступени (продолжение)

Заключение:

1. Вопрос о том, а нужна ли КОРМА, переводится в вопрос о характере обтекания на цилиндрической части корпуса.

2. Более ясная формулировка Кодекса ФАИ (в поправке введённой или в ближайшем будущем вводимой), запрещающая наличие кормы, вообще снимает этот вопрос. Тем не менее, существуют пути уменьшения донового сопротивления модели и при отсутствии внешней кормы. Идея/концепция конструктивного исполнения описана ниже (см. параграф «**5.3.2. Инжектирование воздушного потока в донную область корпуса**»).

Слайд 86

1.6.3. $C_{x \text{ sum}}$ 2-й ступени и скорость полёта

В приведённые результаты анализа коэффициента а/д сопротивления 2-й ступени предыдущей версии данного материала (Rev. 2) ошибочно данные по всем приведённым случаям приводились для скоростей полёта $V = 40 \text{ м/сек}$, вместо значения $V = 80 \text{ м/сек}$, примерно соответствующего средней скорости полёта 2-й ступени.

Однако, не смотря на это, почти все выводы практически одинаковы как для скорости $V = 40 \text{ м/сек}$, так и для $V = 80 \text{ м/сек}$, кроме только относительно оптимальности отсутствия на 2-й ступени кормы для одного из двух крайних рассматриваемых случаев обтекания - для преобладающего Ламинарного течения.

Для случая же преобладающего Турбулентного течения вывод о нерациональности использования сужающейся кормы на 2-й ступени остаётся в силе и при скорости $V = 80 \text{ м/сек}$.

Тем не менее, те результаты (сравнительный анализ суммарного коэффициента а/д сопротивления при меньших чем средние скорости полёта 2-й ступени) можно рассматривать как дополнительную информацию к общему анализу.

В общем случае они указывают на комплексность, сложность природы обтекания даже такого, казалось бы простого объекта, каким является 2-я ступень – оперённый цилиндр с наконечником. А также и на то, что при анализе и выводах нужно подходить аккуратно и осторожно, принимая в расчёт различные аспекты.

И было бы занятно посмотреть на влияние скорости полёта на значение $C_{x_{sum}}$ 2-й ступени.

Слайд 87

1.6.3.1. $C_{x_{sum}}$ 2-й ступени = $f(V)$.

При $X_t = f(V)$. Влияние шероховатости поверхности

В рассматриваемых на предыдущем слайде случаях (представленных зависимостях $C_{x_{sum}}$ от скорости полёта V) предполагалось, что положение точки перехода ламинарного обтекания в турбулентное X_t с изменением скорости полёта не меняется.

Как было оговорено в параграфе «1.5.3. Положение точки перехода Ламинарного течения в Турбулентное» для упрощения приводимого анализа рассматривались крайние случаи:

- либо полностью (или преимущественно) ламинарное обтекание;
- или полностью (или преимущественно) турбулентное обтекание.

В действительности, конечно, это – не так. (См. выше пар. «1.2.1.4. Координата точки перехода Ламинарного течения в Турбулентное X_t »),

И здесь в качестве примера приведены результаты численного анализа $C_{x_{sum}}$ 2-й ступени от скорости полёта V с учётом изменения по скорости значения Критического числа Рейнолдса Re_t (и соответственно - положения точки перехода ламинарного обтекания в турбулентное $X_t(V)$).

Рассматривалась 2-я ступень с удлинением $\lambda = 10$ ($4; 8=0$ ABC? $5=8$ $L = 180$ мм) без сужающейся кормы.

На диаграмме приведены $C_{x_{sum}}$ 2-й ступени = $f(V)$ для 3-х различных значений степени шероховатости внешней поверхности

(* - Консервативно принималось, что высота бугорков шероховатости измеряется не от серединной базовой линии “пилы” профиля шероховатости, а от линии впадин. Т.е. высота бугорков шероховатости $h = 2 R_z$)

Рассматриваемые значения высоты бугорков шероховатости:

1. $h = 0.5$ мкм:

Соответствует 11-му классу чистоты поверхности. $R_z = 0.25$ мкм (из диапазона $R_z = 0.4 - 0.2$ мкм)

11-й Класс чистоты поверхности обеспечивается: Шлифованием – суперфинишированием.

2. $h = 10$ мкм:

Соответствует 7-му классу чистоты поверхности. $R_z = 5$ мкм (из диапазона $R_z = 6.3 - 3.2$ мкм ($R_a = 1.25 - 0.63$)).

7-й Класс чистоты поверхности обеспечивается: Шлифованием чистовым.

3. $h = 20$ мкм:

Соответствует 6-му классу чистоты поверхности. $R_z = 10$ мкм (из диапазона $R_z = 10 - 6.3$ мкм ($R_a = 2.5 - 1.25$)).

6-й Класс чистоты поверхности обеспечивается: Шлифованием предварительным.

Слайд 89**1.6.3.1.1. Анализ полученных результатов****1. Высоты бугорков шероховатости $h = 20$ мкм:**

При малых скоростях (при полностью ламинарном обтекании) падение $C_{x_{sum}}$ обуславливается уменьшением значения коэффициента сопротивления трения, составляющего большую долю в суммарном коэффициенте а/д сопротивления, и который уменьшается с возрастанием Числа Re (то есть с возрастанием V) – см. пар. «1.1.1. Коэффициент аэродинамического сопротивления трения», Зависимость коэффициента трения плоской пластинки от числа Re и X_t при $M=0$.

При некоторой (критической) скорости, соответствующей значению Критического числа Рейнолдса Re_t на обтекаемой поверхности появляется турбулентность – и на графике $C_{x_{sum}}=f(V)$ появляется минимум.

На самом деле появление турбулентности ($X_t < 1$) не совпадает с минимумом $C_{x_{sum}}$ по V , и $C_{x_{sum}}$ продолжает несколько уменьшаться с возрастанием скорости V . Это объясняется тем, что несмотря на рост сопротивления трения, как раз по этой же причине падает донное сопротивление.

Дальнейший рост турбулентности с увеличением V обуславливает сравнительно быстрое возрастание $C_{x_{sum}}$, при котором точка перехода перемещается к носу ракеты (значение X_t уменьшается с 1 до 0). Это возрастание $C_{x_{sum}}$ происходит до того значения скорости, при котором поток становится полностью турбулентным ($X_t = 0$). На графике это отражено появлением максимума. Далее с возрастанием скорости полёта происходит некоторое падение значения $C_{x_{sum}}$, связанное также с падением значения коэффициента сопротивления трения (см. пар. «1.1.1. Коэффициент аэродинамического сопротивления трения»).

Для наибольшей из рассматриваемых шероховатостей ($h = 20$ мкм) на диаграмме указаны области скоростей полностью ламинарного обтекания ($X_t = 1$) и полностью турбулентного обтекания ($X_t = 0$).

Слайд 90**1.6.3.1.1. Анализ полученных результатов (продолжение 1)****2. Высоты бугорков шероховатости $h = 10$ мкм:**

Качественно вид зависимости $C_{x_{sum}}(V)$ является аналогичным. Однако, переход в полностью турбулентное обтекание происходит на самом краю рассматриваемого диапазона скоростей (при $V=240$ м/с).

3. Высоты бугорков шероховатости $h = 0.5$ мкм:

Полностью Ламинарное обтекание сохраняется на всём рассматриваемом диапазоне скоростей (20 ... 240 м/с), т.е. $X_t = 1$. Тем не менее, на диаграмме $C_{x_{sum}} = f(V)$ имеется минимум, обуславливаемый более интенсивным ростом значения донного сопротивления нежели сопровождающимся с ростом скорости падением значения сопротивления трения.

Слайд 91**1.6.3.1.1. Анализ полученных результатов (продолжение 2)**

Общие замечания:

Величина коэффициента Cx_{sum} не зависит от степени шероховатости поверхности в областях скоростей полностью ламинарного и полностью турбулентного обтекания. Однако в области скоростей перехода от ламинарного к турбулентному п/с как раз и имеется различие.

Меньшая шероховатость поверхности (так же как и меньшая размерность стыка/канавки (см. результаты численного анализа – диаграмму в следующем пар. «1.6.3.2. Cx_{sum} 2-й ступени = $f(V)$. При $X_t = f(V)$. Влияние размера канавки ГО-Цилиндр корпуса»)) обеспечивает:

- и большие значения критической скорости – турбулизация потока происходит при больших скоростях.
- и градиент Cx_{sum} по V имеет меньшие значения, т.е. уменьшается интенсивность возрастания Cx_{sum} с ростом скорости – увеличивается область скоростей ($1 > X_t > 0$), при которых поток из полностью ламинарного ($X_t = 1$) переходит в полностью турбулентный ($X_t = 0$).

Слайд 92

1.6.3.1.1. Анализ полученных результатов (продолжение 3)

Кроме того, любопытно, что в диапазоне скоростей **50 ... 150 м/с**, соответствующих области перехода п/с с полностью ламинарного ($X_t = 1$) в полностью турбулентный ($X_t = 0$), и соответственно - области скоростей с наибольшим отличием значений Cx_{sum} для различных уровней шероховатости (из рассматриваемого диапазона **$Rz = 0.25$ мкм ... 10 мкм**, являющимся применимым к нашим моделям) как раз и “попадают”:

- и скорости разделения ступеней (начальная скорость полёта 2-й ступени), V_0 2-й ступени – порядка **70 +/- 10 м/с**;
- и предположительно средний уровень скорости полёта 2-й ступени $V_{средн}$ 2-й ступени (~ **80 м/с**);
- и максимальная скорость полёта 2-й ступени V_{max} 2-й ступени (скорость в конце активного участка полёта V_k 2-й ступени),
- а посему включает и весь диапазон скоростей полёта на активном участке;
- а также и большую, но самое главное – наиболее значимую для определения суммарных аэродинамических потерь, часть диапазона скоростей пассивного участка полёта ступени $V_{пасс}$ 2-й ступени.

А это означает, что уровень шероховатости в наиболее возможной степени скажется на общую высоту полёта модели.

Несмотря на то, что наибольшая разница по значениям Cx_{sum} для самых крайних из рассматриваемого диапазона значений **$h = 0.5$ мкм и 20 мкм** составляет всего около 15 % (для значений **$V = 100 ... 140$ м/с**), но это – чистый выигрыш! То, что называется в преферансе – «Чистый Вист». и добровольно отказываться от него (если, конечно, имеется время на «розыгрыш» данного «виста») я бы не советовал.

А «на пальцах» это так – 15 % по Cx в диапазоне **$V = 100 ... 140$ м/с** – предполагаю, выльются в как минимум 10 % Cx среднеинтегрально по всему диапазону скоростей полёта 2-й ступени. А это означает около 6% по высоте полёта.

Слайд 93

1.6.3.1.1. Анализ полученных результатов (продолжение 4)

4. Прогрессивное увеличение Cx_{sum} с ростом шероховатости для отдельно взятой скорости

Помимо этого, для отдельно взятой скорости наблюдается прогрессивное увеличение Cx_{sum} с ростом высоты бугорков шероховатости (т.е. вторая производная Cx_{sum} по h $\partial^2 Cx_{sum}(h) / \partial h > 0$), означающее на практике, что при каждом последовательным уменьшении шероховатости на одинаковую величину происходит всё меньшее уменьшение Cx_{sum} , или, что каждое последующее одинаковое уменьшение сопротивления достигается всё большей ценой.

Слайд 94

1.6.3.1.1. Анализ полученных результатов (продолжение 5)

5. Парадокс существования оптимума (минимума) Cx_{sum} по h

На самом деле при параметрическом численном анализе **наблюдался парадокс существования оптимума (минимума) Cx_{sum}** при изменении значений h для определённого диапазона шероховатостей и скоростей полёта. Так, что значение коэффициента общего а/д сопротивления модели оказывалось меньше для большего значения шероховатости, что может вызвать сомнения в адекватности математической модели и правильности такого результата.

Однако, за этим стоит вполне объяснимый физический смысл (НО не ошибка!), который и отражен в использовавшейся для численного анализа математической модели ракеты:

При полностью ламинарном обтекании для достаточно коротких моделей (в рассматриваемом примере удлинение 2-й ступени $\lambda = 10$) донное сопротивление превосходит сопротивление трения (для скоростей близких к критическим ($Re \approx Re_t$)) в 2-3 раза. И это донное оказывает на сумму существенное влияние, так, что появление турбулентности в самом хвосте модели ещё не сильно сказывается на коэффициент трения (при X_t близком по значению к 1), но уже значительно – на уменьшение сопротивления давления на дне.

Подобный факт, конечно не говорит в пользу того, чтобы находить ОПТИМАЛЬНУЮ величину шероховатости и реализовывать её на ракете, поскольку математическая модель может несколько не соответствовать действительности В СООТНОШЕНИИ параметров (но не по самой физической сути), но служить обоснованием поиска КОНСТРУКЦИОННЫХ и ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ путей реализации решения, сочетающего минимальное сопротивление трения корпуса при минимальной же шероховатости внешней поверхности (см. пар. «5.1.1. Минимальная шероховатость и волнистость поверхности корпуса») и минимального донного сопротивления (см. пар. «5.3. Уменьшение донного сопротивления»).

Несмотря на то, что в приводимом выше примере рассматривался конкретный случай длины 2-й ступени. ($L = 180$ мм). Однако и для других (из диапазона приемлемых и используемых) длинах 2-й ступени приведённые выводы в своей качественной, а также и в количественной компоненте будут близкими к вышеприведённому варианту в отношении результатов и выводов.

Слайд 95

1.6.3.1.3. Практические выводы

1. Делать как можно более гладкой (с меньшей шероховатостью) внешнюю поверхность модели (см. далее пар. «5.1.1. Минимальная шероховатость и

волнистость поверхности корпуса » и «6.3. Покрытие лаком и полирование внешней поверхности»).

2. Принимать во внимание характер зависимости Cx_{sum} от V при выборе характеристик двигателей для верхних ступеней (см. далее пар. «7.2. Двигатель 2-й ступени»).

Слайд 96

1.6.3.2. Cx_{sum} 2-й ступени = $f(v)$ при $X_t = f(V)$. Влияние размера канавки ГО-Цилиндр корпуса

В качестве примера приведены результаты численного анализа Cx_{sum} 2-й ступени от скорости полёта V с учётом изменения по скорости значения Критического числа Рейнолдса Re_t (и соответственно - положения точки перехода ламинарного обтекания в турбулентное $X_t(V)$).

Рассматривалась 2-я ступень с удлинением $\lambda = 10$ ($L = 180$ мм) без сужающейся кормы.

На диаграмме приведены Cx_{sum} 2-й ступени = $f(V)$ для 3-х различных значений размерности стыка/щели на поверхности.

Практические выводы

Избегать стыков/щелей на внешней поверхности и/или делать их минимально малыми (см. далее пар. «5.2. Отсутствие канавки на стыке ГО-Цилиндр корпуса»)

1.6.4. Влияние загрузки ГО на Cx_{sum}

Слайд 98

1.6.4.1. Влияние загрузки ГО на Cx_{sum} (Одномерный статический случай)

У меня имеется предчувствие (могущее быть и ложным), что начальная масса 2-й ступени (составляющая приблизительно **15 г**) для данного диапазона Cx_{sum} (**0.2 ... 0.3**) находится недалеко от его оптимального значения, рассматривая функцию высоты полета $H = f(M_0 \text{ 2-й ступени})$ (поправьте меня, если я не прав). Это также означает, что увеличение начальной массы 2-й ступени на **1 ... 3 грамма** не окажет негативного влияния на высоту полета. Однако, потребуется аккуратный расчёт высоты полета для ... предварительного решения.

Да, ПРЕД-ВА-РИ-ТЕЛЬ-НО-ГО. Поскольку ОКОНЧАТЕЛЬНОЕ решение должно последовать после летных испытаний, серии летных испытаний.

Тем не менее, рассмотрим полученные результаты.

Загрузка дополнительными **2.5 г** в верх ГО уменьшает Cx_{sum} на **5.1 %** и **5.8 %** для Турбулентного и Ламинарного течения соответственно.

Вспомним эмпирическое правило, что:

$$(\partial H / H) / (\partial Cx / Cx) \approx - 0.6$$

Другими словами это означает, что каждый **1 %** уменьшения Cx_{sum} соответствует увеличению высоты полета на **0.6 ... 0.7 %**.

И **5 %** уменьшения Cx_{sum} "принесут", по крайней мере, дополнительные **3 %** в высоте полета.

Слайд 99

1.6.4.2. Влияние загрузки ГО на Cx_{sum} . Влияние Динамичности.

Кроме того, при оптимизации массы ступени / модели необходимо принять во внимание следующее.

Как правило, все существующие на сегодняшний день методы / математические модели и программные продукты по расчёту высоты полёта модели ракеты рассматривают её как материальную точку, движущуюся поступательно, при этом только некоторые принимают во внимание 2-х мерное движение – смещение под действием бокового ветра. И ни один из методов / программных продуктов не рассматривает вращательного движения модели.

А как же реально ведут себя модели в полёте?

Помимо поступательного движения, в общем случае модель совершает и вращательное движение.

Слайд 100

1.6.4.2. Влияние загрузки ГО на $C_{x_{sum}}$. Влияние Динамичности (продолжение 1)

Особенно это сказывается, и заметно, при воздействии на неё возмущений:

- внешних (прежде всего – бокового ветра);
 - и внутренних (в том числе и осцилляции направления вектора тяги двигателя)),
- а также при парировании этих возмущений.

Конечно, если модель статически неустойчива (ЦТ модели находится ниже ЦД), то любое отклонение от траектории в результате воздействия того или иного возмущения приводит к ещё большему отклонению, в результате чего происходит, как правило, её разрушение или уже в воздухе, или при падении).

В случае статической устойчивости модели (ЦТ модели находится выше ЦД) отклонение от траектории парируется самой же моделью.

При этом разворот модели (в результате вращения вокруг центра масс) и отклонение от траектории (боковое смещение) и парирование его происходят не мгновенно, а с некоторым опозданием, инерционностью.

Слайд 101

1.6.4.2. Влияние загрузки ГО на $C_{x_{sum}}$. Влияние Динамичности (продолжение 2)

И мерой этой инерционности является момент инерции относительно соответствующей оси J_a , равный сумме произведений масс всех n материальных точек системы на квадраты их расстояний до оси:

$$J_a = \sum m_i \cdot r_i^2$$

где:

m_i — масса i -й точки,

r_i — расстояние от i -й точки до оси.

Модель с дополнительной загрузкой ΔM будет иметь большее значение продольного момента инерции (момента инерции относительно оси (действительно 2-х взаимноперпендикулярных осей), перпендикулярной продольной оси модели и проходящей через ЦТ модели) чем незагруженная модель.

Поскольку момент инерции определяется как сумма (интеграл) произведения массы точек модели на квадрат расстояния их от соответствующей оси модели, то вот этот

то "квадрат" будет сказываться на заметное увеличение момента инерции потяжелевшей (загруженной) модели, тем более, что модель то загружается в самый нос – наиболее удалённую точку от ЦТ.

Потери в высоте полёта в результате возникших отклонений связаны не только и не столько с тем, что траектория просто отклоняется от вертикальной, но главным образом с тем, что в результате подобных отклонений (на период времени как самих возмущений, так и их паририрования) модель движется под углом к набегающему потоку воздуха. А это приводит к существенному увеличению а/д сопротивления.

Слайд 102

1.6.4.2. Влияние загрузки ГО на $C_{x_{sum}}$. Влияние Динамичности (продолжение 3)

А как поведут себя в полёте модели с различными значениями продольного момента инерции при воздействии возмущения и при паририровании оногo?

1. С одной стороны, модель без загрузки (т.е. с меньшим значением продольного момента инерции) при оказанном возмущении отклонится больше (и быстрее), чем более инерционная, загруженная модель.
2. С другой стороны, модель без загрузки быстрее и парирует возникшее отклонение, чем это сделает модель с загрузкой.

Каков же суммарный эффект возмущения-паририрования его на интегральный средний коэффициент а/д сопротивления моделей с различными значениями продольного момента инерции (с дополнительной загрузкой, и без неё)?

Как правило, модели с меньшим значением продольного момента инерции обладают и меньшим же по траектории среднеинтегральным значением коэффициента а/д сопротивления при прочих равных условиях.

Приведённый примерный вид траекторий полёта моделей с различными значениями J_y при возмущении – паририровании является достаточно условным и зависит от соотношений значений продольного момента инерции, величины, продолжительности и характера возмущения.

Конечно, можно бы было более точно и подробно описать движение модели(ей). Но это было бы на порядок, а то и на два более сложным – пришлось бы решать не просто дифференциальное уравнение движения, а систему уравнений (2, 3 или даже 6-ти в зависимости от принимаемых при этом допущений / упрощений). Хотя для "быстрого" сравнения вариантов такого сложного анализа и не нужно производить. Тем не менее, принимать в рассмотрение имеющиеся факторы реального полёта всё же надо.

В частности, полученная при расчётах (где модель рассматривается материальной точкой) "оптимальная" масса не является реально оптимальной, и я бы сделал модель более лёгкой, чем "оптимальное" значение. Посему загружать модель надо аккуратно и "с умом".

Ведь иногда на практике получается, что при штиле модель ЛЕТИТ, и летит отменно, а чуть ветер, ну просто – беда. А на соревнованиях то, “погоды стоят” разные. И надо быть готовым и к этому.

Слайд 103

1.6.5. Влияние закругления вершины ГО на Sx_{sum}

Оказывается, что увеличение $Sx_{го}$ при увеличении радиуса закругления вершины ГО для комбинированной формы ГО «Сфера+Парабола» является бОльшим чем уменьшение сопротивления стабилизаторов при соответствующем передвижении вверх “Альтимера + Батарея питания” изменению центровки.

Слайд 104

1.6.6. Стабилизаторы 2-й ступени

Как мне показалось, у многих моделистов, в том числе и у лидеров, размеры и форма стабилизаторов выбраны не рационально. Размеры / площадь стабилизаторов, прежде всего на 1-й ступени, выглядят непомерно большими.

Оно, конечно, лучше перебдеть, чем недобдеть, застраховываясь на:

- различные флуктуации, и прежде всего несимметрию раздува сопла и осцилляцию вектора таги от продольноосевого направления;
- неточности и погрешности при изготовлении деталей и при сборке модели;
- неточности и погрешности метода и математической модели, используемых при определении ЦД и т.д.

НО!!! Излишняя (необоснованно излишняя) площадь стабилизаторов означает:

1. И их более высокое а/д сопротивление.
2. Более высокий запас статической устойчивости. А это приводит при боковом ветре к большему завалу на ветер траектории полёта модели.
3. Увеличение стартовой массы со всеми вытекающими последствиями, приводящими к уменьшению конечной высоты полёта.

Привожу ниже результаты численного анализа по положению центра давления / а/д фокуса для конкретной и достаточно типичной (но тем не менее не близкой к оптимальной / рациональной в отношении параметров стабилизаторов) геометрии модели.

В качестве примера на слайде приведён эскиз подобной модели.

Посмотрим, как можно несколько улучшить геометрию стабилизаторов, приблизив её к более рациональной.

В начале отдельно “займёмся” 2-й ступенью данной модели.

Предполагается, что ЦТ данной ступени (учитывая расположение и массы компонентов ступени) находится где-то в диапазоне расстояния от носика модели **95-90 мм**.

Полученное по описанной выше мат. модели (пар. «1.4. Численное моделирование положения аэродинамического фокуса (Центра Давления) модели») значение положения ЦД исходной геометрии ступени $(x_{F\alpha})_{\Sigma 2} = 122 \text{ мм}$. Это обеспечивает запас устойчивости ступени $((x_{F\alpha})_{\Sigma 2} - x_{CT})/D_{mid2}$ около **1.5-1.8**.

Для простоты определения альтернативного варианта геометрии /размеров стабилизаторов найдём параметры эллиптических, обеспечивающих такое же

положение ЦД всей модели ($(x_{F\alpha})_{\Sigma 2} = 122 \text{ мм}$), какое обеспечивают стабилизаторы исходного варианта.

В начале будем рассматривать нестреловидные эллиптические стабилизаторы с бортовой хордой b_r , равной их ширине s .

Слайд 105

1.6.6. Стабилизаторы 2-й ступени (продолжение)

В результате:

$b_r = s = 15 \text{ мм}$, что означает почти **2-х** кратное сокращение площади стабилизаторов, а потому и уменьшение коэффициента а/д сопротивления всей ступени $Sx_{\Sigma 2}$ на **2.5%** (при скорости **80 м/с**), что приведёт в итоге (см. ниже пар. «2.3.4. Влияние величины коэффициента а/д сопротивления 2-й ступени Sx_2 ») к увеличению общей высоты полёта на $\Delta H_{\Sigma} \approx 1.5\%$.

Подобный почти парадоксальный результат объясняется рядом причин:

1. Значение производной коэффициента подъемной силы стабилизаторов (с учётом взаимного влияния с корпусом) $(c_y^{\alpha})_2$ увеличилось на **75%** (с **0.056** до **0.098**):

- главным образом из-за почти **2-х** кратного увеличения значения удлинения консолей λ_k с **1.29** до **2.56**, поскольку с увеличением удлинения стабилизаторов/крыльев увеличивается и значение подъемной силы:

- а также из-за изменения значения угла стреловидности по линии середин хорд $\chi_{0.5}$ с **50°** до **0**, поскольку максимальная подъемная сила обеспечивается при нулевой стреловидности, и падает с увеличением стреловидности стабилизаторов/крыльев.

2. Достаточно протяжённая бортовая хорда исходного варианта $b_r = 34 \text{ мм}$

приводит в итоге и к достаточно близкому (к носу ступени) расположению фокуса стабилизаторов. И координата фокуса стабилизаторов $(x_{F\alpha})_2$ 2-го варианта сдвигается вниз на **5 мм** (с **149 мм** до **154 мм**).

И потом, для сравнительно коротких 2-х ступеней ЦТ, а посему и ЦД находятся достаточно близко к нижнему срезу ступени, а потому - и к стабилизаторам. Верхняя часть стабилизатора исходного варианта (на слайде выделена розовым), создаёт достаточно малый момент подъемной силы относительно этого ЦД. И поэтому является неэффективной.

По большому счёту, можно улучшить характеристики модели даже простым сокращением (обрезанием) бортовой хорды b_r с **34 мм** до **15 мм** и сохраняя геометрию нижней части исходных стабилизаторов нетронутой (см. на эскизе переднюю хорду пунктирной линией) и тем самым не прибегая к изменению формы стабилизаторов от стреловидного 5-ти угольника к эллипсу.

Слайд 106

1.6.6.1. Форма стабилизаторов

Численный анализ (на основании вышеописанных метода и мат. модели) различных вариантов форм стабилизаторов, обеспечивающих 2-й ступени одинаковое положение ЦД ($(x_{F\alpha})_{\Sigma 2} = 122 \text{ мм}$ от носика), показал, что форма в плане оказывает малое влияние на эффективность стабилизаторов (величину суммарного коэффициента а/д

сопротивления ступени $C_{x_{\Sigma 2}}$), конечно, в пределах равенства бортовых хорд b_r . При этом рассматривались стабилизаторы эллиптической, трапецевидной (с шириной, равной ширине эллиптического стабилизатора; при этом также как и в случае с эллиптическим стабилизатором – с нулевой стреловидностью по линии середин хорд ($\chi_{0.5}=0$)), прямоугольной, и трапецевидной-стреловидной формами, см. диаграмму на слайде **“Значения $C_{x_{\Sigma 2}}$ при различных формах стабилизаторов ($b_r = 15$ мм)”**.

Обращаясь к аэродинамике крыльев самолётов, как к теории, а главное - к практике, известно что наилучшей формой крыла в аэродинамическом отношении является эллиптическая. Несколько уступает ей в этом отношении трапецевидное крыло.

Прямоугольное крыло в свою очередь уступает трапецевидному.

Стреловидные и треугольные в плане крылья в аэродинамическом отношении на дозвуковых скоростях уступают трапецевидным и прямоугольным, но на околозвуковых и сверхзвуковых имеют значительные преимущества.

Ну и правда, где вы видели на “тихоходных” самолётах стреловидные крылья?

Скорость же разделения ступеней (являющейся, как оговаривалось выше (пар. «**1.5.7. Величина скорости модели для определения запаса устойчивости**»)), расчётным случаем для определения устойчивости модели, а посему, в наибольшей степени определяющей для выбора параметров стабилизаторов 2-й ступени) не будет превосходить **80 м/сек** (что составляет менее **300 км/час**).

На “тихоходных” самолётах крылья в большинстве случаев - трапецевидные или прямоугольные. А эллиптические применяются достаточно редко не потому, что они хуже в аэродинамизе, а только потому, что они являются более сложными в производстве.

Ну, а наших моделях практически нет разницы по трудоёмкости изготовления эллиптических или трапецевидных крыльев. А за пусть и малую толику преимущества можно и слегка попотеть над эллиптическими стабилизаторами.

Как я понимаю, моделисты при выборе формы стабилизаторов руководствуются более интуитивным внутренним чувством в том, что модель должна выглядеть “ракетно” - с классическим имиджем устремлённости и стреловидными стабилизаторами. Но вот тут то тех, кто руководствуется подобной “ракетной” эстетикой поджидает подвох, поскольку ракеты, те которые в нашем обычном представлении - на самом то деле имеют далеко не наших моделей режимы полёта, а значительно более высокие скорости. А стреловидность крыльев/ стабилизаторов связана в частности и с тем, что при околозвуковых и сверхзвуковых скоростях фокус этих стреловидных крыльев находится примерно на половине хорды (в отличие от малых скоростей, на которых летают наши модели, где фокус стабилизаторов находится приблизительно на четверти хорды). Да и а/д сопротивление также регламентирует увеличивать стреловидность при больших скоростях.

На основании всего вышесказанного я бы рекомендовал стабилизаторы эллиптической формы с нулевой стреловидностью. Впрочем, это касается и стабилизаторов 1-й ступени. и даже более широко - для моделей и других классов - **S3/S6/S9**.

Слайд 107

1.6.6.2. Стреловидность стабилизаторов

За счёт увеличения стреловидности несколько “оттягивается” вниз а/д фокус собственно стабилизаторов (увеличивается значение $((x_{Fa})_2)$), что с одной стороны увеличивает эффективность стабилизаторов (т.е. устойчивость достигается их

меньшей площадью, а значит и меньшим а/д сопротивлением). Но с другой стороны, при этом и уменьшается значение коэффициента подъёмной силы, поскольку с увеличением стреловидности эта величина $((c^a_y)_2)$ уменьшается, а это приводит к меньшей эффективности стабилизаторов.

См. приведённый на слайде график $Cx_{\Sigma 2} = f(\chi_{0.5})$ для 2-й ступени со стабилизаторами трапецевидной-стреловидной формы с $b_r = s = 15$ мм.

Наблюдалось некоторое уменьшение $Cx_{\Sigma 2}$ для стабилизаторов трапецевидной-стреловидной формы при увеличении стреловидности $\chi_{0.5}$ с 0 до значений около 20°. Но опять же, это улучшение сказывалось в 3-м - 4-м знаке, что вполне в пределах погрешности метода и мат. модели.

ЗАМЕЧАНИЕ:

Если принимать в рассмотрение вопросы аэроупругости / жесткости / прочности, то в реальности стабилизаторы с большей стреловидностью окажутся менее подвержены флаттеру. А поэтому более полное и глубокое рассмотрение вопроса о более рациональной (оптимальной) стреловидности, может сместить это значение в область более стреловидных стабилизаторов.

Слайд 108

1.6.6.3. Величина длины бортовой хорды (и удлинение) стабилизаторов

Рассмотрим влияние величины бортовой хорды b_{r2} (и соответствующей ей величины ширины стабилизатора s), обеспечивающей положение ЦД 2-й ступени $(x_{F\alpha})_{\Sigma 2} = 122$ мм) на том же частном примере длины ступени $L_{корп2} = 165$ мм на величину суммарного коэффициента а/д сопротивления этой ступени $Cx_{\Sigma 2}$. Будем рассматривать эллиптические с нулевой стреловидностью стабилизаторы.

Численный анализ показал не совсем тривиальный (но согласующийся с результатами приведёнными выше) результат.

А именно, в диапазоне сравнительно больших длин бортовых хорд уменьшение величины бортовой хорды приводит также и к уменьшению ширины стабилизатора (см. приведённый на слайде эскиз серии эллиптических стабилизаторов с различной бортовой хордой). Причины подобного парадокса уже были приведены несколько выше.

Наблюдается некоторое уменьшение общего а/д сопротивления ступени при уменьшении длины бортовой хорды (см. приведённый на слайде график $Cx_{\Sigma 2} = f(b_{r2})$). НО! Это если рассматривать модель (ступень) только с точки зрения аэродинамики.

Слайд 109

1.6.6.3. Величина длины бортовой хорды (и удлинение) стабилизаторов (продолжение)

Если же принимать во внимание жесткость/прочность стабилизаторов, то это должно несколько изменить такую тенденцию. А именно, более удлинённые стабилизаторы обладают меньшей жесткостью (прочностью). А значит, для равнопрочности сравнимых вариантов потребуется увеличивать и толщину стабилизаторов, а это повлечёт за собой:

- увеличение а/д сопротивления стабилизаторов;
- увеличение массы стабилизаторов.

А это будет "съедать" преимущества стабилизаторов с меньшей площадью в плане и большего удлинения (большого размаха), и оптимальное значение $(b_{r2})_{opt}$ должно сместиться в БОльшие значения, как это качественно показано на следующем графике $Cx_{\Sigma 2} = f(b_{r2})$ (красная пунктирная кривая).

Совместное (и даже раздельное) рассмотрение вопросов аэродинамики и жесткости/прочности существенно усложнило бы мат. модель. И эти вопросы (жесткости/прочности) при проведении данного численного анализа не принимались к рассмотрению. Однако, из здравого смысла, а также из опыта я бы рекомендовал эллиптические стабилизаторы с размахом (шириной) s , равным или несколько БОльшим величины бортовой хорды b_r .

Слайд 110

1.6.6.4. Число стабилизаторов (3 или 4)?

Численный анализ подтвердил количественно то, что и так применяется большинством моделистов на моделях как свободных классов, так и в высотном (S1) - **3** стабилизатора более выгодны чем **4** с точки зрения аэродинамики (при условии одинакового положения ЦД модели/ступени). Причём, это оказалось справедливо и для коротких (малого удлинения) 2-х ступеней, где, как было показано выше, достаточно критической является длина бортовой хорды b_r , поскольку, конечно же, 4-х стабилизаторные модели будут иметь стабилизаторы с меньшей длиной b_r . Кроме того, с 3-мя стабилизаторами и мороки меньше чем с 4-мя - их и нужно меньше и процесс приклейки к корпусу - быстрее.

А на цифрах это так:

В обоих случаях рассматривались стабилизаторы эллиптической формы с $b_r = s$.

Для 3-х стабилизаторов $b_r = 15 \text{ мм}$

Для 4-х стабилизаторов $b_r = 13.5 \text{ мм}$.

Это означает увеличение общей площади стабилизаторов $A_{\Sigma FINS 2}$ (при переходе с 3-х на 4) на **8%**.

Это приводит к **15%** увеличению коэффициента а/д сопротивления собственно стабилизаторов $Cx_{\Sigma FINS 2}$ (с **0.0245** до **0.0282**), и в сумме - к **1.5%-му** увеличению значения коэффициента общего а/д сопротивления ступени $Cx_{\Sigma 2}$ (с **0.2537** до **0.2574**).

Как уже оговаривалось выше в этом параграфе, сравнительный численный анализ проводился для КОНКРЕТНОГО случая:

- геометрии модели / 2-й ступени с длиной $L_{корп2} = 165 \text{ мм}$;
- положения ЦД ступени $(x_{F\alpha})_{\Sigma 2} = 122 \text{ мм}$;
- значения коэффициента а/д сопротивления ступени $Cx_{\Sigma 2}$, как показателя эффективности стабилизаторов, вычислялись для скорости $v = 80 \text{ м/с}$.

Однако, предполагаю, что качественно приведённые выше выводы имеют более общий характер и справедливы и для стабилизаторов 1-й ступени, а так же и для других классов моделей.

Слайд 113

1.7.1. Общая длина модели (длина 1-й ступени) (продолжение)

При переходе с Варианта #1 к Варианту #2:

А. Изменение величины коэффициента а/д сопротивления модели Cx_1

Значения коэффициента а/д сопротивления Cx_1 для 2-х указанных вариантов:

#1 : $Cx_1 = 0.297$

#2 : $Cx_1 = 0.279$

Таким образом:

$\Delta Cx_\Sigma = - 6\%$

Принимая во внимание, что $\partial \bar{H}_\Sigma / \partial \bar{C}x_1 \approx - 0.04 \text{ \%/\%}$ (см. ниже пар. «2.3.3. Влияние величины коэффициента а/д сопротивления модели Cx_1 »)

$\Delta Cx_\Sigma = - 6\%$ приводит к $\Delta H_\Sigma = 0.24\%$

В. Изменение массы конструкции

$\partial M_0 / \partial L$ для 1-й ступени = 1.3 ... 2.0 г/дм

Меньшее значение 1.3 г соответствует:

- Минимальному удельному весу (на единицу площади) - приблизительно 0.9 г/дм² для корпуса 1-й ступени (см. пар. «6. Материалы»).

- Минимальному удельному весу (на единицу длины) – 2 г/м - для внутренней Трубки Передачи Огня (поджога двигателя 2-й ступени) (см. пар. «10.1.1. Трубка Передачи Огня»).

Так, что ΔM_1 на длине 68 мм составит $\Delta M_1 \approx - 1$ грамм

Принимая во внимание, что $\partial \bar{H}_\Sigma / \partial M_1 \approx - 0.7 \text{ \% /грамм}$ (см. ниже пар. «2.3.2. Влияние массы конструкции 1-й ступени»)

$\Delta M_1 = 1$ грамм приводит к $\Delta H_\Sigma = 0.7\%$

В итоге суммарно:

ΔH_Σ ($\Delta Cx_\Sigma = - 6\%$ и $\Delta M_1 \approx -1$ г) $\approx 1\%$

Слайд 115

Результаты 6-го ЧМ-1985 (Болгария)

При подготовке к тому сезону 1985 г., чтобы попытаться быть «впереди планеты всей» мы тогда во Дворце под руководством «нашего Ильича» (Минакова В.И.) разработали, я считаю, очень интересную схему модели, концепция которой состояла в том, что обтекатель и корпус были объединены для того, чтобы избежать стыка обтекатель-корпус традиционной схемы и реализовать ламинарное обтекание на всей длине корпуса и соответственно уменьшить его, корпуса, а/д сопротивление. Это также позволило сократить общую длину модели по сравнению с традиционной, разместив ленту (размером 30 x 3000 x 12 мкм, установившийся стандарт для высотных классов S1, S5) не сверху двигателя – пыжа, как это реализуется в традиционной схеме, а в зазоре между внешним диаметром двигательного отсека и внутренним диаметром корпуса. При этом длина корпуса, включая хвостовую сужающуюся часть, составляла около 160 мм. Думаю, это одна из самых коротких (если не самая короткая), когда-либо представлявшаяся на чемпионатах мира модель... Но самая маленькая, и как выяснилось позже - не самая лучшая по результату - высоте полёта.

Однако, в дизайне наших с Сергеем моделей была допущена небольшая, но серьёзная ошибка

Сужающаяся корма была слишком укорочена в погоне за уменьшением общей длины модели.

Слайд 116**Результаты 6-ого WSMC-1985 (Болгария) (продолжение).**

Короткая сужающаяся корма (или бОльший угол полураствора конуса) приводит к отсоединению воздушного потока от поверхности на кормовой части не на донном срезе, а в некотором месте "вверх по течению". Следовательно, сопротивление донного давления было отнесено не к площади донного среза, а к большей поперечной площади, соответствующей точке разделения.

Если допустить, что отрыв потока осуществлялся при угле наклона образующей 7.5° (что реализовывалось на той модели на диаметре 16.5 мм), то сравнивая диаметр 12 мм и диаметр 16.6 мм и соответствующие площади, получим: $(16.5/12)^2 = 1.9$, т.е. донное сопротивление модели Алексея было по-крайней мере в 1.9 раз меньше донного сопротивления наших с Сергеем моделей. И более того, учитывая, что при малых удлинениях моделей донное сопротивление является существенным компонентом в общем сопротивлении модели, поскольку оно обратно пропорционально корню квадратному из удлинения, то сравнивая длины моделей 197 мм (у Алексея) и 160 мм (у нас Сергеем), то коэффициент, учитывающий удлинение, даст ещё поправку равную корню квадратному из отношений длин (поскольку в обоих случаях на обоих сравниваемых моделях был одинаковый (в соответствии с требованиями Кодекса ФАИ) диаметр 18 мм. $(197/160)=1.1$, т.е. ещё 10%. И, таким образом, суммарно разница в 2.1 раза донное сопротивление на моделях Алексея было меньше соответствующего показателя наших с Сергеем моделей.

Но любопытно, что эти наши «коротышки» при их отработке до самого ЧМ сами «говорили» и даже «кричали», что с ними происходит что-то неладное, нечто не совсем обычное, на что следовало бы обратить внимание.

Во-первых, при старте самой модели шлейф дыма истекающих из двигателя газов несколько отличался от традиционного обычного. Но это было не главное. А во-вторых, и это главное, что ещё на сборах в Болниси мы заметили, что после полёта на моделях примерно на 2/3 своей длины хвостовая часть покрывалась чёрным налётом (в то время на тех двигателях использовался замедлитель, дающий чёрный дым). Тогда мы не придали этому особого значения.

А объяснение этому «закопчению» весьма простое.

- На пассивном участке полёта, когда дым трассера покидал сопло двигателя, в силу того, что внешний воздушный поток, обтекающий поверхность модели, отрывался от модели не на нижнем срезе корпуса, а где-то выше по корпусу (на «хвостовике»).
- Этот отрыв создавал разрежение вдоль корпуса в области между нижним срезом корпуса и точкой отрыва набегающего потока.
- В эту то область частично и устремлялся выходящий из сопла чёрный дым трассера и тем самым окрашивал нижнюю часть «хвостовика» как раз до точки отрыва потока, и уже потом, «встретившись» с этим набегающим потоком выносился вниз.

Трудно даже представить себе более простого и аккуратного по полученным данным эксперимента по определению критического (максимального) угла, при котором наступает отрыв потока. В данном случае не было проведено никакой специальной подготовки для проведения такого эксперимента. Он просто получился сам, и не на какой-то специальной установке, а на лётной модели. Модель сама по себе после полёта могла быть наглядным пособием по такому теоретически – практическому вопросу как обтекание сужающихся тел.

ЭТО БЫЛ КРИК САМОЙ МОДЕЛИ: «Посмотри на меня, Stupid!» Но мы его тогда не услышали, не придали тому значения, не проанализировали причины возникновения такого «закопчения» и не ввели изменения в конструкцию моделей. А всего-то нужно было увеличить длину кормы миллиметров на 15 и соответственно - цилиндрическую часть корпуса на те же 15 мм (для обеспечения требования Кодекса 50% на длине 18 мм).

Поскольку форма кормовой части должна быть не конической, а оживальной/параболической, иначе в точке сопряжения цилиндр-конус (каким бы малым не был угол раствора этого конуса), может произойти резкое изменение параметров разворота потока, то даже при малых углах существует большая вероятность (тем более при ламинарном обтекании) отсоединения потока. И посему необходимо плавно изменять угол образующей, посему он не был и не должен быть постоянным, а увеличиваться вдоль/вниз по образующей. И любопытно, что во всех тренировочных (в Болниси) и зачетных полётах на ЧМ граница этой закопченной области соответствовала одному и тому же значению местного угла (7.5...8 градусов)...

Слайд 117

Рекомендации по корме:

1. Чтобы иметь запас:

$$\alpha_{\text{кон корм}} = \alpha_{\text{тах параб корм}} = 7^\circ$$

Кстати, для справки:

О «7°» - пули (изготавливаемые, по крайней мере, одной компанией, являющейся одним из крупнейших производителей боеприпасов в США), имеют как раз 7° корму. Да, конечно, значения параметров подобия (баллистические коэффициенты, Числа М и Re) для наших моделей и для сверхзвуковых пуль отличаются друг от друга. Однако, имеется некоторая схожесть. И, конечно, эти производители боеприпасов потратили сотни тысяч долларов на свои НИОКР, чтобы оптимизировать форму пули(ь).

И да, конечно, у этих пуль имеется корма. В то же самое время в соответствии с результатами, приведёнными выше (п. 1.3.1. и 1.3.2.), у оптимальной модели S1 не должно быть кормы.

А имеется ли у пуль своего рода "3 к 1" ограничения? – Конечно - НЕТ.

И, конечно, у наших оптимальных моделей корма появится если на них не накладывать ограничение "3 к 1" Кодекса.

2. Для Конической кормы:

На практике острый край сопряжения цилиндр-конус должен быть скруглен, принимая во внимание:

- Прочность сопряжения двух поверхностей на корпусе;
- Сглаживание поворота обтекающего потока воздуха.

При этом не забудьте, что подобное сглаживание увеличит длину кормы (длину корпуса с диаметром < 40 мм).

Эту историю поведал в таких подробностях лишь с одной целью – привести ещё одно доказательство фундаментального положения, что В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ МЕЛОЧЕЙ НЕТ! В ТОМ ЧИСЛЕ - В ТЕХНИКЕ МОДЕЛЬНОЙ! И что для того,

чтобы опоганить великолепную идею при её исполнении больших усилий не надо! На самом деле Вы должны приложить большие усилия (в том числе и умственные - «головой работать надо!»), чтобы избежать подобного.

То же самое справедливо для родительской (по отношению к моделизму) деятельности – АВИАКОСМИЧЕСКОЙ Науке и Индустрии

См. следующей слайд с "лирическим отступлением" – короткая история из истории.

Слайд 118

“В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ МЕЛОЧЕЙ НЕТ!”

Позвольте мне представить вам, Милостивые Господа, один очень яркий пример из истории советской ракетно-космической индустрии.

Слайд 119

Гайка против ракеты “ПРОТОН”

В 1960-х гг была разработана ракета под названием "Протон" (Генеральный конструктор - Владимир ЧЕЛОМЕЙ).

Было несколько (по крайней мере 5) неудачных испытательных пусков.

И все они с тем же самым результатом:

Взлет; приблизительно 120 секунд нормального полета; и затем ... БУМ – взрыв почти в одинаковое время во время всех пусков – как будто бомба с часовым механизмом.

Все техники, инженеры, менеджеры искали причину (ы) 24/7 (круглосуточно), перерывая опять и опять всю документацию, протоколы всех испытаний...

Правительство сделало заявления, что у компании остаётся один последний шанс для успешного полета, а иначе вся программа Протон будет закрыта.

Наконец, один инженер обнаружил очень простую ошибку в сборочном чертеже топливного бака – для монтажа внутренней арматуры топливных отсеков были указаны обычные гайки (вместо самоконтрящихся).

И вот, что происходило во время полета:

- Всегдашняя вибрация ракеты (при работе двигателей) ослабляла, а затем и отвинчивала гайку(и),

- Отвёрнутая гайка попадала в топливный тракт, и когда она достигала насоса – маленький кусочек металла растрескивал лопатки турбины, вращающейся с высокой скоростью, каждый раз

- Разрушение ТНА, конечно приводит к взрыву всей ракеты.

А так как каждая гайка заворачивалась с одинаковым вращающим моментом, то она (они) и разворачивалась при накоплении примерно одинаковой циклограммы вибраций приблизительно в одно и тоже время каждый раз. Это и создавало видимость заведённого на одно и то же время часового механизма, что по сути так и было.

Позже ракета "Протон" («Пятисотка») наряду с «Семёркой» Королёва (прозвище для ракеты "Спутник", "Восток", "Восход", "Союз", и т.д.) стала (и до настоящего времени является) «рабочей лошадкой» для космических программ Советского Союза / России, а также и для международных космических программ.

Но судьба этой «рабочей лошади» была очень сомнительна в то время. Проект "Протон" был почти уничтожен самой простой и самой маленькой деталью. Ну, что может быть меньше и проще гайки? Разве что крепёжная шайба. Конечно это была не гайка, а человеческая ошибка. Но такая ПРОСТАЯ ОШИБКА!

Так "Королевство было потеряно, ..., потому что гвоздь из подковы лошади был потерян". Но в случае с "Протоном" не было никакого "эффекта бабочки" («butterfly effect») последовательных событий, но был эффект непосредственного прямого воздействия гайки на всю ракету (и даже на программу).

Слайд 121

1.7.2.3. Длина кормы

Вопрос о предпочтительном значении длины сужающейся кормы непосредственно связан с вопросом значения длины расширяющегося переходника между 2-й и 1-й ступенями.

И задача заключается в оптимальном перераспределении длин этих частей из имеющегося ресурса длины корпуса модели с диаметром менее 40 мм (за вычетом длины 2-й ступени).

На диаграмме приведены результаты численного анализа для значений коэффициента а/д сопротивления КОРПУСА модели $C_{x_{\Sigma \text{ корп1-2}} (*)$, который составляет около **85-90 %** от значения суммарного коэффициента а/д сопротивления модели $C_{x_{\Sigma}}$ (остальные **15-10 %** - сопротивление стабилизаторов 1-й и 2-й ступеней) и являющегося суммой коэффициентов сопротивления:

- трения корпуса $C_{x_{\text{трэн корп}}}$;
- давления на ГО $C_{x_{\text{ГО}}}$;
- давления на переходнике $C_{x_{\text{перех}}}$;
- давления на корме $C_{x_{\text{корм}}}$;
- донного сопротивления (давления) $C_{x_{\text{дон}}}$

для конкретного случая:

- длина 2-й ступени $L_{2\text{-й ст}} = \mathbf{165 \text{ мм}}$ (так, что сумма длин переходника $L_{\text{перех}}$ и кормы $L_{\text{корм}}$ составляет **85 мм**);

- скоростей полёта:

40 м/сек (примерно соответствующей среднему значению скорости 1-й ступени)

и

70 м/сек (примерно соответствующей максимальной скорости 1-й ступени).

ЗАМЕЧАНИЕ:

*) - В данном случае сравнительный анализ проводился не по величине общего коэффициента а/д сопротивления модели, а только по величине а/д сопротивления корпусной части его для уменьшения влияния погрешностей в оценке величины а/д сопротивления стабилизаторов (а также в оценке положения ЦД для обоих случаев для адекватного запаса устойчивости обоих сравниваемых вариантов) на суммарный коэффициент а/д сопротивления модели. Тем не менее (см, ниже), надо отдавать отчёт в том, что стабилизаторы варианта с сужающейся кормой должны иметь БОльшую площадь.

Полученный результат, являясь любопытным, парадоксальным и даже спорным, а именно - **отсутствие сужающейся кормы обеспечивает меньшее значение коэффициента а/д сопротивления модели**, тем не менее был в некоторой мере предсказуемым. Действительно, как только на ступени появляется корма, появляется и

соответствующее ей сопротивление давления, а также на длину этой кормы уменьшается длина переходника между цилиндрами диаметров **18** и **40** мм, несмотря на существенное уменьшение значения донного сопротивления вследствие 3-й степени отношения диаметров донного и максимального.

Несмотря на частность приведённого результата – анализ проводился для конкретного случая длины 2-й ступени $L_{2\text{-й ст}} = 165$ мм, вывод об отсутствии кормы имеет более общий характер:

- аналогичные результаты (о большей рациональности отсутствия кормы) были получены и для других длин 2-й ступени, а также и для более консервативной математической модели донного сопротивления (приведённой в других источниках, в частности у Дж. Барроумана, см. пар «**1.2.6. Донное сопротивление корпуса $C_{x_{\text{дон}}}$** »).

Да, как оказалось, значения $C_{x_{\text{корп1-2}}}$ являются достаточно нечувствительны к изменению длин кормы/переходника (в диапазоне изменения кормы от **0** до **55** мм значения $C_{x_{\text{корп}}}$ изменялись всего на **2-6** % (в зависимости от формы кормы и скорости полёта).

Слайд 122

1.7.2.3. Длина кормы (продолжение)

Тем не менее, в поддержку бесхвостовой схемы 1-й ступени говорят дополнительно следующие факторы, которые достаточно сложно формализовать, переведя в аналитику/цифры:

- В выражении для определения донного сопротивления не учитывалось то, что из донного среза вытекает реактивная струя. Полёт же 1-й ступени происходит почти целиком при работающем двигателе. При этом за площадь донного среза необходимо принимать площадь кольца, заключенного между внешней окружностью донного среза и окружностью среза сопла, но также принимать во внимание тот факт, что повышенное давление струи будет передаваться в какой-то степени и на застойную область вокруг струи, что приведет к увеличению среднего давления в донной области, а значит и к уменьшению $C_{x_{\text{дон}}}$. А это приведёт к ещё меньшему влиянию донного сопротивления на общее сопротивление модели. И попытки уменьшить донное сопротивление (за счёт уменьшения диаметра донного среза) будут еще менее эффективными.

- Наличие сужающейся кормы приводит к смещению а/д фокуса корпуса вперёд, поскольку коэффициент подъёмной силы сужающейся кормы является отрицательным, т.е. она является дестабилизирующим компонентом, так что во многих случаях фокус собственно корпуса находится вне самого корпуса - впереди носика модели. И для компенсации дестабилизирующего момента сужения на корме потребуется увеличение подъёмной силы на стабилизаторах 1-й ступени, которое достигается увеличением их площади, приводящее к увеличению а/д сопротивления стабилизаторов и всей модели.

Для подтверждения такого достаточно спорного, противоречивого и неочевидного результата (а также для обоснования математической модели, стоящей за этими результатами) я бы посоветовал провести исследования, заключающиеся в проведении серии лётных испытаний моделей соответствующих схем.

Тем не менее, при выборе варианта “с кормой” или без неё, нужно принимать во внимание массу конструкции обоих вариантов.

И более аэродинамичный вариант (без кормы) вполне может оказаться тяжелее варианта с кормой (хотя бы в том, что масса шпангоутов в "бескормовом" варианте может оказаться большей), и тогда малое преимущество в аэродинамике будет съедено проигрышем по массе, и в итоге даже уменьшит конечную высоту полёта.

Слайд 123

1.7.3. Расширяющийся переходник. Форма

На диаграмме приведены результаты численного анализа для коэффициентов а/д сопротивления давления переходников КОНИЧЕСКОЙ и ПАРАБОЛИЧЕСКОЙ форм ($C_{x \text{ КОН перех}}$ и $C_{x \text{ ПАРАБ перех}}$) для скорости полёта **40 м/сек.**

Очевидной является существенная разница в значениях $C_{x \text{ перех}}$ для этих рассматриваемых форм.

И эта разница в **0.02 – 0.025** составляет около **7-9 % (!)** от значения общего коэффициента сопротивления модели C_{x1-2} .

Слайд 124

1.7.3. Расширяющийся переходник. Форма (продолжение 1)

При более аккуратном сравнительном анализе данных форм переходника необходимо учитывать также:

1. При переходе с конической формы переходника к параболической увеличивается площадь его боковой поверхности (примерно на **13%**). Это приводит к увеличению сопротивления трения корпусной части модели и к увеличению массы переходника на как минимум те же **13%**..

2. Факт влияния формы на положение ЦД переходника с соответствующими последствиями на изменение значения суммарного коэффициента а/д сопротивления модели. А именно то, что при переходе с конической формы переходника к параболической его ЦД смещается вверх (примерно на **18%** его длины (с **0.56** от верхнего среза переходника в случае КОНУСА до **0.38** - для ПАРАБОЛЫ)), что приводит к смещению ЦД корпусной части модели. И для адекватного положения ЦД всей модели в этом случае необходимо увеличить площадь стабилизаторов, что приводит и к увеличению а/д сопротивления всей модели.

Однако, влияние этих факторов, особенно последнего более чем на порядок меньше разницы в сопротивлении давлений для этих форм.

Тем не менее, посмотрим на сколько рассмотрение этих факторов повлияет на выбор лучшей из рассматриваемых форм переходника.

Для этого рассмотрим случай конкретной геометрии модели, представленной на слайде.

Слайд 125

1.7.3. Расширяющийся переходник. Форма (продолжение 2)

При переходе с конической формы переходника к параболической:

А. Собственно переходник

При длине переходника $L_{\text{перех}} = 85 \text{ мм}$,

площадь боковой поверхности:

- КОНИЧЕСКОГО переходника $A_{\text{перех КОН}} = 0.78 \text{ дм}^2$

- ПАРАБОЛИЧЕСКОГО переходника $A_{\text{перех ПАР}} = 0.88 \text{ дм}^2$
 разница составит $\Delta A_{\text{перех}} = 0.1 \text{ дм}^2$

Рассмотрение а/д сопротивления

При переходе с конической формы переходника к параболической уменьшение $Cx_{\Sigma 1-2}$ составляет:

$$\Delta Cx_{\Sigma 1-2} \approx -6\%$$

что приведёт в итоге (см.пар. «2.3.3. Влияние величины коэффициента а/д сопротивления модели Cx_1 ») к:

$$\Delta H_{\Sigma} = \Delta Cx_{\Sigma 1-2} \cdot (\partial \bar{H}_{\Sigma} / \partial \bar{Cx}_1) \approx -6\% \cdot (-0.04 \%/%) \approx +0.24\%$$

Слайд 126

1.7.3. Расширяющийся переходник. Форма (продолжение 3)

Рассмотрение массы конструкции

При переходе с конической формы переходника к параболической:

При удельной массе поверхности стеклопластикового корпуса на переходнике $\gamma \approx 1.5 \text{ грамм/дм}^2$ разница в массе корпуса:

$$\Delta M_{\text{перех}} = 0.15 \text{ грамм}$$

При переходе с конической формы переходника к параболической:

В. Стабилизаторы

Увеличение площади стабилизаторов для адекватного положения ЦД модели составляет

$$\Delta A_{\text{fins1}} \approx 4\%$$

что приводит к увеличению массы самих стабилизаторов и стартовой массы модели на $\Delta M_{\text{fins1}} \approx 0.06 \text{ грамм}$

Соответственно общее увеличение массы составит:

$$\Delta M_1 \approx 0.2 \text{ грамм}$$

что приведёт в итоге (см.пар. «2.3.2. Влияние массы конструкции 1-й ступени») к:

$$\Delta H_{\Sigma} = \Delta M_{\text{перех}} \cdot (\partial \bar{H}_{\Sigma} / \partial \bar{M}_1) \approx 0.2 \text{ грамм} \cdot (-0.7 \%/грамм) \approx -0.15\%$$

Совместное рассмотрение а/д сопротивления и массы конструкции

$$\Delta H_{\Sigma} (\Delta Cx_{\Sigma} = -6\% \text{ и } \Delta M_1 \approx -0.2 \text{ г}) \approx 0.24\% - 0.15\% \approx 0.1\%$$

Выбор более рациональной формы - достаточно простое и лёгкое в исполнении конструктивное решение, обеспечивающее некоторое преимущество.

Слайд 127

1.7.3. Расширяющийся переходник. Форма (продолжение 4)

Кроме того, рекомендую для улучшения обтекания потока в зоне стыка ступеней сгладить/сопрячь цилиндрическую форму верхней ступени с параболической переходника на небольшой длине в верхней части этого переходника. Это должно позитивно повлиять на распределение давления в данной зоне - сгладить обтекание, и как следствие этого - уменьшить а/д сопротивления модели.

Слайд 128**1.7.4. Разворот плоскостей стабилизаторов 1-й и 2-й ступеней относительно друг друга**

Для улучшения а/д характеристик модели (и в конечном счёте - для увеличения высоты полёта) рекомендую разворачивать плоскости стабилизаторов ступеней:

- при 3-х стабилизаторах на ступенях - на **60°**;
- при 4-х стабилизаторах на ступенях - на **45°**

по следующим причинам:

1.7.4.1. Разворот плоскостей стабилизаторов и положение точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный X_t на стабилизаторах 1-й ступени

Как было сказано выше в пункте «1.2.1.4.6.3. Влияние стабилизаторов верхней группы на положение точки перехода на стабилизаторах нижней группы», в случае совпадения плоскостей стабилизаторов нижней ступени с плоскостями верхней, происходит а/д затенение нижних стабилизаторов и турбулизация потока на них, частичная или полная (в зависимости от соотношения размахов), а посему - и увеличение сопротивления трения этих нижних стабилизаторов.

Слайд 129**1.7.4.2. Разворот плоскостей стабилизаторов и торможение потока на стабилизаторах 1-й ступени**

В случае совпадения плоскостей стабилизаторов эффект торможения потока (т.е. уменьшение скорости потока) на стабилизаторах нижней ступени стабилизаторами верхней уменьшает их эффективность / подъёмную силу ими создаваемую.

Слайд 130**1.7.4.3. Разворот плоскостей стабилизаторов и скос потока на стабилизаторах 1-й ступени**

“Лирическое” отступление:

Не задавали ли Вы себе вопроса, а почему птицы (журавли, аисты, утки, гуси) при перелёте выстраиваются клином, а не летят друг за другом «гуськом» (как передвигаются те же гуси по земле)? Казалось бы, если бы они летели «друг за другом», а/д сопротивление набегающего потока сзади летящих было бы меньше, как собственно и делают велосипедисты, бегуны, автомобилисты, сохраняя тем самым энергию и заставляя работать более напряжённо впереди находящегося. Ан нет, вот впицы в воздухе делают это несколько иначе - именно «клином».

И дело не в том, что только вожак знает куда лететь, а все остальные - бестолковые. Они все знают, КУДА лететь. Просто вожак потому и вожак, что он - самый сильный в стае и помогает остальным своей позицией в «клине». А именно, совместное движение воздуха за крылом впереди летящего складывается из горизонтального набегающего потока, и перетекающего с нижней плоскости крыла (зоны повышенного давления) на верхнюю плоскость крыла (зону пониженного давления) в районе концевых хорд обоих

крыльев, создавая тем самым спиральное движение - 2 вихря по обе стороны размаха крыла птицы.

И если бы сзади летящая птица находилась позади вижака, её придавливало бы вниз этим генерируемым крыльями вожака нисходящим потоком воздуха, заставляя сзади летящую работать более напряжённо. Но вот в зоне позади-и-снаружи крыла вожака генерируемый его крыльями вихрь создаёт восходящий поток, который делает работу сзади летящей менее напряжённой. И птицы выстраиваются клином не потому, что им известны законы аэродинамики крыла, а просто потому, что они этими своими крыльями непосредственно чувствуют восходящие и нисходящие потоки и выстраиваются в полёте «клином» - по обе стороны вожака, в свою очередь передавая генерируемый вихрь сзади летящей птице.

Нам же на наших ракетах стабилизаторы «клином» не выстроить (поскольку имеется единый неразрывный корпус 1-2 ступеней). Но несколько уменьшить влияние верхних стабилизаторов на нижние можно, развернув их плоскости друг относительно друга.

Слайд 131

1.7.4.3. Разворот плоскостей стабилизаторов и скос потока на стабилизаторах 1-й ступени (продолжение)

При совпадении плоскостей стабилизаторов нижней и верхней ступеней имеет место наибольшее влияние скоса потока на величину коэффициента подъёмной силы стабилизаторов нижней ступени, уменьшая это значение. При развороте же плоскостей значение этого коэффициента (при той же их геометрии/площади) увеличивается. А это означает, что для сохранения того же положения а/д фокуса можно уменьшить площадь нижних стабилизаторов с соответственным уменьшением и их а/д сопротивления, а вместе с тем и общего а/д сопротивления модели.

Слайд 132

1.7.4.4. Влияние погрешностей изготовления и сборки на обтекание стабилизаторов 1-й ступени

Надо отдавать отчёт в том, что в реальности достигнуть идеального изготовления в соответствии с размерами на чертежах/ эскизах не получается. И модели изготавливаются и собираются с определёнными уровнями погрешностей, уровень величин которых, конечно, зависит от точности и аккуратности изготовления и сборки модели.

А это, в частности, применительно к 2-х ступенчатым моделям означает, что в случае совпадения плоскостей стабилизаторов обеих ступеней на самом деле достичь этого полного совпадения не удаётся.

Кроме того, абсолютной симметрии профиля на отдельно взятом стабилизаторе достичь не удаётся также, а посему и абсолютной симметрии обтекания не будет. А это приводит к тому, что сходящий с задней кромки стабилизатора верхней ступени поток набегаёт на переднюю кромку стабилизатора нижней ступени не только возмущённым, но и несимметричным. А эта несимметрия обтекания стабилизаторов нижней ступени приводит и к появлению дополнительного угла атаки, и к закрутке модели относительно продольной оси (оси ОХ), и как следствие – к потерям в высоте полёта. В случае же разнесённых плоскостей стабилизаторов 1-й и 2-й ступеней этот эффект несимметрии существенно ослабевает или практически отсутствует вовсе.

Слайд 133**1.7.4.5. Разворот плоскостей стабилизаторов. Результаты сравнительного численного анализа**

В отличие от 3-х первых вышеупомянутых факторов, численно влияние этого последнего (погрешности изготовления и сборки на обтекание стабилизаторов 1-й ступени) на а/д характеристики модели, и в конечном итоге - на высоту полёта достаточно трудно оценить. Тем не менее, это могут быть достаточно ощутимые потери в высоте.

А вот влияние положения плоскостей стабилизаторов на величину коэффициента а/д сопротивления модели, учитывая первые 3 фактора, попробуем оценить. Тем не менее, большого преимущества в уменьшении коэффициента общего а/д сопротивления при развороте плоскостей стабилизаторов ожидать не приходится, поскольку здесь «игра» идёт только на уменьшение а/д сопротивления стабилизаторов 1-й ступени, а оно составляет всего порядка **5-10 %** от общего сопротивления модели.

Привожу результаты сравнительного численного анализа применительно к модели с геометрическими параметрами, представленными на эскизе.

Определение положения а/д фокуса $(x_{F\alpha})_{\Sigma}$ осуществлялось для скорости **$v = 15$ м/сек.** Значение коэффициента общего а/д сопротивления **Cx_{Σ}** определялось для скоростей **40 и 70 м/сек.**

1. Случай №1: Совпадение плоскостей стабилизаторов 1-й и 2-й ступени.

$Cx_{\Sigma 1-2} (v=40 \text{ м/сек}) = 0.257$;

Координата а/д фокуса, отсчитанная от носика модели **$(x_{F\alpha})_{\Sigma} = 356 \text{ мм.}$**

2. Случай №2: Плоскости стабилизаторов 1-й и 2-й ступени развёрнуты относительно друг друга на **60°.**

Значение **$Cx_{\Sigma 1-2} (v=40 \text{ м/сек}) = 0.255$;**

$Cx_{\Sigma 1-2} (v=70 \text{ м/сек}) = 0.236.$

Координата а/д фокуса, отсчитанная от носика модели **$(x_{F\alpha})_{\Sigma} = 362 \text{ мм,}$** т.е. смещение положения фокуса от носика на **6 мм.**

Слайд 134**1.7.4.5. Разворот плоскостей стабилизаторов. Результаты сравнительного численного анализа (продолжение)**

3. Случай №3: Плоскости стабилизаторов 1-й и 2-й ступени развёрнуты относительно друг друга на **60°.**

Площадь/ размеры стабилизаторов 1-й ступени выбраны таким образом, чтобы запас статической устойчивости модели соответствовал запасу устойчивости Случая **№1,** т.е. со значением координаты фокуса равным значению Случая **№1.**

Значение **$Cx_{\Sigma 1-2} (v=40 \text{ м/сек}) = 0.254$;**

$Cx_{\Sigma 1-2} (v=70 \text{ м/сек}) = 0.235.$

Координата а/д фокуса **$(x_{F\alpha})_{\Sigma} = 356 \text{ мм.}$**

Таким образом, простым поворотом ступеней относительно друг друга, достигается пусть совсем мизерное преимущество по значениям **$Cx_{\Sigma 1-2}$** 1-й ступени (уменьшение

этой величины на **0.003**, что несколько более **1%**). Но это же достигается так легко - даже легче чем ... про два пальца знаете, да? А тут даже ещё легче чем «2 пальца». Другое дело, что для этого, впрочем, нужно ещё знать на сколько обрезать стабилизаторы и приложить для этого некоторые умственные усилия. Тем не менее, помните, про влияние вышеупомянутого 4-го, трудноформализуемого для численного определения фактора, которое, вполне допускаю, может превысить суммарное воздействие факторов 1-3, оцененных в **1%** от значения $Cx_{\Sigma 1-2}$ 1-й ступени.

1.4.4.6. Разметка относительного положения стабилизаторов 2-й ступени

Кроме того, для простоты осуществления подобного поворота ступеней, и для большей симметрии рекомендую разворачивать ступени перед установкой модели на старт не «на глазок», а по заранее нанесённой разметочной риску-маркеру.

Слайд 135

1.7.5. Частичное расположение 2-й ступени внутри корпуса 1-й

Классическим примером такого исполнения служит американская исследовательская ракета **Bumper Wac**.

Применялась подобная схема в прошлом и модельстами в высотном классе.

В частности:

- на модели **Олега ВОРОНОВА (Россия)**, ЧЕ-1997, 1-е Всемирные Воздушные Игры (1-е место);
- на модели **Владимира МЕНЬШИКОВА (Россия)**, ЧМ-1998 (1-е место).

Подобная схема конструктивного исполнения 1-й ступени может принести некоторый выигрыш в высоте полёта модели.

Рассмотрим “++” и “--” данной схемы.

Слайд 136

1.7.5. Частичное расположение 2-й ступени внутри корпуса 1-й (продолжение 1)

А. “+ +”

1. Уменьшение оmyаемой поверхности стабилизаторов 2-й ступени при полёте 1-й ступени. И как следствие - уменьшение сопротивления трения стабилизаторов 2-й ступени и коэффициента общего сопротивления 1-й ступени $Cx_{\Sigma 1-2}$. Это обеспечит большую скорость и высоту при разделении ступеней, а вместе с тем и общую высоту полёта модели.

2. Уменьшение дестабилизирующего действия стабилизаторов 2-й ступени при полёте 1-й ступени.

Поскольку для моделей класса S1 стабилизаторы 2-й ступени (в составе с 1-й ступенью) расположены выше общего а/д фокуса модели, то момент создаваемый подъёмной силой на них будет иметь не стабилизирующий эффект, а дестабилизирующий. И уменьшение площади этих стабилизаторов передвинет положение фокуса модели ($x_{F\alpha})_{\Sigma}$ к её хвосту. А это означает, что можно уменьшить площадь/размеры стабилизаторов 1-й ступени для обеспечения необходимого запаса устойчивости. А это уменьшение приведёт к соответственному уменьшению сопротивления на них и всей модели $Cx_{\Sigma 1-2}$.

3. Увеличение длины корпусной части 1-й ступени с диаметром менее 40 мм. Это приводит к уменьшению сопротивления давления на нецилиндрических частях 1-й ступени (переходнике и корме).

Слайд 137

1.7.5. Частичное расположение 2-й ступени внутри корпуса 1-й (продолжение 2)

Б. "- -"

1. С другой стороны то же увеличение длины корпусной части 1-й ступени с диаметром менее 40 мм приводит к увеличению общей площади поверхности корпусной части модели. Это приводит к увеличению сопротивления трения на корпусе.

2. Наличие прорезов на переходнике (прежде всего в случае если 2-я ступень размещается внутри 1-й на глубину, превышающую длину бортовой хорды стабилизаторов) для размещения стабилизаторов 2-й ступени приводит к появлению дополнительного сопротивления давления на этом переходнике - сопротивления давления канавок $Cx_{кан}$ и к увеличению значения коэффициента общего а/д сопротивления модели $Cx_{\Sigma 1-2}$.

3. Наличие этих прорезов несомненно увеличит массу конструкции 1-й ступени. А вместе с тем уменьшается скорость и высота полёта модели при разделении ступеней.

4. Наличие этих прорезов усложняет изготовление и сборку 1-й ступени. И несомненно исполнение данного варианта потребует предельной точности и аккуратности и при изготовлении верхней части 1-й ступени, и при сборке. Иначе при неаккуратном исполнении данной схемы, по моему мнению, не удастся реализовать её преимущества. И представляется, что для изготовления / сборки будет сложно избежать спец. приспособления / матричной технологии и изготовления этих приспособлений на оборудовании с ЧПУ.

Наличие фактора 3, а именно - увеличение массы конструкции данного варианта не позволяет проводить сравнительный анализ этой схемы с традиционной, просто сравнивая оценённые значения коэффициента а/д сопротивления, но необходимо проводить сравнительный анализ по значениям высоты полёта сравниваемых вариантов.

Слайд 138

1.7.6. Стабилизаторы 1-й ступени

Вернёмся к эскизу исходной модели с 5-угольными стабилизаторами на обоих ступенях (Вариант №1).

Оценка положения ЦД всей модели при такой исходной конфигурации даёт расстояние от носика модели ($x_{F\alpha}$) $_{\Sigma 1-2} = 354$ мм.

При рассмотрении стабилизаторов 2-й ступени (пар. «1.6.6. Стабилизаторы 2-й ступени») первоначальные 5-угольные были заменены на более эффективные эллиптические с бортовой хордой равной ширине стабилизатора $b_r = s = 15$ мм. Поскольку площадь стабилизаторов $A_{fin\Sigma 2}$ уменьшилась, несмотря на увеличение коэффициента подъёмной силы верхней группы стабилизаторов (c_y^a) $_2$, то изменился и моментный баланс подъёмных сил элементов модели. А учитывая, что фокус

стабилизаторов 2-й ступени находится заведомо выше фокуса всей модели, то и дестабилизирующий момент от этих верхних стабилизаторов уменьшился, а посему этот фокус отодвинулся (пусть и не на много) от носика модели, сделав её более устойчивой. Подсчитанное по приведённой выше мат. модели (пар. «**1.4. Численное моделирование положения аэродинамического фокуса (Цentra Давления) модели**») значение положения ЦД для изменённой геометрии стабилизаторов 2-й ступени и с исходными 5-угольными стабилизаторами 1-й (Вариант №2) $(x_{Fa})_{\Sigma 2} = 359$ мм.

Слайд 139

1.7.6. Стабилизаторы 1-й ступени (продолжение 1)

Теперь определим размер стабилизаторов 1-й ступени эллиптической формы с бортовой хордой равной ширине стабилизатора $b_r = s$, обеспечивающий такое же положение ЦД, как и в исходном варианте $(x_{Fa})_{\Sigma 1-2} = 354$ мм.

В таком случае (Вариант №3) $b_r = s = 28.2$ мм.

Предполагается, что ЦТ данной модели, учитывая расположение и массы компонентов её, находится где-то на расстоянии около **220 мм** от носика модели.

Это обеспечивает чрезмерно большой (и излишний по моему мнению) запас устойчивости модели **3.36** её калибра.

Определим размеры также эллиптических стабилизаторов 1-й ступени, обеспечивающих более резонное значение запаса устойчивости. Учитывая неопределённость и погрешность в оценке положения ЦТ всей модели, зададимся достаточно большим, но меньшим чем у исходной модели запасом величиной запаса устойчивости в **2** калибра, т.е. $(x_{Fa})_{\Sigma 1-2}$ должно составлять:

$(x_{Fa})_{\Sigma 1-2} = 220 \text{ мм.} + 2 \cdot 40 \text{ мм} = 300 \text{ мм.}$

В этом случае (Вариант №4) $b_r = s = 19$ мм.

Слайд 140

1.7.6. Стабилизаторы 1-й ступени (продолжение 2)

В итоге, сравнивая Вариант №4 с исходным Вариантом №1, получаем:

- **3-х** кратное сокращение площади стабилизаторов 1-й ступени;
- почти **2-х** кратное сокращение площади стабилизаторов 2-й ступени.

Это приводит к:

- уменьшению коэффициента а/д сопротивления всей модели $Cx_{\Sigma 1-2}$ на **5%** (при скорости **40 м/с**);
- уменьшению стартовой массы модели (за счёт сокращения массы стабилизаторов обеих ступеней) на **1-1.5 г**
- уменьшению коэффициента а/д сопротивления 2-й ступени Cx_2 на **2.5%** (при скорости **80 м/с**)

Совместно эти 3 фактора приводят к увеличению высоты полёта модели примерно на **2.5% (!)**.

Слайд 144

2.1. Используемое программное обеспечение

При проведении численного анализа высоты полёта моделей использовалась имеющаяся в свободном доступе на сайте американских моделистов программа /

excel-файл, разработанный **Крисом ФЛАНИГАНОМ (США)** («S1B Simulation Program v2 (Flanigan, 2011).xlsx»), см.:

<https://docs.google.com/viewer?a=v&pid=sites&srcid=ZGVmYXVsdGRvbWFpbX4ZmFpc3BhY2Vtb2RibGluZ3xneDo0OTdhMjk0MmMyNzMyMmY4>

Допущения и ограничения.

1. Модель рассматривалась как материальная точка, движущаяся вертикально вверх. Соответственно не принималось к рассмотрению:

- влияние бокового ветра на траекторию полёта;
- движение вокруг центра масс.

2. Интегрирование уравнения движения осуществлялось методом Эйлера.

3. Максимальная высота определялась по достижению нулевой скорости в верхней точке траектории.

Не принимались к рассмотрению:

- время работы замедлителя;
- уменьшение массы модели по мере выгорания замедлителя;
- тяга, развиваемая на этапе работы замедлителя.

4. Изменение плотности воздуха с изменением высоты принималось в соответствии с моделью стандартной атмосферы "ICAO Standard Atmosphere model".

5. Диаграммы тяги двигателей $P=f(t)$ задавались по 5-ти точкам с линейной интерполяцией значения тяги между её значениями в этих точках.

Удельный импульс тяги двигателей (скорость истечения) принимался постоянным, не зависящим от времени работы двигателя и равным:

$$V_{\text{истеч}} = I_{\Sigma} / m_{\text{топл}}$$

Соответственно секундный массовый расход топлива $\bar{m}_{\text{топл}}(t)$ принимался пропорциональным значению тяги двигателя в текущий момент времени t .

6. Единственное отличие от исходной excel программы Криса ФЛАНИГАНА состояло в том, что при определении а/д сопротивления модели принималось к рассмотрению изменение коэффициентов а/д сопротивления для обоих ступеней в зависимости от скорости полёта (см. ниже пар. «2.2.3. Значения коэффициента а/д сопротивления базового варианта модели»).

Слайд 145

2.2. Рассматриваемые случаи. Базовый вариант для проведения сравнения влияния параметров модели и двигателей

Численный анализ высоты полёта заключался в её определении для базового варианта модели и оценке влияния различных параметров модели при их изменении на конечную высоту полёта.

Ниже приводятся графические зависимости высоты полёта от этих параметров.

Приводятся также и относительные оценки влияния параметров на высоту полёта - процентные изменение высоты, которые являются более информативными, позволяющими просто и быстро оценить с некоторым приближением высоту полёта в случае отличия параметров модели и двигателей от параметров базового варианта, а

также проводить оценки при сравнении альтернативных технических решений при выборе дизайна модели.

2.2.1. Геометрия базового варианта модели

2.2.2. Массы ступеней

В качестве масс базового варианта модели выбраны значения достаточно лёгкой и совершенной модели, но вполне достижимые при высоком уровне технологии и мастерства исполнения.

1-я ступень

Общая масса конструкции 1-й ступени с учётом массы системы спасения, но без учёта массы двигателя:

$M_1 = 8$ грамм

2-я ступень

Общая масса конструкции 2-й ступени с учётом массы системы спасения и массы альтиметра, но без учёта массы двигателя:

$M_2 = 10$ грамм

Слайд 146

2.2.3. Значения коэффициента а/д сопротивления базового варианта модели

Значения коэффициента а/д сопротивления для модели с приведённой выше геометрией определялись в соответствии с методикой, описанной выше (см. пар. «1.1. Численное моделирование коэффициента общего аэродинамического сопротивления модели $C_{x\Sigma}$ ») в диапазоне скоростей полёта:

5 - 100 м/сек для 1-й ступени;

5 - 180 м/сек для 2-й ступени.

Полученные данные были интерполированы аппроксимирующими зависимостями.

1-я ступень

При определении сопротивления трения на корпусной части модели предполагалось, что во всём рассматриваемом диапазоне скоростей переход ламинарного течения в турбулентный происходит в точке сопряжения цилиндра корпуса 2-й ступени с расширяющимся переходником 1-й. Относительная координата точки перехода в этом случае $x_t = 0.176$.

Слайд 147

2.2.3. Значения коэффициента а/д сопротивления базового варианта модели (продолжение)

2-я ступень

При определении сопротивления трения на корпусной части 2-й ступени принимались к рассмотрению 2 случая.

Предполагалось, что во всём рассматриваемом диапазоне скоростей:

А. Переход ламинарного течения в турбулентный происходит в точке сопряжения ГО с цилиндром корпуса. Относительная координата точки перехода в этом случае $x_t = 0.187$.

В. Имеется полностью ламинарное обтекание. Относительная координата точки перехода в этом случае $x_t = 1$.

Различие в значениях C_x при изменении скоростей полёта от **5 м/сек** до **180 м/сек** в этих случаях варьируются в диапазоне **30 – 3 %**, И при скорости **V=80 м/сек** составляет около **19%**.

Слайд 148

2.2.4. Параметры двигателей

1-я ступень

Синтезированный (близкий по своим характеристикам к) двигатель «Delta A3-0» со следующими параметрами:

Масса двигателя $M_{\text{двиг 1}} = 4.0 \text{ г}$

Масса топлива $M_{\text{топл 1}} = 2.3 \text{ г}$

Суммарный импульс: $I_{\Sigma} = 2.40 \text{ Н·сек}$

Скорость истечения: $V_{\text{истеч}} = 1043 \text{ м/сек}$

Время работы двигателя: $t_{\text{акт 1}} = 0.94 \text{ сек}$

2-я ступень

«Delta A1-7» со следующими параметрами:

Масса двигателя $M_{\text{двиг 2}} = 4.9 \text{ г}$

Масса топлива $M_{\text{топл 2}} = 3.1 \text{ г}$

Суммарный импульс: $I_{\Sigma} = 2.423 \text{ Н·сек}$

Скорость истечения: $V_{\text{истеч}} = 782 \text{ м/сек}$

Время работы двигателя: $t_{\text{акт 2}} = 2.0 \text{ сек}$

В итоге стартовая масса модели базового варианта (с учётом масс двигателей):

$$M_{01} = M_1 + M_{\text{двиг 1}} + M_2 + M_{\text{двиг 2}} = 8 \text{ г} + 4 \text{ г} + 10 \text{ г} + 4.9 \text{ г} = 26.9 \text{ г}$$

Слайд 149

2.3. Влияние параметров модели и двигателей на высоту полёта

2.3.1. Влияние массы конструкции 2-й ступени

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО АНАЛИЗА

Оптимальное значение массы конструкции 2-й ступени $(M_2)_{\text{opt}} \approx 10 \text{ г}$

С учётом массы двигателя $M_{\text{двиг 2}} = 4.9 \text{ г}$ значение оптимальной начальной массы ступени $(M_{02})_{\text{opt}} \approx 15 \text{ г}$.

Оптимальные значения (M_2)_{opt} обоих расчётных случаев аэродинамики моделей отличаются друг от друга совсем незначительно.

Слайд 150

2.3.2. Влияние массы конструкции 1-й ступени

Естественно, что с уменьшением массы конструкции 1-й ступени, а потому - и с уменьшением стартовой массы модели, увеличивается общая высота полёта просто в силу того, что при уменьшении стартовой массы M_0 (при прочих равных условиях) уменьшается и значение относительной конечной массы ступени μ_{k1} , означающее в соответствии с формулой Циолковского ($V_k = - V_{истеч} \cdot \ln(\mu_k)$) увеличение конечной скорости полёта 1-й ступени, а вместе с этим и увеличение общей высоты полёта.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО АНАЛИЗА

Случай А:

$$H_{\Sigma}(M_1) = - 4.3 \cdot M_1 + 615 \text{ (м)}$$

$$\bar{H}_{\Sigma}(M_1) = - 0.74 \cdot M_1 + 6.0 \text{ (\%)}$$

Случай В:

$$H_{\Sigma}(M_1) = - 4.3 \cdot M_1 + 668 \text{ (м)}$$

$$\bar{H}_{\Sigma}(M_1) = - 0.68 \cdot M_1 + 5.5 \text{ (\%)}$$

$$\text{Т.е. } \partial \bar{H}_{\Sigma} / \partial M_1 \approx - 0.7 \text{ \%/грамм}$$

При этом каждый дополнительный грамм конструкции 1-й ступени (для обоих случаев а/д моделей) приводит к уменьшению высоты полёта модели на **4.3 метра** (или ~ 0.7%).

Слайд 151

2.3.3. Влияние величины коэффициента а/д сопротивления модели C_{x1}

Определение высоты полёта проводилось для случаев +/-10% и +/-20% изменения зависимостей коэффициента а/д сопротивления $C_x=f(V)$ вариантов А ($x_t = 0.187$) и В ($x_t = 1.0$).

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО АНАЛИЗА

Случай А:

$$H_{\Sigma}(\Delta \bar{C}_{x1}) = - 0.24 \cdot \Delta \bar{C}_{x1} + 581 \text{ (м)}$$

$$\bar{H}_{\Sigma}(\Delta \bar{C}_{x1}) = - 0.042 \cdot \Delta \bar{C}_{x1} + 0.015 \text{ (\%)}$$

Случай В:

$$H_{\Sigma}(\Delta \bar{C}_{x1}) = - 0.25 \cdot \Delta \bar{C}_{x1} + 633 \text{ (м)}$$

$$\bar{H}_{\Sigma}(\Delta \bar{C}_{x1}) = - 0.039 \cdot \Delta \bar{C}_{x1} + 0.013 \text{ (\%)}$$

Зависимость общей высоты полёта от значений коэффициента а/д сопротивления 1-й ступени $H_{\Sigma} = f(C_{x1})$ - относительно слабая, и обоих случаев а/д моделей:

$$\partial \bar{H}_{\Sigma} / \partial \bar{C}x_1 \approx - 0.04 \%/\%$$

Это означает что каждый % ухудшения (увеличения) значения Cx_1 приводит только к **0.04%** уменьшению общей высоты полёта.

Такая сравнительная индифферентность высоты полёта к значению Cx_1 связана с:

- сравнительно малой средней скоростью полёта 1-й ступени;
- малым временем работы двигателя / малым временем полёта ступени.

Так, что в итоге а/д потери скорости $\Delta V_{a/d 1}$ - сравнительно небольшие и соизмеримые с гравитационными потерями скорости ($\Delta V_{g1} = - g \cdot t_{\text{двиг 1}}$):

$$\Delta V_{a/d 1} = V_{k1} \text{ Циолк} - g \cdot t_{\text{двиг 1}} - V_{k1} \approx 10 - 20 \text{ м/сек}$$

В то время, как а/д потери скорости при работе двигателя 2-й ступени $\Delta V_{a/d 2}$ составляют значительно бОльшие величины.

И вариации / неопределённости в определении значений коэффициента а/д сопротивления 1-й ступени Cx_1 мало сказываются на значении общей высоты полёта модели.

Слайд 152

2.3.4. Влияние величины коэффициента а/д сопротивления 2-й ступени Cx_2

Определение высоты полёта проводилось для случаев $\pm 5\%$, $\pm 10\%$ и $\pm 20\%$ изменения зависимостей коэффициента а/д сопротивления $Cx_2 = f(V)$ вариантов А ($x_t = 0.187$) и В ($x_t = 1.0$).

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО АНАЛИЗА

Случай А:

$$H_{\Sigma} (\Delta \bar{C}x_2) = - 3.4 \cdot \Delta \bar{C}x_2 + 583 \text{ (m)}$$

$$\bar{H}_{\Sigma} (\Delta \bar{C}x_2) = - 0.59 \cdot \Delta \bar{C}x_2 + 0.46 \text{ (\%)}$$

Случай В:

$$H_{\Sigma} (\Delta \bar{C}x_2) = - 3.5 \cdot \Delta \bar{C}x_2 + 636 \text{ (m)}$$

$$\bar{H}_{\Sigma} (\Delta \bar{C}x_2) = - 0.56 \cdot \Delta \bar{C}x_2 + 0.42 \text{ (\%)}$$

Зависимость общей высоты полёта от значений коэффициента а/д сопротивления 2-й ступени $H_{\Sigma} = f(Cx_2)$ - значительная и существенно (примерно в **15 раз**) превышает влияние значений коэффициента а/д сопротивления 1-й ступени Cx_1 на высоту полёта:

$$\partial \bar{H}_{\Sigma} / \partial \bar{C}x_2 \approx - 0.6 \%/\%$$

Это означает что каждый % ухудшения (увеличения) значения Cx_2 приводит уже к **0.6 %** уменьшению общей высоты полёта.

Слайд 153

2.3.5. Влияние величины задержки зажигания двигателя 2-й ступени. Разделение ступеней при зажигании двигателя 2-й ступени

Задержка зажигания двигателя верхней ступени возможна при 2 различных схемах.

А. Разделение ступеней происходит при зажигании двигателя 2-й ступени, что является более традиционным случаем и более простым в технической реализации - наличием замедления собственно в двигателе нижней ступени.

В. Разделение ступеней происходит сразу по окончании работы двигателя 1-й ступени и движение 2-й ступени происходит в пассивном режиме до момента включения её двигателя (этот вариант обсуждается в следующем параграфе).

Слайд 154

2.3.5. Влияние величины задержки зажигания двигателя 2-й ступени. Разделение ступеней при зажигании двигателя 2-й ступени (продолжение)

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО АНАЛИЗА

Полученный результат численного анализа о том, что задержка зажигания по версии А приводит к уменьшению высоты полёта, подтверждает правильность более общих рассуждений по данному вопросу, приведённых ниже в пар. «**7.1.4. Время замедления на двигателе 1-й ступени**».

Однако, если 1-я ступень получается более (существенно более) тяжелой, то появляется локальный оптимум (максимум) на диаграмме $H_{\Sigma} = f(t_{\text{delay } 1})$. Тем не менее, это оптимальное значение по достигаемой высоте будет меньше значения высоты полёта при более лёгкой (и вполне технически реализуемой массе конструкции) 1-й ступени и при отсутствии задержки зажигания двигателя 2-й ступени.

Слайд 156

2.3.6. Влияние величины задержки зажигания двигателя 2-й ступени. Разделение ступеней по окончании работы двигателя 1-й ступени (продолжение 1)

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО АНАЛИЗА

Наличие задержки зажигания $t_{\text{delay } 1}$ в этом случае может привести к существенному (до 8%) увеличению высоты полёта. И для базового расчётного случая оптимальное время задержки находится в диапазоне **2.5-3.5 сек**, что соразмерно (в данном случае превосходит) со временем работы двигателя верхней ступени.

Однако, я бы не «выжимал» до конца дополнительные метры полностью, основываясь только на результатах этого приведённого численного анализа, а «остановился» бы на **2-2.5 секундах** задержки. Используемая математическая модель не учитывает влияние бокового ветра, который в той или иной мере всегда присутствует при полёте моделей.

Увеличение интервала времени между работой двигателей 1-й и 2-й ступени:

- уменьшает среднюю скорость полёта модели;
- увеличивает время полёта.

А посему, это приводит в реалии и к большому воздействию (негативному, конечно) на модель со стороны этого бокового ветра.

Кроме того, как мне кажется, данная схема разделения ступеней более сложна в реализации, чем при отсутствии задержки в зажигании вариант А. Тем не менее, сравнительно большой выигрыш (до 8%) при реализации её заставляет задуматься над её осуществлением.

Здесь возможны как минимум 2 варианта исполнения схемы В.

Слайд 157

2.3.6. Влияние величины задержки зажигания двигателя 2-й ступени. Разделение ступеней по окончании работы двигателя 1-й ступени (продолжение 2)

Варианты схем технической реализации:

В1. Более традиционный и более простой вариант ПИРОТЕХНИЧЕСКИЙ - размещение в сопле двигателя трубки с замедлителем и навеской ЧП воспламенителя.

В2. ЭЛЕКТРОННЫЙ таймер - дополнительное к альтиметру электронное устройство на борту 2-й ступени. Кстати, от этого же электронного устройства можно также подать команду на введение / открытие системы спасения 2-й ступени (см. пар. «7.4. Замена традиционного замедлителя»).

Вариант В1 является более предпочтительным как по простоте исполнения, так и по массе - должен получиться более лёгким - чем вариант В2. Однако, возможность совмещения в одном электронном устройстве задержки зажигания и задержки в открытии СС делают оба этих варианта конкурентноспособными и приемлемыми к рассмотрению.

Конечно, на практике реализовать целиком этот выигрыш в 8% не удастся. Техническая реализация подобного (и в ПИРОТЕХНИЧЕСКОМ и в ЭЛЕКТРОННОМ варианте) «съест» некоторую часть этих 8%.

Кстати, легко и быстро оценить это некоторое уменьшение (которое, конечно, должно быть куда менее 8%) в высоте полёта можно, оценив сначала на сколько потяжелее 1-я и 2-я ступени ПИРОТЕХНИЧЕСКОГО и/или ЭЛЕКТРОННОГО варианта, а далее - во что выльются эти увеличения масс ступеней, воспользовавшись вышеизложенными результатами численного анализа (см. пар. «2.3.1. Влияние массы конструкции 2-й ступени» и «2.3.2. Влияние массы конструкции 1-й ступени»).

Слайд 158

2.3.7. Влияние времени работы двигателя 2-й ступени

При проведении данной части численного анализа для большей адекватности сравнения результатов использовались технические характеристики синтезированных по своим параметрам двигателей с одинаковыми:

- начальными массами $M_{\text{двиг } 2} = 4.3 \text{ г}$;
- массами топлива $M_{\text{топл } 2} = 2.3 \text{ г}$;
- удельным импульсом тяги $I_{\text{уд}} = 1044 \text{ м/сек}$;
- суммарным импульсом $I_{\Sigma} = 2.40 \text{ Н·сек}$.

Диаграмма для 2-х секундного двигателя $P=f(t)$ закладывалась такая же, как и для двигателя «Delta A1-7» - двигателя базового варианта 2-й ступени.

Диаграмма $P=f(t)$ для 4-х секундного двигателя закладывалась такая же как и для двигателя «PSn A-1».

Диаграммы $P=f(t)$ для 3-х, 5-и и 6-и секундных двигателей изменялись пропорционально 4-х сек двигателю таким образом, чтобы в течение их работы получался суммарный импульс $I_{\Sigma} = 2.40 \text{ N}\cdot\text{сек}$ (т.е. интеграл $\int P(t) dt = 2.40 \text{ N}\cdot\text{сек}$). Несмотря на то, что даже и при $t_{\text{акт } 2} = 6.0 \text{ сек}$ не достигается максимум зависимости $H_{\Sigma} = f(t_{\text{акт } 2})$, тем не менее верхнее значение времени $t_{\text{акт } 2}$ ограничивалось **6 секундами** поскольку очень продолжительное время работы двигателя 2-й ступени приводит к:

1. БОльшему неблагоприятному воздействию со стороны бокового ветра (см. выше аргументацию по этому вопросу в пар. «**2.3.6. Влияние величины задержки зажигания двигателя 2-й ступени. Разделение ступеней по окончанию работы двигателя 1-й ступени**»).

2. В реальности БОльшее время работы двигателя означает:

- с одной стороны, введение в топливо замедляющих присадок, которые уменьшают удельный импульс тяги $I_{уд}$;
- с другой стороны, потребуют большей термозащиты оболочки двигателя - использование дополнительных термозащитных (более тяжёлых) материалов и/или увеличение стенки двигателя.

Всё это в итоге будет приводить к некоторому уменьшению высоты полёта.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО АНАЛИЗА

Увеличение времени работы двигателя с **2 секунд до 4 секунд** приводит к существенному – на **10% (!)** увеличению высоты полёта модели.

Увеличение же времени работы ещё на **2 секунды** (до $t_{\text{акт } 2} = 6 \text{ сек}$) приводит к увеличению ещё на **5%** высоты.

Думаю, моделистам, а также и производителям двигателей нужно задуматься над изготовлением и применением «долгоиграющих» двигателей для 2-х ступеней моделей.

Предполагаю, и небезосновательно, что аналогичный (качественный) результат имеется и в отношении двигателей для 2-х ступеней моделей высотных копий S5, как для класса S5-B (для двигателей с I_{Σ} до **2.5 N·сек**), так и для S5-C (для двигателей с I_{Σ} до **5.0 N·сек**).

Слайд 159

3. Численный анализ моделей как инструмент успеха

Если вы обратили внимание, то очевидно заметили, что многие аспекты / составляющие конкурентноспособной модели - по крайней мере то, как это представлено в данном материале - связаны в той или иной мере с численным анализом.

Конечно, лучше если Вы сами можете провести то или иное (причём адекватное) численное моделирование для выбора наилучшего решения и/или обоснования уже выбранного.

В частности, важными аспектами является обоснованный выбор:

- размеров стабилизаторов на обоих ступенях для обеспечения необходимого запаса устойчивости модели;
- оптимальной массы 2-й ступени;

- параметров двигателей для обеих ступеней и т.п.

Попробуйте численно обосновать выбранные Вами параметры модели, воспользовавшись имеющимся на рынке тем или иным софтом, прежде всего RockSim компании Arogee (США) или/и методикой, описанной в упоминаемой здесь книге В. Минакова, и достаточно подробно описанной выше в данном материале.

Слайд 160

4. Соосность

Наблюдая полеты моделей S1 во время Capital Cup -2011 (Сентябрь- 2011, Манассас, Виржиния, США,) и за отснятыми на видео стартами моделей S1 во время последнего Чемпионата Европы (Август-2011, Румыния), я заметил, что у немногих моделей были прямыми и близкими к вертикальным разделения ступеней, и особенно мало прямых вертикальных полетов 2-х ступеней без спиральных траекторий и болтаний.

И похоже, что причинами этих несовершенств являются различные несоосности.

Слайд 161

4.1. Соосность плоскости стабилизаторов и продольной оси модели

Эскиз и описание приспособления для приклейки стабилизаторов были выложены в своё время на сайте frms.ru (Стандарт сборной команды СССР. Дизайн Алексея Коряпина. Описание и Рисунки).

Слайд 162

4.2. Соосность вектора тяги двигателя и продольной оси модели

- Обращайте внимание на цилиндричность двигательного отсека (ДО) и его разнотолщинность, особенно при короткой длине ДО.
— Для особой точности и соосности при сборочных операциях используйте специальные сборочные оправки.

Слайд 163

4.2. Соосность вектора тяги двигателя и продольной оси модели (продолжение)

При наличии сужающейся кормы на 1-й ступени корпус должен состоять как минимум из 2 частей.

И порекомендовал сделать стык-соединение этих частей корпуса не по стыку верхний Переходный Конус-Цилиндр, и не по стыку Цилиндр-конус кормы, а где-нибудь выше этого сопряжения (**80 - 100 мм**), чтобы сборочная оправка имела достаточно протяжённую базу для центрования.

Слайд 168

5.1. Внешняя поверхность корпуса

5.1.1. Минимальная шероховатость и волнистость поверхности корпуса

Обеспечение минимальной шероховатости совместно с минимальной волнистостью поверхности корпуса осуществляется:

Вышкуриванием поверхности корпуса совместно с обеспечением одинаковой толщины корпуса как вдоль образующей, так и вдоль по радиусу.

Для обеспечения наилучшего результата для корпусной части необходимо:

- Прodelывать это на токарном станке, центруя оправку с корпусом в центрах конусом задней бабки (для цилиндрической части корпуса).
 - Переходите со шкурки малых номеров (низкой зернистости) последовательно к большим номерам (низкой зернистости).
 - Всегда при шкурении стеклопластиковых корпусов используйте lubricant – керосин, в противном случае, при обработке "всухую":
 - а) Образующаяся при шкурении стеклопластиковая пыль проникает везде, в том числе и в Ваши лёгкие, что вредно и даже опасна для здоровья;
 - б) Шкурка, забиваясь, пылью очень быстро выходит из строя;
 - в) Образовавшиеся на поверхности шкурки "наросты" из смеси снятого материала шкурки и корпуса царапают эту самую поверхность корпуса.
 - Переменяйте вышкуивание корпуса снятием неровностей:
 - а) ПО ПОВЕРХНОСТИ, обжимая шкуркой корпус вокруг его поверхности, сочетая вражательное движение токарного станка с поступательным движением обжимающей корпус шкурки;
 - б) ВДОЛЬ ОБРАЗУЮЩЕЙ, применяя для этого шкурильный блок (шкурку на плоской пластине). Что-то наподобие хонингования.
- Если не выполнять последнего, то при вращательном движении станка будут "сниматься" микронеровности (шероховатость), но при этом волнистость (макронеровности) не будет ликвидироваться. Шкурка обжимающая поверхность будет эквидистантно снимать материал с корпуса, следуя имеющейся волнистости, повторяя её.

На последнем этапе вышкуивания корпуса можно проконтролировать уровень волнистости оптически (глазом), прикладывая плоскую пластину вдоль всей длины образующей корпуса, и располагая подсветку (фонарик) по другую сторону от наблюдателя. При достаточном опыте можно на глаз различить зазор в **1 мкм** от зазора в **2 мкм**. В качестве плоской пластины можно использовать полоску зеркала. Именно зеркала, а не стекла, поскольку при изготовлении зеркал требования по плоскостности при их изготовлении выше, чем соответствующие требования для обычных стёкл.

Слайд 169

5.1.1. Минимальная шероховатость и волнистость поверхности корпуса (продолжение)

2. После вышкуивания поверхности, она обезжиривается бензином и ацетоном. Наносится лаковое покрытие.

Производится тонкая шлифовка, но уже высокими номерами шкурки и полирование поверхности, переходя последовательно к полировальным пастам с меньшей зернистостью.

При шлифовании и полировании необходимо следовать рекомендациям, описанным выше для вышкуивания.

Если в результате шлифования/полирования где-то на поверхности будет снят слой лака, рекомендую вновь покрыть поверхность корпуса слоем лака. Иначе, в силу того, что смоляная матрица и сетка стекловолокна (компоненты стеклопластика) обладают различной твёрдостью, то при шлифовании/полировании менее твёрдая смола будет сниматься глубже чем более твёрдое стекло ткани. Тем самым будет проявляться

ячеистая структура на поверхности, что повлечёт за собой дополнительную турбулентность, и тем более - несимметричную относительно оси модели, а любая несимметричность это уже дополнительные потери в сопротивлении, связанные с появлением угла атаки.

Понятно, что меньшая шероховатость требует больших трудозатрат для её достижения.

В машиностроении при обработке металлических деталей существует некоторое неписанное эмпирическое правило, что уменьшение размерности шероховатости вдвое (т.е. увеличение класса чистоты поверхности на единицу) влечёт за собой увеличение трудозатрат (себестоимости детали) вдвое.

Предполагаю, что для наших пластиковых моделей это соотношение не должно быть таким большим (вдвое), но общая тенденция также существует.

Так, к примеру, если предположить, что уменьшение размерности шероховатости вдвое сопровождается увеличением трудозатрат не вдвое, а даже всего на **10 %**. То для уменьшения шероховатости, скажем с **$h=20.5$ мкм** до **$h=10.5$ мкм** потребуется увеличение времени обработки на **10%**. То уже последующее уменьшение на те же **10 мкм** (с **$h=10.5$ мкм** до **$h=0.5$ мкм**) потребуют увеличение трудозатрат уже на **50%**. Но при этом эффект от второго уменьшения шероховатости является меньшим чем от первого уменьшения в исчислении прибавленных метров высоты полёта (см. пар. **«1.6.3.1.1. Анализ полученных результатов (продолжение 4)»**). Происходит насыщение в увеличении конечного результата.

Впрочем, подобный факт является характерным примером некоей философии успеха (причём, это касается не только спорта (конечно в условиях насыщения результатов, когда все главные соперники идут плотно "ноздря в ноздрю"), в том смысле, что для равной прибавки к своему вчерашнему результату (по сравнению с позавчерашним) или к результату соперников необходимо приложить непропорционально больше усилий чем ты прикладывал вчера.

Слайд 173

5.3. Уменьшение донного сопротивления

5.3.1. Турбулизация воздушного потока в самом низу корпуса

Обтекание донной области корпуса при ламинарном и турбулентном течении, конечно, отличаются.

Во втором случае просто в силу двумерности (циркуляции/завихрения) течения пусть и малая часть, но попадает за самый край донного сечения. И тем самым имеющееся за донным срезом разряжение уменьшается.

Конечно, давление за донным срезом корпуса неодинаково по радиусу этого сечения и имеет некоторое распределение, но вот увеличение его пусть и в некоторой области приводит к увеличению значения среднеинтегрального давления, которое и определяет значение коэффициента донного сопротивления модели.

Поэтому было бы логично ламинарное течение в придонной области корпуса (если оно всё ещё остаётся таковым) принудительно затурбулизовать, внося какой-либо элемент, дестабилизирующий поток (канавку / щель / уступ).

Слайд 174

5.3.2. Инжектирование воздушного потока в донную область корпуса

Если перепустить часть из обтекаемого корпус потока воздуха в донную его область, то это увеличит донное давление, т.е. уменьшит донное сопротивление.

Конструктивно это выполнимо следующим образом:

В нижней части корпуса сделать щели для протока воздуха.

Или же пойти дальше, и выполнить воздуховод - более сложная по изготовлению конструкция, но представляется, подобный вариант будет иметь большую эффективность (меньшие потери на давление – трение потока воздуха проходящего внутрь).

Конечно, эти варианты несут с собой и потери, главным образом связанные с возросшей площадью корпуса, омываемой потоком, а посему, и с возросшим трением. Кроме того поворот части потока приведёт к дополнительному сопротивлению давления.

Принять во внимание надо и то что, если щели (или воздухозаборник) выполнен по длине корпуса между стабилизаторами, то это приведёт к перетеканию давления между поверхностями стабилизаторов, что повлечёт к уменьшению их эффективности, а поэтому потребует и увеличения их площади.

Однако, думается, что в итоге может получиться выигрыш, за счёт уменьшения разряжения на дне.

Грубо говоря, в случае воздуховода-эжектора мы получим корму, только спрятанную за внешним обводом корпуса. Но ведь Кодексом / Правилами (в том числе и в новой поправке) говорится о том, что недопустима сужающаяся корма, и ни словом не оговаривается о том, что и как устроено внутри корпуса.

Осталось дело за малым – реализовать описанное таким образом, чтобы потери на давление-трение в щелях/ воздуховодах не превосходили полученного выигрыша от уменьшения донного сопротивления.

При выполнении щелей / эжекторов, конечно, нужно внести поправку на длину цилиндрической части корпуса (или увеличить её на 3-х кратную высоту щели/эжектора, или уменьшить соответственно на высоту щели длину ГО для выполнения требования **"25 %"**).

Вполне возможно, для избежания потерь давления в проходящем через эжектор потоке, необходимо выполнить условие постоянства поперечных сечений (или по крайней мере постоянства увеличения их). А это совместно с учётом требования по симметричности воздуховодов потребуют особенной тщательности их изготовления / выполнения с неременной матричной технологией и высочайшей соосностью при сборке. По всей видимости, для удовлетворения всего этого, не обойтись без использования оборудования с ЧПУ при изготовлении приспособлений по формированию и сборке подобного воздуховода.

Учитывая нетривиальность обтекания внутри образовавшегося канала-эжектора, да к тому же в сочетании с обтеканием потока внешнего и этих потоков взаимодействия, представляется, что не обойтись также и без программы лётных исследований для получения максимального результата при реализации данного метода снижения донного сопротивления.

5.4. Стабилизаторы

Стабилизаторы - как можно более тонкие и плоские (при этом со скруглённой передней и заострённой задними кромками) - толщиной **0.25-0.30-мм** выполненные из углепластика (углепластик - эпоксидная смола). Подобная версия профиля стабилизаторов - вариант хороший. Но не является наилучшим.

Более оптимальным является вариант с чечевицеобразным ("традиционным" дозвуковым, с параболическими обводами) профилем.

Но тоже достаточно тонкого, чтобы не увеличивать его профильное сопротивление.

Преимущество подобного профильного стабилизатора перед плоским заключается в следующем:

- Обладает меньшим профильным сопротивлением;
- А главное, у подобного профиля имеется большее значение коэффициента подъёмной силы (производной коэффициента подъёмной силы по углу атаки c^a_y , чем соответствующая величина для плоского профиля / пластинки. А это означает, что при меньшей площади стабилизаторов можно добиться того же уровня запаса устойчивости. Это приводит за собой и уменьшение их трения.

На сколько количественно при этом сокращается площадь стабилизаторов - ?
Должно быть определено вами.

Конечно, это исполнение профильного стабилизатора, да к тому же с переменной по размаху толщиной потребует дополнительных усилий как при изготовлении их, так и при их приклейке к корпусу - плоские то намного проще приклеить чем профилированные, чтобы при этом их плоскость симметрии оставались параллельной продольной оси модели, что потребует изготовления и специальной накладки к приспособлению для приклейки стабилизаторов к корпусу.

Но это не должно составить фантастических усилий при изготовлении формы, используя сегодняшние технологии и станки с ЧПУ. А главное, это будет стоить того. Опять же, это вам решать.

Слайд 176

5.4. Стабилизаторы (продолжение 1)

Чечевицеобразный профиль

При этом нужно помнить следующее:

1. Относительная координата максимальных толщин

Линия максимальных толщин должна располагаться от передней кромки примерно в **1/4 – 1/3** по хорде стабилизатора. Причём, это значение относительной координаты максимальных толщин (a/b) должно оставаться постоянным по размаху стабилизатора.

2. Передняя и задняя кромки

- Переднюю кромку можно скруглить небольшим радиусом.
- С точки зрения минимального профильного сопротивления задняя кромка должна быть острая ("на ус"). Однако, факторы жесткости / прочности / и неломкости при обращении с моделью и при её посадке заставляют утолщить /скруглить (но меньшим радиусом) и заднюю кромку. Причём, небольшое утолщение и скругление малым радиусом не должно заметно ухудшить характеристики профиля.

3. Относительная толщина стабилизатора

С учётом того, что стабилизаторы, как правило, в плане (для жесткости / прочностим, а также отчасти и аэродинамики) выполняются с переменной по размаху хордой (эллиптическими или трапецевидными), то для соблюдения условия сохранения постоянства относительной толщины профиля (максимальная толщина данной текущей хорды делённая на величину этой хорды) по размаху стабилизаторов, то и толщина стабилизатора по линии максимальных толщин также должна с уменьшением хорды пропорционально уменьшаться. Иначе вдоль по размаху стабилизатора будут иметь место различные значения местных коэффициентов подъёмной силы $c^{\alpha}_{y_i}$ как раз и зависящие от относительной толщины $\bar{c}=c/b$. А эта неоднородность будет негативно сказываться на общей картине обтекания и приводить к перетеканиям потока.

И для обеспечения условия:

$$c^{\alpha}_{y_i} = \text{const по размаху стабилизатора}$$

Необходимо обеспечить:

$$\bar{c} = \text{const}$$

Если, конечно, не принимать в рассмотрение эффекта, описанного ниже (см. следующий слайд).

Слайд 177

5.4. Стабилизаторы (продолжение 2)

4. Зависимость значения коэффициента подъёмной силы от числа Рейнолдса

Кроме того, нужно иметь ввиду, что значение коэффициента подъёмной силы c^{α}_y зависит также и от числа Рейнолдса (чем больше Re тем больше и c^{α}_y), что означает для стабилизаторов с переменной по размаху хордой переменность местных значений (от сечения к сечению вдоль размаха стабилизатора) подъёмной силы.

В принципе, соответствующим образом изменяя относительную толщину можно в некоторой степени компенсировать эффект зависимости c^{α}_y от Re для диапазона наиболее определяющих скоростей полёта модели, поскольку зависимости c^{α}_y от Re и от относительной толщины $\bar{c}$ не являются линейными. И если скоррелированная относительная толщина вдоль размаха стабилизатора и будет обеспечивать одинаковые местные значения коэффициента подъёмной силы в каждом из сечений этого размаха при одной скорости $c^{\alpha}_{y_i} = \text{const}$, то при других скоростях уже не будет иметь место это равенство $c^{\alpha}_{y_i}$.

Вышеупомянутый эффект является достаточно "тонким", и влияние его представляется не столь значительным. Однако, если и применять его на практике, то делать это нужно со знанием, после проведения соответствующего численного анализа.

Но опять же, как и при решении других оптимизационных задач достаточно низкого уровня нужно иметь ввиду и другие моменты (которые на данном уровне не были

приняты в рассмотрение при декомпозировании ОБЩЕЙ задачи оптимизации). А как оптимальность (найденное, казалось бы оптимальное решение) данного уровня повлияет на другие параметры?

И даже если не принимать во внимание технологичность и сложность изготовления – т.е. предполагается, что изготовление модели (её частей) в соответствии с задуманным (чертежом и в рамках допусков) осуществляется "ЛЮБОЙ ЦЕНОЙ", даже и тогда нужно смотреть, а как это, в данном случае со стабилизаторами, повлияет на жёсткость/прочность?

Слайд 182

6.1. Бумага против стеклопластика

Удельная прочность (отношение предельной прочности к плотности)

У бумаги более низкая удельная прочность.

Самая легкая бумага, которую Вы сможете использовать, является, вероятно, обычной бумагой для принтера с толщиной $\delta = 0.1$ мм и плотностью на единицу площади = 0.75 г/дм². Я сомневаюсь, что корпусные детали модели могут быть выполнены из этой бумаги в один слой (без какого-либо защитного покрытия, увеличивающего вес). Два же слоя бумаги (даже без защитного покрытия) будут уже более тяжелыми чем наилегчайшие стеклопластиковые.

Удельная плотность $0.9 - 1.0$ г/дм² является вполне достижимой для стеклопластика. Я делал это сам 20 лет назад. И предполагаю, что технология продвинулась с того времени и этот результат может быть улучшен, используя стеклоткань и эпоксидную смолу на самой большой по площади части модели - цилиндре корпуса 1-й ступени с толщиной стенок $0.06 - 0.07$ мм.

Влагостойкость

Бумага не обладает влагостойкостью

Влажность существенно уменьшает характеристики бумаги. Не только дождь, но и высокая влажности оказывают негативное воздействие на прочность и жесткость бумаги. Части, сделанные из бумаги, не могут быть надежными, особенно посадочные детали / поверхности (ДО, посадочный (для двигателя 2-й ступени) цилиндр вверху 1-й ступени).

Кольцевые шпангоуты для ДО и для посадочного цилиндра могут быть сделаны из бальзы и / или стеклопластика (стеклоткань+ эпоксид).

Слайд 183

6.2. Толщина стенок деталей из стеклопластика

Внешние Диаметры (ВнешД) всех деталей во время их мех обработки (шкурения на оправке) измерять микрометром, за исключением ВнешД на конических поверхностях. Условия окончания обработки этих поверхностей, определяются по косвенным показателям, таким как:

- Гладкость поверхности
- Интенсивность цвета.

Площади поверхности этих частей являются относительно небольшими, и дополнительный микрон или 2 на толщине стенок не будет заметно увеличивать их массу. Но очень легко прошкурить дыру на этих относительно тонких поверхностях (2 слоя 0.025 мм стеклоткани с эпоксидной смолой).

Слайд 184

6.3. Покрытие лаком и полирование внешней поверхности

А. 1-я ступень

Я не думаю, что ламинарное течение может быть сохранено на цилиндрической поверхности 1-й ступени (самая большая по площади часть модели) после того, как обтекаемый поток минует достаточно «тяжёлые» условия переходного (между цилиндрами 2-й и 1-й ступени) Конуса даже при низких скоростях (то есть малых числах Re) 1-й ступени ($V_{\text{средн}} \sim 40 \text{ м/с}$). Поэтому, не имеет никакого смысла выполнять поверхность 1-й ступени с меньшей, чем это может быть достигнуто только шкурением без нанесения лака и последующим полированием, шероховатостью. Не тратьте впустую свое время, и не увеличивайте массу 1-й ступени.

Б. 2-я ступень

Внешняя поверхность корпуса должна покрываться лаком и быть отполирована. Технология приведена в пар. 5.1.1.

Слайд 186

7.1. Двигатель 1-й ступени

Двигатели 1-й ступени, используемые с пистоном, должны и быть разработаны / или выбраны среди существующих не только по критерию наименьшей массы, конечно, при условии стабильного (под красную черту суммарного импульса), но и способными получить наибольшее из данного суммарного импульса на обеих фазах его работы – на пистоне и в реактивной ракетной фазе.

Фактически двигатель, работающий с пистоном, можно рассмотреть как двух-фазовый двигатель:

1-я фаза – Двигатель внутреннего сгорания

2-я фаза - Ракетный двигатель непосредственно.

Предназначение пистона состоит в том, чтобы использовать очень неэффективные истекающие газы ракетного двигателя при старте, который, в свою очередь, наиболее эффективен, когда скорость ракеты равна скорости истекающих газов. И в самом начале полета ракеты при взлете (когда скорость ракеты близка к "0") все эти газы буквально уносятся ветром. Задача пистона состоит в том, чтобы запереть и использовать внутреннюю энергию этих горячих высокоэнтальпийных газов. Коэффициент эффективности самых продвинутых Двигателей внутреннего сгорания составляет приблизительно 45 %, и если мы будем в состоянии использовать даже 5% этого, то мы даже тогда будем в выигрыше, используя пистоны.

7.1.1. Диаграмма Тяга двигателя - Время работы

Целью 1-й ступени является обеспечение как можно большей скорости, конечно, дополнительная высота будет также приветствоваться. Однако, рассматривая тот факт, что скорость разделения ступеней относительно низка (сравнивая со скоростью истечения $\sim 900 \text{ м/с}$ (чёрный порох) и $\sim 1200 \text{ м/с}$ (компаунды)), $\sim 70 \text{ м/с}$; а средняя

скорость полета 1-й ступени еще ниже ($\sim 40 \text{ м/с}$), то будет более рационально, чтобы выработать двигатель 1-й ступени в максимально возможной степени на пистоне?

Это приведет нас к более

- "Быстрым" двигателям (с меньшим времени работы). Но это также означает (возможно) и более тяжелый двигатель из-за увеличенного внутреннего (и внешнего) диаметра двигателя.

- Более прочной, а потому и более тяжелой модели (1-й ступени) чтобы выдержать значительно более высокой уровень ускорений (перегрузок), возникающих при отделении модели от пистона – выдержать достаточно большую и внезапно приложенную нагрузку, в первую очередь вес 2-й ступени на конструкцию ступени первой. Скажем, для примера, при 100-кратной перегрузке масса 2-й ступени в **15 грамм** "становится" весом в **1.5 кг**. Да, и ещё для расчётов нагрузки (или статических испытаний выдерживания подобного ускорения) не забудьте умножить эти **1.5 кг** на коэффициент динамичности **2**, поскольку при такой "бешеной" перегрузке (порядка **100**), вес прикладывается достаточно быстро / внезапно.

И при таких перегрузках подход к проектированию/конструированию и сам дизайн модели/ступени будет несколько отличаться от описанного выше.

Для получения ответа потребуются дополнительные, как это принято называть в большой технике - Научно-Исследовательские и Опытно-Конструкторские Работы (НИОКР) (т.е. исследования - разработки - испытания).

Небольшой комментарий к Возможному результату оптимизации:

В принципе, на 1-ю ступень можно поставить (вернее может получиться так в результате "оптимизации", чтобы не изготавливать какой-то новый специально "под-Пук" двигатель для 1-й ступени S1) "десятку" (двигатель с суммарным импульсом **10 Н × сек**), а может быть даже и "двадцатку". Только с одной достаточно простой "доработкой" - убрать из него сопло - вообще. И тогда, ну, какое при работе такого двигателя будет давление в такой его "открытой" камере сгорания? Да, уж не те **5-10 атмосфер**, которые, по-всей видимости, имеются в двигателе с соплом. А посему, и скорость истечения продуктов сгорания из такой "трубы" будет, наверное, на порядок меньше, чем у штатного двигателя.

А посему, тяга такого двигателя, являющаяся произведением удельного импульса (или скорости истечения) на секунднй расход - будет также на порядок (или около того) меньше. Единственно, что она не должна уступать по своей величине значению тяги (наряду с суммарным импульсом) на ступени 2-й, для соответствия пункту Правил и Кодекса.

А посему, и суммарный импульс, являющийся интегралом тяги по времени работы, будет также соответственно существенно меньше (на тот же около порядка раз меньше).

Но газов такой двигатель произведёт примерно в **4** (для случая с "десяткой") и в **8** (для случая с "двадцаткой") больше, чем **2.5 Н×сек** двигатель. Можете представить, как такой двигатель сможет "пукнуть" на пистоне, а особенно если его (пистон вместе с моделью удерживать на старте до определённого уровня толкающего усилия (см. раздел по пистонам, по PFM Пистону, пар. **8.11.6**).

НО... а не будет ли это ИЗВРАЩЕНИЕМ Р/М спорта? И легальной лазейкой (пока), может быть до прецедента, пока кто-нибудь не исполнит подобного на официальных соревнованиях? И в определённой мере это будет "подсыпанием порошка" в пук, только вроде как по-правилам? Поскольку, подобное в Правилах / Кодексе пока не запрещено.

Слайд 187

7.1.2. Чёрно-пороховые (ЧП) двигатели против компаундных (К)

Может оказаться, что для 1-й ступени ЧП двигатели более эффективны чем двигатели с БОльшим удельным импульсом (или же ЧП двигатели столь же хороши как и компаундные), поскольку, чем больше масса газов, произведенных для работы поршона, тем будет большее давление и эффект работы его.

- У ЧП двигателей имеется больше топлива.

- Хотя у двигателей с БОльшим удельным импульсом температура истекающих газов выше.

Потребуются дополнительные НИОКР для получения ответа.

Слайд 188

7.1.3. Предотвращение потери суммарного импульса на двигателе первой ступени

На нижних ступенях высотных моделей как правило применяются двигатели без замедления. И если не предпринимать никаких мер – не закрывать, не закреплять открытую поверхность топливной шашки, то в конце работы двигателя 1-й ступени не происходит выход всех продуктов сгорания через сопло МРД. Кроме того может иметь место эффект противотяги.

7.1.3.1. Падение суммарно импульса при разрушении верхней части топливной шашки

При выгорании топливной шашки продвижении фронта горения вверх внутри камеры сгорания (КС) и при достижении этого фронта верхних слоёв шашки, самая верхняя часть этой шашки под давлением сгоревших газов снизу просто разрушится под действием достаточно большого давления (порядка **5 атм** (или **0.5 МПа**)) внутри КС при горении топлива. Материал самой шашки в её верхней части выполняет роль верхнего днища КС. Сама то шашка достаточно плотная и прочная, но с уменьшением толщины стенки «верхнего днища» по мере её (этой стенки) выгорания, она, конечно, разрушается. А это означает, что образовавшиеся осколки этого «верхнего днища» (ещё не сгоревшие куски топлива) будут уже сгорать в увеличенной по объёму КС ($V_{КС2}$).

Помимо этого эта КС уже будет иметь не одно выходное отверстие - сопло двигателя, но так же и открытый верхний торец МРД.

И с разрушением «верхнего днища» в связи со значительным увеличением объёма образовавшейся при этом КС давление в этой КС ($p_{КС}$) упадёт. Это приведёт и к уменьшению скорости истечения $V_{истеч}$ (т.е. удельного импульса $I_{уд}$), а значит и суммарно импульса I_{Σ} .

Слайд 189

7.1.3.2. Падение суммарно импульса при выходе продуктов сгорания не через сопло

Конечно, для МРД, заключённого в конструкцию модели (нижней ступени) выходным отверстием сверху является (как правило) внутренняя полость трубки передачи огня для двигателя 2-й ступени. Поскольку сечение этой трубки (при $\varnothing D_2 \approx 3 \text{ мм}$) в несколько раз больше по площади сечения сопла двигателя нижней ступени (при $\varnothing D_1 \approx 1.6 \text{ мм}$), то и гидравлическое сопротивление (потеря давления на переходе с большего диаметра на меньший Δp_m) для прохода газов будет в этой трубке меньше (ориентировочно на 10%). И образовавшиеся при сгорании этих выломанных кусочков верхней части топливной шашки газы будут уходить в большей своей части вверх - продуктам сгорания будет легче проходить вверх (через трубку передачи огня) чем вниз (через сопло), тем самым уменьшая количество топлива m_T (а посему и суммарный импульс I_Σ), продукты сгорания которого вышли бы через сопло.

Слайд 190

7.1.3.3. Наличие противотяги

Кроме того эта часть топлива будет создавать тягу в противоположном движению модели направлению (пусть и не со столь высокой скоростью (удельным импульсом, $I_{уд}$)).

Слайд 191

7.1.3.4. Создание верхнего днища КС

Для предотвращения подобного эффекта на практике закрывают верхнюю поверхность топливной шашки (создавая тем самым верхнее днище КС) – заливают небольшим слоем эпоксидной смолы или вставляют картонную шайбу, проклеивая её по краям к внутренней поверхности двигателя эпоксидной смолой.

Слайд 192

7.1.4. Время замедления на двигателе первой ступени

Может возникнуть вопрос, а может быть необходимо для достижения большей высоты делать замедление ($\tau_{замедл} > 0$) между окончанием работы двигателя 1-й ступени и началом работы двигателя 2-й / разделением ступеней для увеличения высоты полёта первой ступени?

Предполагаю, что на моделях S1 начало работы двигателя 2-й ступени происходит одновременно с отделением ступеней.

Конструктивно по другому, а именно - разделение ступеней по окончанию работы двигателя с последующим началом работы двигателя 2-й ступени, без значительного увеличения массы конструкции, да ещё к тому же без потери надёжности, думаю, осуществить невозможно.

Слайд 193

7.1.4.1. Рассмотрение внешней баллистики

Да, введя задержку в разделение ступеней, увеличивается время пассивного полёта (с нуля для варианта без задержки в расделении-поджоге двигателя 2-й ступени). А с этим увеличивается и высота полёта 1-й ступени до момента разделения.

Но, при этом в результате торможения модели на интервале времени подобной задержки падает значение начальной скорости полёта 2-й ступени. А с этим уменьшается и высота полёта 2-й ступени.

Причём, значение начальной скорости полёта 2-й ступени падает настолько интенсивно, что несмотря на увеличение высоты полёта 1-й ступени общая высота полёта всё же уменьшается.

Для проверки правильности (или ложности) этого утверждения читатель может сам обратиться к доказательству (или опровержению), прибегнув к численному моделированию полёта модели, воспользовавшись тем или иным программным продуктом.

Слайд 194

7.1.4.1.1. Изменение плотности воздуха в полёте

Тогда возникает вопрос, почему же в «большой технике» некоторые 2-х ступенчатые так и летают (летали) – к примеру, американские «Першинги-2»? Как раз именно по этой причине – меньших потерь, связанных с аэродинамическим торможением.

Но там несколько другое:

У ракет «большой техники» двигатель верхней ступени не включается сразу после окончания работы двигателя 1-й, чтобы проскочить более плотные слои атмосферы и не терять на аэродинамике по включению двигателя, когда будет возрастать скорость, а вместе и с ней - по «квадрату» и сопротивление. Но у нас то, с нашими сравнительно небольшими высотами полёта моделей плотные слои «не проскочишь». Даже в пределах **500 метров** плотность воздуха уменьшается всего на около **6%**, а в диапазоне **50-100 метров** (диапазоне высоты полёта 1-й ступени) уменьшение плотности с высотой будет и того меньше (соответственно около **0.5 – 1 %**).

При полёте моделей S1 отсутствует эффект уменьшения плотности воздуха, присущий полёту ракет «большой техники».

Слайд 195

7.1.4.1.2. Баллистический коэффициент (БК)

$$BC = (2 \cdot m) / (C_x \cdot S_M),$$

где:

m – масса тела (аппарата, ракеты), кг;

C_x – коэффициент аэродинамического сопротивления;

S_M – площадь миделевого сечения, м²

БК - величина характеризующая способность тела сохранять скорость полета вопреки сопротивлению воздуха, а также показывающая в некоторой степени (без учёта плотности воздуха и квадрата скорости движения) отношение силы тяжести тела (ракеты, аппарата) к силе а/д сопротивления.

Значения баллистических коэффициентов на наших моделях по сравнению с аппаратами «большой техники» - против тех же «Першингов-2» будут значительно меньшими (примерно в **300 (!)** раз). Так, что подобие в данном случае на модели не распространяется. И менее инерционные и менее плотные модели S1 являются скорее «ватными шариками» чем «камнями» (что более подходит для сравнения более плотных ракет «большой техники») - так, что модели S1 будут очень быстро терять свою скорость.

И чем раньше мы сбросим тормозящий «груз» 1-й ступени и «включим» двигатель 2-й – тем выше и залетим.

Кроме того, уменьшение скорости модели на интервале пассивного полёта между разделением ступеней может негативно сказаться на траектории полёта – на

отклонении от вертикали, если имеется достаточно сильный боковой ветер во время полёта модели. На соревнованиях это - не редкость.

И посему никакого замедления между ступенями делать не надо с точки зрения **внешней баллистики**.

Слайд 196

7.1.4.2. Рассмотрение внутренней баллистики

Рассмотрим внутреннюю баллистику двигателя, а именно то, как происходит горение топливной шашки внутри камеры сгорания.

После поджога двигателя фронт горения распространяется вглубь топливной шашки с одинаковой скоростью (предполагая, что параметры среды по всей поверхности горения топлива являются одинаковым) по всей поверхности, передвигаясь эквидистантно, и предполагая, что поверхность внутреннего канала при поджоге воспламеняется во всех точках одновременно. А это значит также и то, что фронт горения в верхней части не будет плоским, а скорее сферическим в верхней части (или близким к тому) – с наиболее продвинутой вверх точкой фронта горения, расположенной на оси симметрии двигателя.

Выпуклость формы фронта горения в верху топливной шашки также означает, что фронт горения достигнет верхней плоской поверхности шашки топлива в её центре - как раз там, где как правило, и находится отверстие в шайбе (прикрывающей топливо сверху).

Далее пороховая насыпка для поджога двигателя верхней ступени поджигается ранее и при этом сгорает быстрее и горячие газы, образовавшиеся при сгорании этой насыпки, движутся вверх также быстрее чем полностью выгорит более плотно напессованная шашка топлива (находящаяся в кольцевом сегменте, заключённом между осью, стенкой двигателя, фронтом горения и верхним торцом топливной шашки) к тому моменту еще не сгоревшая.

Слайд 197

7.1.4.2.1. Скорость и форма фронта горения топливной шашки на этапе канального горения

На начальном этапе работы МРД наряду с продвижением фронта горения вверх (торцевое или «сигаретное» горение) происходит и канальное горение – вглубь шашки в горизонтальном направлении. Процессы и картина горения внутри двигателя являются более сложными чем при просто торцевом, происходящем на заключительной стадии работы двигателя. Это связано с тем, что горение происходит при обтекании образовавшихся выше в камере и омывающих поверхность горения продуктов сгорания.

Плюс к тому и внутрикамерные (внутрибаллистические) параметры по мере приближения к соплу также изменяются.

Представленная выше (на предыдущем слайде) картинка выгорания топлива – а именно эквидистантное продвижение фронта горения по времени - предполагала одинаковость скорости горения.

Однако, в действительности это не совсем так.

На скорость горения (а потому и на форму фронта горения и неравномерное выгорание, эту форму изменяющее) оказывают влияние ряд факторов (при прочих равных условиях), в том числе и:

1. Скорость газов, обтекающих поверхность горения.

2. Внутрибаллистические параметры (прежде всего давление) на поверхности горения.

Слайд 198

7.1.4.2.2. Скорость газов, обтекающих поверхность горения. Эрозионное горение

При рассмотрении процессов горения внутри камеры сгорания МРД можно условно выделить несколько характерных зон, показанных на схеме горения топлива, приведённой на слайде.

На схеме для сравнения изменений в зоне горения вниз вдоль канала приведены два фрагмента:

- (1) – в верхней части канала;
- (2) – ниже вдоль канала - ближе к соплу МРД.

Слайд 199

7.1.4.2.2. Скорость газов, обтекающих поверхность горения. Эрозионное горение (продолжение 1)

При горении топлива образовавшиеся продукты сгорания, ускоряясь, движутся вдоль канала по направлению к соплу.

Омывая достаточно тонкую зону / слой самого горения, этот поток газов оказывает влияние и на сам процесс горения.

А именно:

По мере удаления от верхнего свода фронта горения и при приближении к соплу расход газа и его скорость увеличиваются.

При увеличении скорости газов, обтекающих поверхности горения, турбулентное ядро потока перемещается в зону химических реакций и газификации компонентов топлива. В результате такого перемещения происходит турбулизация зоны горения и ее приближение к поверхности топлива, что приводит к интенсификации процессов теплопереноса - Усиленный подвод теплоты к поверхности горения, а также более интенсивное перемешивание газифицированных компонентов внедрённой турбулентностью потока интенсифицируют происходящие там химические реакции, что и приводит к увеличению скорости горения.

И подобное явление горения топлива, сопровождающееся увеличением скорости горения при увеличении скорости обтекающего потока и принято называть Эрозионным (*).

*) – Интересно, что сам термин “Эрозионное горение”, несколько сбивающий с толку (поскольку само явление увеличения скорости горения вызывается тепловым, а не эрозионным фактором), в настоящее время считается общепринятым по обе стороны океана (а также и в английском, и в русском языке).

Приведённые профили скорости газового потока, местного давления и скорости горения топлива отражают скорее качественную картину и являются утрированными, а также и несколько условными, поскольку значения и скорости газового потока и давления газа в каждом горизонтальном сечении неодинаковы на оси двигателя и у поверхности топливной шашки (в зоне горения) и имеют свои распределения (профили) по сечению.

Слайд 200

7.1.4.2.2. Скорость газов, обтекающих поверхность горения. Эрозионное горение (продолжение 2)

Для большинства топлив существует определённый уровень скорости продуктов сгорания – пороговая скорость газового потока $V_{пр}$ (или массовая скорость $(\rho_{пр} \cdot V_{пр})$) при которой осуществляется эрозионное горение.

Ниже этого уровня скорости потока либо не происходит увеличения скорости горения, либо имеется некоторое уменьшение скорости горения.

Величина пороговой скорости зависит в том числе от типа топлива и давления, и для большинства топлив значение её превосходит **200 м/сек.**

Хотя представляется более обоснованным использование не пороговой скорости газового потока $V_{пр}$, а пороговой массовой скорости:

$(\rho_{пр} \cdot V_{пр})$,

где ρ – плотность газа в потоке.

поскольку именно от этого параметра зависит интенсивность конвективного теплообмена.

Предполагаю, что внутри наших достаточно малых МРД, да к тому же с небольшим уровнем внутреннего давления, а значит и достаточно малыми значениями плотности газа $\rho_{газ}$ в КС, и соответственно низкими (по сравнению с настоящими ракетами) значениями массовых скоростей газа $(\rho_{газ} \cdot V_{газ})$, эти величины если и будут превосходить соответствующие пороговые значения, то не на много. И поэтому эрозионное горение если и будет иметь место, то не будет достаточно интенсивным, чтобы сказаться на неравномерности скорости горения.

Слайд 201

7.1.4.2.3. Местное статическое давление вдоль поверхности горения

На схеме для сравнения изменений в зоне горения вниз вдоль канала приведены два фрагмента:

- (1) – в верхней части канала;
- (2) – ниже вдоль канала - ближе к соплу МРД.

Слайд 202

7.1.4.2.3. Местное статическое давление вдоль поверхности горения (продолжение)

Поскольку газ внутри КС, ускоряясь, движется вниз – в сторону сопла, то естественно существует и перепад давления: газ движется из зоны более высокого давления в зону с менее высоким. Значит наибольшее статическое давление должно быть вверху канала. Что-то вроде закона Бернулли (на самом деле закон Бернулли описывает движение свободного потока, и то, что происходит в КС, свободным потоком, конечно, не назовёшь - имеется подвод и тепла, и газа «со стороны» – в результате сгорания топлива) – чем больше скорость потока, тем меньше локальное давление (и наоборот).

Конечно, в каждом горизонтальном сечении значения локального давления неодинаковы на оси двигателя и у поверхности топливной шашки (в зоне горения) и это давления имеет своё распределение (профиль) по сечению. Хотя, как показывают исследования, давления в горизонтальных сечениях практически не изменяются и формы профилей давления в горизонтальных сечениях близки к прямоугольным.

Скорость же горения $V_{гор}$ большинства топлив зависит от давления по степенному закону, увеличиваясь с ростом давления:

$$V_{гор} = f(p) = k \cdot p^n, \text{ где } n > 0$$

Это обусловлено увеличением интенсивности теплоотдачи к поверхности топлива при повышении давления. Скорость химических реакций, сопровождающихся выходом газообразных веществ, при этом увеличивается. Одновременно увеличение концентрации

газообразных реагирующих веществ приводит к росту скорости экзотермических реакций в газовой фазе.

Высокотемпературная зона пламени приближается к поверхности твердого топлива за счет сокращения толщины зоны газификации.

Уменьшение давления оказывает обратное влияние на процесс горения – становится меньше приток теплоты из зоны пламенных реакций.

Итак, скорость горения топлива будет падать вдоль поверхности канала «вниз» (по направлению к соплу) из-за падения в этом направлении локального давления. Значит и распространяться фронт горения вверх будет быстрее чем несколько ниже по каналу в горизонтальном направлении. А это будет только усиливать «выпуклость» вверх формы фронта горения.

Так, что влияние неравномерности распределения давления вдоль оси КС (а также и вдоль поверхности горения) противоположно влиянию, оказываемому эрозионным горением.

Однако, по своему относительному влиянию/вкладу на скорость горения оба эти вышеупомянутые фактора (Эрозионное горение и Неравномерность распределения давления) являются сравнительно незначительными. и даже в большой технике они иногда не принимаются к рассмотрению, тем более учитывая их взаимнокомпенсационный характер.

В данном материале, тем не менее, они упомянуты:

- чтобы и расширить представление о сложности и нетривиальности процессов, происходящих при работе таких простых устройств, какими являются МРД, описав (пусть далеко и не полностью) внутреннюю физику работы наших модельных моторов,
- и ... парадокс ... упомянуты для того, чтобы они, эти факторы, могли бы быть и неупомянутыми / нерассматриваемыми. Но при том сознательно и обоснованно!

Слайд 203

7.1.4.2.4. Внутренняя баллистика и разделение ступеней

Если скорость горения топливной шашки составляет порядка 1 см/сек, то скорость распространения горячих газов по трубке вверх, предполагаю, составляет порядка $V_{\text{газ}} \approx 50 \dots 100 \text{ м/сек}$. Так, что даже большая разница в рассоянии :

- порядка нескольких миллиметров (или даже одного мм) – для выгорания до конца топливной шашки;
- и **200-300 мм** для прохождения луча газов по трубке передачи огня не будет существенным фактором для хоть какой-то ощутимой задержки в поджоге двигателя верхней ступени.

А это приводит к тому, что двигатель 2-й ступени (и разделение ступеней) происходит до того момента, когда топливо в двигателе 1-й полностью выгорит. И оставшееся сгоревшее топливо будет истекать через сопло двигателя, а так же - через отверстие в шайбе сверху уже после отделения ступеней. И практически на момент отделения будут работать двигатели обоих ступеней.

Значит и суммарный импульс двигателя 1-й ступени не будет полностью использован. Кроме того, в пристеночной области двигателя фронт горения скорее всего (по аналогичной причине, указанной далее, но в отношении замедлителя (см. пар. «7.3.1. Увеличение времени замедления на 0.3 - 0.5 секунды»), а именно того, что плотность напрессовки топлива в самой пристеночной области меньше чем плотность в остальной части (а значит и скорость горения там выше)) будет несколько опережать (находиться выше) непосредственно примыкающие к стенке, но более близкие к оси двигателя области. Эти 2 вышеупомянутых фактора и определяют форму фронта горения наряду с Эрозионным горением и Неравномерностью распределения давления .

Причём, меньшая плотность напрессовки топлива в пристеночной области будет несколько сглаживать форму фронта горения, делая её менее выпуклой. Предполагаю, что отчасти для доказательства такой гипотезы /умозаключений (о неплоскостности фронта горения внутри КС МРД и выпуклости его формы) можно провести достаточно простые испытания- эксперимент с наземным прожогом с удержанием на старте 1-й ступени и скоростной кино/фото-съёмкой.

Слайд 204

7.1.4.3. Предотвращение потерь импульса двигателя 1-й ступени

Для того, чтобы избежать потери импульса двигателя 1-й ступени предлагаю 2 возможных решения:

1. Отверстие в картонной шайбе (закрывающей топливо сверху) выполнять не по центру, а смещённым к пристеночной области (но и не у самой стенки, конечно). Как выяснилось при подготовке этого материала, к подобному методу прибегали уже в прошлом. В частности, это выполнялось кем-то из моделистов стран бывшего Союза.

2. Внести в двигатель небольшое замедление $\tau_{\text{замедл}} = 0.3-0.5 \text{ сек.}$

Это, конечно, увеличит потери на аэродинамику (указанные выше в пункте «7.1.4.1. Рассмотрение внешней баллистики») - в течение этого малого замедления аэродинамические потери в скорости будут прикладываться ко всему «комплексу» «1+2 ступени». Но предполагаю, это будет с лихвой компенсироваться использованием полностью суммарного импульса двигателя 1-й ступени.

Предполагаю, что 2-й вариант, несмотря на недостаток торможения во время пассивного полёта, о котором говорилось выше, является всё же более предпочтительным.

При такой реализации удаётся выбрать из МРД всё до конца - до самых крох - «через сопло», при реальном (а не идеальном) и в действительности могущем иметь место неосесимметричном фронте горения (из-за неоднородного распределения свойств топлива по объёму заряда) – выгорания топлива на последнем этапе работы мотора, компенсировать подобные разбросы.

Как выяснилось при подготовке этого материала, этот метод используют украинские моделисты под руководством Игоря ВОЛКАНОВА (Украина)..

Слайд 205

7.2. Двигатель 2-й ступени

Для справки:

Сам Иржи ТАБОРСКИ:

- самый первый чемпион мира в категории S1, 2-й ЧМ-1974, Чехословакия, где класс S1 был впервые включен в программу чемпионатов мира.
- 3-х кратный чемпион мира (в личке).

Слайд 208

7.2. Двигатель 2-й ступени (продолжение 3)

А/д сопротивление $X = k \cdot C_x \cdot V^2$

1. X увеличиваются с V (из-за V^2)

2. Вообще, для дозвукового потока, сам коэффициент а/д сопротивления C_x уменьшается с V (так как коэффициент сопротивление трения, составляющий львиную долю в суммарном коэффициент а/д сопротивления уменьшается с возрастанием Числа Re (то есть с возрастанием V)).

Однако, в некоторый момент с увеличением скорости полета V , поток воздуха от полностью ламинарного переводит в частично ламинарный / частично турбулентный. И с этого момента (по мере возрастания скорости) происходит увеличение C_x от V .

А что, ЕСЛИ, этот переход будет иметь место в случае "быстрого" двигателя, и в то же самое время не будет иметь место в случае менее "быстрого" двигателя? Наряду с первым, данный фактор говорит в поддержку двигателя с большим временем работы.

Оптимальное время работы двигателя -?

Потребуется дополнительные НИОКР для получения ответа.

Слайд 209

7.3. Увеличение времени замедления (двигатель 2-й ступени)

Опыт работы с двигателями (особенно с не очень высококачественными серийными двигателями) научил нас, моделестов Советского Союза / России, некоторым методам доработки этих двигателей, чтобы они были более надежными, и работали так, как они и должны. Некая противоположность тому, как например, американские моделисты обращаются со своими двигателями. Я действительно понимаю, что американские ракетчики следуют правилам, правилам техники безопасности – и не «трогают» двигателей вообще. Мне лично это кажется, несколько странным. Не то, что они следуют правилам, а то, что правила ограничивают их до такой степени, что они не могут даже удалить/добавить /убавить вышибной заряд. Что же относительно вопроса об изменении времени замедления? Забудьте об этом! Это – ересь!

Я действительно понимаю, что это вопрос об ответственности и надежности.

По абсолютно той же самой причине (ам) - безопасности / надежности, ракетчики-моделисты Советского Союза / России вынуждены были работать с двигателями.

Иногда замедлитель не был в форме «таблетки», впрессованной сверху топливной шашки, но был частично «размазан» по внутренней цилиндрической поверхности корпуса двигателя (запрессованный в промежутке между пуансоном и стенкой двигателя при его изготовлении /запрессовке). Было даже несколько "забавно" сделанных двигателей: "сопло – шашка ЧП – замедлитель - шашка ЧП – замедлитель" и даже "сопло - шашка ЧП – запрессовка глины (для сопла) – замедлитель", и т.д.

Опыт работы с иногда-плохого-качества-двигателями дал нам некоторые знания и научил нас путям преодаления этих проблем.

Иногда замедлитель двигателя не совсем обеспечивает оптимальное время замедления. И было бы неплохо скорректировать «промышленный» замедлитель и это время замедления. Очень легко уменьшить время замедления, просто удаляя (пропорционально) замедлитель из двигателя.

Увеличить же время замедления потребует большего усилия. Однако, и это не является сложным.

7.3.1. Увеличение времени замедления на 0.3 - 0.5 секунды

Это еще более просто чем удалить замедлитель.

- Удалите вышибной заряд.

- Вставьте картонную шайбу (с центральным отверстием $\varnothing \sim 3 \text{ мм}$)

- Нанесите эпоксидную смолу по периметру шайбы.

Двигатели, обработанные таким образом будут иметь время замедления примерно на **0.3 ... 0.5 секунды** больше. Походит на магический трюк? Нисколько.

Плотность замедлителя не одинакова у самой стенки двигателя и в самом центре его. Когда формируется замедлитель при его прессовании из порошка, в пристеночной области не обеспечивается такое же давление от запрессовочного инструмента, что и в остальном поперечном сечении. По этой причине плотность замедлителя в пристеночной области - меньше чем плотность его в остальной части сечения. Скорость же горения замедлителя в некоторой степени обратна пропорциональна плотности замедлителя. Следовательно, фронт горения замедлителя не является плоским, но замедлитель из пристеночной области горит несколько быстрее. И полное время замедления определяется временем горения в этой зоне.

Блокируя эту зону шайбой и эпоксидной смолой, время замедления будет несколько БОльшим.

Слайд 210

7.3.2. Увеличение времени замедления более чем на 0.5 секунды

Для этого потребуются более чем вышеописанный "магический трюк".

1. Вставьте бальсовую шайбу в двигатель сверху замедлителя и промажьте эпоксидной смолой.

2. Поместите дополнительный порошок замедлителя в отверстие шайбы. Впрессуйте вручную этот порошок стальным стержнем. Избегайте ударов при прессовании! Просто надавливайте.

Маленькая площадь поверхности обеспечивает достаточное давление и приводит к малому расходу порошка замедлителя.

Высота дополнительной запрессовки замедлителя контролируется штанген-циркулем. Скорость горения замедлителя является достаточно постоянной – приблизительно **1.0 - 1.5 мм/сек.**

Важная проблема - тип порошка замедлителя. У некоторых типов замедлителей нет надежного результата.

Однако, тот, который мы (Алексей Коряпин, Сергей Ильин, Виктор Кузьмин, Александр Митюрёв, ...) использовали (красный тёмный трассер, применявшийся в своё время в пермских (80-х годов выпуска) двигателях (как я помню, это были «десятки» и «пятёрки» диаметра **18 мм**)) давал нам абсолютно безотказный результат - **100%**, как по поджогу, так и по стабильности добавляемого времени.

Слайд 213

7.4.2. "Паразитный" суммарный импульс замедлителя (*)

* - Применимо в случае, если стенд по измерению суммарного импульса двигателей измеряет тягу (суммарный импульс) замедлителя.

Традиционный замедлитель создаёт отличный от 0-ля (пусть и низкий) уровень тяги на пассивном участке полёта модели, и поэтому, суммарный импульс замедлителя является частью суммарного импульса двигателя.

Удельный импульс этой "тяги замедлителя" очень низок и поэтому, эта тяга замедлителя не эффективна.

А это забирает малую, но эффективную часть из суммарного импульса двигателя (с высоким значением Удельного Импульса).

Замена традиционного замедлителя электронным удалит этот "паразитный" импульс и позволит увеличить более эффективный Суммарный Импульс собственно топлива двигателя.

Слайд 214

7.4.3. Замедлитель и баллистический коэффициент модели

2-я ступень теряет около **80 - 90 %** начальной массы замедлителя во время ее пассивного полета. Остальные **20 - 10 %** остаются на борту модели (в двигателе) в форме шлака.

Более тяжелая ракета с такой же скоростью в конце активного участка залетит выше чем более легкая. Потеря массы (даже если это - примерно **0.8-граммовая** потеря, или **5 %** от массы на пассивном участке / от значения баллистического коэффициента) уменьшит высоту полета на пассивном участке. Потеря высоты составляет по крайней мере **6 метров** на базе **600 м** (т.е. **1 %**).

Удаление традиционного замедлителя, теряющего массу, увеличит полную высоту по крайней мере на **1 %**.

Слайд 216

8.1. Немного Физики и Математики Пистона

Рассмотрим достаточно элементарную физику / математику Пистона. И будем использовать фундаментальные принципы и законы без рассмотрения деталей относительно сложных термодинамических процессов, численного моделирования, и т.п.

Слайд 217

8.1. Немного Физики и Математики Пистона (продолжение 1)

Скорость модели в конце **t = 0.1 сек** в соответствии с уравнением 2-й задачи Циолковского (с учётом потерь на гравитацию):

$$V(t=0.1 \text{ сек}) = -V_e \cdot \ln(M_1 / M_0) - g \cdot t = 5.4 \text{ м/с}$$

$$V(t=0.1 \text{ сек}) = -919 \text{ м/сек} \cdot \ln((30 - 0.2) / 30) - 9.81 \text{ м/сек}^2 \cdot 0.1 = 6.4 \text{ м/сек} - 1 \text{ м/сек} = 5.4 \text{ м/сек}$$

Мощность двигателя модели и Кинетическая энергия модели:

$$N_{\text{модель}}(t=0.1 \text{ сек}) = v \cdot (F - m \cdot g - D) - 0.5 \cdot m_{t \text{ сек}} \cdot V^2 =$$

$$= 5.4 \text{ м/сек} (1.91 \text{ Н} - 0.030 \text{ кг} \cdot 9.81 \text{ м/сек}^2 - 0.02 \text{ Н}) - 0.5 \cdot 0.0021 \text{ кг/сек} \cdot (5.4 \text{ м/сек})^2 = 8.62 \text{ Вт} - 0.03 \text{ Вт} = 8.6 \text{ Вт}$$

$$\begin{aligned} K_{\text{модель}} (t=0.1 \text{ сек}) &= 0.5 \cdot m_{\text{модель}} (v_{\text{модель}})^2 = \\ &= 0.5 \cdot (0.030 \text{ кг} - 0.0021 \text{ кг/сек} \cdot 0.1 \text{ сек}) (5.4 \text{ м/сек})^2 = \\ &= 0.43 \text{ Дж} \end{aligned}$$

Мощность и Кинетическая энергия струи истекающих газов:

$$\begin{aligned} N_{\text{струя газов}} (t=0.1 \text{ сек}) &= 0.5 \cdot m_{\text{тсек}} \cdot (V - V_e)^2 = \\ &= 0.5 \cdot 0.0021 \text{ кг/сек} (5.4 \text{ м/сек} - 919 \text{ м/сек})^2 = 865.8 \text{ Вт} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} K_{\text{струя газов}} (t=0.1 \text{ сек}) &= 0.5 \cdot m_{\text{струя газов}} (v_{\text{струя газов}})^2 = \\ &= 0.5 \cdot (0.0021 \text{ кг/сек} \cdot 0.1 \text{ сек}) (916 \text{ м/сек})^2 = 88.1 \text{ Дж} \end{aligned}$$

Как Вы видите, Ракетный двигатель 1-й ступени не эффективен в самом начале своей работы, когда скорость модели почти равна 0.

В нашем примере Мощность и Кинетическая энергия, отданные истекающим газам в **100 и 200 раз (!)** соответственно больше чем Мощность и Кинетическая энергия, переданные собственно в модель.

В действительности, то же самое верно для реактивных двигателей самолётов. Когда Вы видите очень медленно движущийся реактивный самолет на взлёте, огромное пламя истекающих газов, Вы можете видеть, слышать, чувствовать своей кожей! Сколько энергии буквально выбрасывается без какого-то видимого эффекта на скорость самого самолёта, медленно «ползущего» по взлётной полосе (или палубе авианосца).

Слайд 218

8.1. Немного Физики и Математики Пистона (продолжение 2)

Эта плохая картина будет еще более плохой, если мы сравним полную Энергию, выделяющуюся при сгорании топлива (Калорийность) и её часть, переданную в модель в течение этих **0.1 сек.**

Калорийность Чёрного Пороха:

$$q_{\text{чп}} = 2.7 - 2.9 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг.}$$

$$Q (0.21 \text{ г ЧП}) = 580 \text{ Джоулей.}$$

Тогда:

$$\eta = K_{\text{модели}} (t=0.1 \text{ сек}) / Q (0.21 \text{ г ЧП}) = 0.43 \text{ Дж} / 580 \text{ Дж} = 0.00075 \text{ (или } 0.075 \text{ \%)}$$

другими словами только **0.075 %** внутренней энергии топлива передаётся в Кинетическую энергию ракеты.

И как же было бы здорово хотя бы часть этой энергии вернуть обратно в ракету! Обуздать эти раскалённые высокотемпературные высокоэнтальпийные газы

Для этого нужно заключить их, «запереть» в ограниченный объём «одиночной» камеры! И если мы исполним это, то собственно, и придём к ... пистону / «пуку»!.

Для этого нужно заключить их, «запереть» в ограниченный объём «одиночной» камеры! И если мы исполним это, то собственно, и придём к ... пистону / «пуку»!.

И тогда будем использовать не скоростные кинетические свойства вылетающей струи, а будем утилизировать огромную внутреннюю энергию (температуру и давление) газов, эту струю формирующую. То есть придём к классическому Двигателю Внутреннего Сгорания (ДВС), в котором (по определению ДВС) химическая энергия топлива (обычно используется жидкое или газообразное углеводородное топливо), сгорающего в рабочей зоне (камере сгорания) преобразуется в механическую работу, прикладывая напрямую силу к какому-либо компоненту двигателя.

Только в нашем случае с «пистоном» на время нахождения модели на «пистоне» рабочей зоной является как бы объединённая камера «камера сгорания самого двигателя и камера «пистона»», причём, камера сгорания МРД выступает как бы газогенератором для рабочей зоны цилиндра ДВС.

Понятно, что полностью даже теоретически мощность струи истекающих газов не перевести в механическую работу. Кроме того на практике вспомним о том, что максимальный эффективный КПД наиболее совершенных ДВС около **45%**. Тем не менее, даже если удастся «обуздать» хотя бы и **5%** энергии (мощности) выбрасываемых газов, то уже и это превысит в **3 (!!!)** раза величину мощности, передаваемой ракете в силу закона сохранения импульса при реактивном движении в самом начале её движения (как было рассмотрено в вышеприведённом примере за $\Delta t = 0.1$ сек).

Слайд 221

8.2. Вехи развития Пистоновых Пусковых Устройств

Роберт Хачингс ГОДДАРД, (1882–1945) – один из пионеров ракетной техники, запатентовал один из самых ранних методов запуска ракет, использующих энергию газов продуктов сгорания их двигателей до достижения им номинальной тяги (US Patent No. 2,307,125, "Launching Apparatus for Rocket Craft," Robert H. Goddard, Filed Dec. 9, 1940, issued Jan. 5, 1945).

1959 – 1991. Atlantic Research Corporation (США) успешно применила пусковую установку типа-закрытой-трубы для своей исследовательской ракеты Arcas, использующую давление продуктов сгорания для непосредственного разгона ракеты на старте.

ARCAS запускалась в период с 31 июля 1959 по 9 августа 1991 по крайней мере 421 раз.

Вариант Arcas, Super Arcas, интенсивно использовалась/ запускалась по всему миру с самых различных платформ как на земле, так и в море. Ракета Super Arcas была способна достигать высот до 100 км при использовании пусковой установки, подпитываемой истекающими газами продуктов сгорания.

Вез ВАДА представил "**Augmenter Tube**" (по сути короткий "пистон" без движущихся частей) в своих Научных исследованиях / докладе на NARAM-5 (Ханском Филд, Бедфорд, Массачусетс, 1963).

Гордон К. МАНДЕЛЛ издал статью "The Wayward Wind" в журнале «Model Rocketry» (1969, май) со схемой пусковой установки типа-закрытой-трубы для моделей ракет.

Джефф ЛАНДИС - ученый из НАСА (Исследовательский центр Джона Гленна), где он работает над Марсианскими проектами и над развитием концепций и технологий для будущих космических полётов;

писатель-фантаст, удостоен премий Гюго и Nebula, издал один роман, серию рассказов, один том стихов, и приблизительно сто рассказов.

Джефф Ландис выполнил достаточно большую работу по компьютерному моделированию Пистоновых пусковых установок в период 1970 -1975.

Слайд 222

8.2. Вехи развития Пистоновых Пусковых Устройств (продолжение 1)

Джордж ХЕЛСИЕР (США) Изобрел Стандартную Пистоновую Стартовую установку

Трип БАРБЕР опубликовал фундаментальную статью об основах физики пистоновой пусковой установки ("Пусковые установки с Эффектом газовой Накачки" / "Pressurization Effect Launchers," Trip Barber, *Model Rocketeer*, Vol. XVI, No. 6, July 1974, pp. 14-16)

Член национальной команды США (5 ЧМ: ЧМ -1978; -85 (личная «бронза» – S1); -2006; -08; -10).

Ховард КЮН, (1921-2010) являлся Председателем подкомиссии CIAM FAI по Космическим Моделям в течении 17 лет (1979 – 1995), ввёл много новшеств в ракетно-модельную технику.

Член национальной команды США (2 ЧМ: ЧМ -1, 1972 (личная «бронза»– S7); ЧМ -2, 1974 (личная «бронза» – S5))

Чак ВЕЙС и Джефф ВИНСЕНТ изобрели и представили Пистоновую Пусковую установку с Плавающим (отсоединяемым) Поршнем («Floating Head Piston Launcher») в своих Научных исследованиях / докладе на NARAM-28, август 1986.

Чак ВЕЙС - Член национальной команды США (3 ЧМ: ЧМ -1987; -90; -92 (тренер команды))

Джефф ВИНСЕНТ - Член национальной команды США (4 ЧМ: ЧМ -1980; -85; -87; -92 (личное «золото» – S1))

Владимир МИНАКОВ - Член сборной команды СССР / России (5 ЧМ: ЧМ -1987; -90; -92; -94; -96. 3 личных «серебра» ЧМ – все в S5. 3 личных «золота» на ЧЕ – 2 в S5; 1 в S8)

Станислав ЖИДКОВ – Старший тренер сборной команды СССР / России в течение 29 лет (1977-2005), 12 ЧМ.

Виктор КОВАЛЁВ - Член сборной команды СССР (2 ЧМ: ЧМ -1987 (личное «золото»– S8); -90).

Алексей КОРЯПИН - Член сборной команды СССР / России (12 ЧМ: ЧМ -1983 – 2006. 3 личных «золота» и 1 «бронза» на ЧМ – все в S1). Старший тренер сборной команды России (2006 - н. в.).

Слайд 223**8.2. Вехи развития Пистоновых Пусковых Устройств (продолжение 2)**

Михаил ПОТУПЧИК (РОССИЯ, Миасс, Челябинская область) впервые применил (чемпионат России –1995) идею об удержании модели и пистона (кевларовой нитью) - Пистон «Бегемот» Потупчика - для создания более высокого давления перед первым движением модели.

Михаил ПОТУПЧИК - Член сборной команды России (1 ЧМ: ЧМ -2002, личное «золото» – S7).

Михаил ПОТУПЧИК, Владимир ИСАЕВ, Андрей СЕМЁНОВ (РОССИЯ, Миасс, Челябинская область) опубликовали статью со схемой и с результатами численного анализа для Пистоновой пусковой установки с Ресиверной Камерой («Ещё раз о "Пистоне"», Моделист-Конструктор, (Россия), № 5, май 1996, стр 20-21).

Владимир ИСАЕВ - призёр чемпионата России

2010. Роберт ПАРКС и Райан КОУЛМАН (оба США) изобрели и представили "The Pacific Flying Machines (PFM) Piston" в своих Научных исследованиях / докладе на NARAM-52 (**Пик Сити**, Колорадо, август 2010).

Этот НИОКР был успешным применением более ранней (2006) идеи автора (Роберт Паркс) об удержании модели и пистона для создания более высокого давления перед первым движением модели.

Роберт ПАРКС – Член национальной команды США (3 ЧМ: ЧМ -1978; -80; -83).

Слайд 224**8.3. Схема первоначального американского пистона "с нулевым начальным объёмом"**

Наблюдая взлет моделей S1, использовавших пистоны во время Capital Car -2011, я не заметил каких-либо визуальных или звуковых эффектов от пистона. По крайней мере, они не были теми, к которым я привык. Фактически, импульс/сила при срабатывании пистона российского типа является настолько большим, что он может быть замечен невооруженным глазом и ухом. Несколько раз я даже наблюдал случаи, когда вся пусковая установка вместе с колышком-основанием пистона, забиваемым обычно в грунт с заметным усилием, выдёргивалась из земли. Несколько раз относительно большой толщины нижняя мембрана (2 ... 3 мм) Стопорной Гайки, выполненная из дюралюмина (см. слайды ниже), выламывалась при её ударе в поршень.

Но те "античные" пистоны, которые я увидел во время Capital Car -2011, были, фактически, теми же самыми пистонами, впервые увиденными мною более 30(!) лет назад во время ЧМ-1983 в Польше. Удивительно, что ничто не изменилось в дизайне пистонов среди американских моделистов (по-крайней мере среди членов их национальной команды), с тех пор как Джефф ЛАНДИС представил свое изобретение примерно 40(!) лет назад.

Интересно, что 5 лет назад в своём отчете о ЧМ-2006 на Байконуре Трип БАРБЕР (США) упоминал: "...любой, у кого нет пистоновой пусковой установки европейского типа (далеко опередивший уровень американских технологий) не является претендентом на медали." А ведь этот то, «европейский» (более точно я бы назвал

его всё же «русским» пистоном ... обязан пистону "нулевого первоначального объема" Джеффа Ландиса.

Европейцы же ввели некоторые изменения в первоначальный американский дизайн.

Слайд 225

8.4. "Отцы" пистона европейского типа (российского пистона)

Небольшая история из прошлого.

Долгое время абсолютно без дела и какого-либо применения лежал у нас на витрине во Дворце в моделке занесённый к нам не знаю кем и когда американский пистон - простой стальной стержень с латунным цилиндром.

Ильич несколько раз приставал ко мне: «Занялся бы ты этим «пистоном», только сделал бы ты его по-человечески, не как у американцев, а с подводом зажигания изнутри.» Да, я всё отнекивался, мол, некогда и так дел по-горло, как-нибудь потом. Но вот, наконец перед апрельскими сборами 1986, я отодвинул всё остальное модельное и сделал первую тогда (теперь она кажется архаичной) свою версию пистона – без каких-либо переходных точеных деталей, пружинок и проч. – то, без чего немислимы современные пуки, - просто пару наборов под двигатели **10** и **11 мм**: стеклопластиковые трубки **Ø 10.3 мм** и **Ø 11.3 мм** (на внутреннюю посадку двигателя) длиной около **20 см** и соответствующие цилиндры (**10 +** и **11 + мм**), и конечно с подводкой проводов к контактам цилиндров – для запалов) – вся и разница от американского пистона: внутренняя подводка, да стеклопластиковые, а не бумажные трубы).

Тогда, на тех апрельских сборах и испытал эти пистоны для высоток (S1) (позже применял и к S6 и к S3) – и по-началу, не как это сейчас – просто один «голый» пистон, а в дополнение к стандартным в то время стартовым направляющим – да и короткие они были, те первые пистоны – было опасение, что не хватит начальной скорости и модель может уйти в горизонт.

Самый первый полет продемонстрировал разницу. Различие даже в звуке было индикатором того, что в этом устройстве имеется что-то достойное для проведения дальнейших НИОКР.

Почти все пришли к выводу, что этот тип пусковой установки имеет скрытый потенциал. И с соответствующим дизайном это может обеспечить существенное преимущество.

И в течение года был разработан новый Пистон сначала для моделей S8.

Группа 3-х московских моделстов - МИНАКОВ Владимир, КОВАЛЕВ Виктор, ЖИДКОВ Станислав (по некоторому совпадению все три являлись выпускниками Московского авиационного института) и Алексей КОРЯПИН (Мурманск) пришли к дизайну, который в настоящее время "находится в теме" (более четверти столетия спустя) и все еще используется с некоторыми усовершенствованиями. Позже дизайн был адаптирован практически всем европейским фаёвским ракетомодельным сообществом и с некоторыми вариациями используется и по сей день, в отличие пока от моделстов США.

Слайд 226

8.5. Первые результаты применения Российского Пистона

1. Класс радиоуправляемых ракетопланов (S8) был впервые включен в программу чемпионатов мира в качестве официальной категории ФАИ на ЧМ-1987 (Югославия). КОВАЛЕВ Виктор (СССР) стал 1-м Чемпионом мира в S8. И одним из ключевых факторов его успеха была новая пистоновая пусковая установка.

Год спустя в 1988 уменьшенный вариант того же дизайна был применен к моделям категорий S1 и S5 и даже к категориям свободного полета S3/S4/S6.

Слайд 227

8.4. Первые результаты применения российского Пистона (продолжение)

2. МИНАКОВ Владимир стал европейским чемпионом (с прототипом "ММР 06" и ... новым пистоном).

С тех пор почти каждый чемпион мира и Европы в высотных категориях (S1 и S5) получал свой титул не без помощи пистона.

Так, что эти пистоны Европейского типа обязаны своему предшественнику - первоначальному дизайну Джеффа Ландиса, и частично тому запылившемуся образцу, пролежавшему среди реек и старых моделей в моделке Московского Дворца, и коллективной мысли и НИОКРУ группы московских (плюс один мурманский) моделистов. И тем самым будет более правильно назвать этот дизайн не просто "европейским", но быть более определенным: «Русский Пистон», и даже «Московский Пистон».

Однако, название пистона, и то как его фактически называют в России, Украине, и во всех других республиках бывшего Советского Союза среди моделистов-ракетчиков – предмет отдельной истории, «истории внутри истории» ...

Слайд 228

8.6. Русское название пистона

Назад в 1986, мои 1-е полёты с пистоном.

При первых же полётах при отделении модели от пистона издавался непривычный для уха по тем временам звук, и Виктор КУЗЬМИН (Царствие ему Небесное), как сейчас помню, передразнивая этот самый чмокающий протяжно-вибрирующий звонкий вакуумный звук с некоей чисто Кузечкиной доброй подначкой, улыбкой и заметно проступающей краснотой на щеках в обрамлении рыже-золотого локона волос, протяжно так произносит: «П-о-о-у-у-к!», завершая это слегка кряхтячим Витюлиным смехом. А потом, позже подошёл ко мне и добавил: «Ну, ты, Санёк, и пукнул!» ... Вот так, слово-за-слово, пук, да пук - так и приклеилось и распространилось по всему ракетомодельному сообществу тогда - Советского Союза.

Года через два Жидков Станислав Николаевич в разговоре со мной как-то посетовал: «Ну, черти, слово то какое выбрали - «пук». Не могли чего-нибудь поблагозвучней выбрать, - и полушутя добавил, - впору прям запрещать использование этого слова, чтобы привить другое.» «Да, чего уж там. Слово – не воробей...» - возразил я. «Это уж точно, теперь и калёным железом не выжечь, - последовал его ответ.

И теперь, по-прошествии лет, обращаясь к «тогдашнему разговору» можно было бы добавить к моему возражению – «да тем более если слово это было «выпущено» нашим яркословом Кузьмой».

И теперь слово "пук" является своего рода официальным названием русского пистона.

Слайд 229

8.7. Комментарии по дизайну пистона

8.7.1. Посадка двигатель-труба

Одним из недостатков американского пистона является достаточно плотная посадка двигатель-труба и соответствующие большое трение и потеря скорости при отделении модели от пистона.

Эта проблема была решена следующими мерами:

- Кольцевая мембрана между двигателем и рабочим объёмом пистона;
- Герметиком (в данном варианте силиконовым термостойким)

Эти меры приводят к тому, что газы, истекающие из сопла двигателя, минуя объём непосредственно расположенный под двигателем (поскольку он заблокирован и заполнен герметиком), попадают в надпоршневой объём. А поскольку сила давления газов на разделительную мембрану (равную $(S_2 \cdot p_2)$) больше чем сумма тяги двигателя и силы давления на сопло (равную $(S_1 \cdot p_1)$), то двигатель/модель не будет отделяться от посадки пистона, а будет оставаться соединённой с посадкой пистона и двигаться вверх.

Эти нововведения позволили иметь достаточно свободную посадку двигатель-труба с меньшим трением в момент разделения

Слайд 230

8.7.2. Четырёхзаходная резьба

Четырёхзаходная резьба деталей крепления сверху и внизу трубы позволяют быстрее осуществлять операции по сборке/разборке.

8.7.3. Воспламенитель

Специально подготовленный воспламенитель/запал обеспечивает более быструю его вставку и более надежное воспламенение двигателя.

8.7.4. Зазор между внутренним диаметром трубы и внешним диаметром поршня

Зазор между внутренним диаметром трубы и внешним диаметром поршня - приблизительно **0.12 - 0.14 мм**.

Слайд 231

8.7.5. Местоположение вентиляционных отверстий трубы

Первоначально вентиляционные отверстия находились на Стопорной Гайке. Позже они стали выполняться на поверхности самой трубы.

8.7.6. Толщина стенок трубы

Трубы изготавливают из 2-х слоев стеклоткани ($\Delta=0.06$ мм) / или (как это делается в настоящее время) из 1-го слоя Кевлара ($\Delta=0.12$ мм).

Требуется дополнительное усиление трубы сверху (для термостойкости против достаточно горячих истекающих газов) и в основании (для предотвращения растрескивания и разрушения "оболочки с вырезом", которые особенно чувствительны к ударным нагрузкам).

Слайд 233**8.9. Спецификация материалов**

В качестве оправок (обычно $\varnothing$ 15 мм) для намотки пистоновых труб применялись металлические лыжные палки.

Слайд 234**8.10. Промывка пистона**

Пистоновые трубы должны быть вымыты и просушены после каждого полета.

Чтобы ничего не смешивать, мы просто использовали коммерчески доступный и легко приобретаемый в любом месте продукт.

"Лирическое отступление"

Забавный эпизод имел место тогда на ЧМ-1990.

Парадокс, но факт, не смотря на то, что в нашей команде было только 2 зачётных результата и один «0», в командном зачёте мы вышли победителями, поскольку в других командах тоже были нули или были слишком низкие результаты 3-х участников команды при полётах в одну ступень.

Новые технические требования для корпуса модели - "30x350 мм" вынудили моделистов мира строить и использовать 2-х ступенчатые модели, чтобы быть конкурентоспособными. Однако, надёжность моделей и их отслеживаемость была очень низка для уровня ЧМ: 9 окончательных нулевых результатов среди 30 участников.

Так, что Виктор Кузьмин с нулевым индивидуальным результатом стал чемпионом мира в командном зачёте. Это был единственный случай во всей истории ЧМ по ракетомодельному спорту, когда нулевой суммарный личный результат был награжден титулом чемпиона мира в командном зачёте.

Он тогда отшучивался: «Вы меня нулём не попрекайте, лучше посмотрите какого металла у меня медалька!»

Формально, наш спорт является индивидуальным, с командными соревнованиями/результатом, являющимися простой суммой личных результатов. Однако, это также - командный вид спорта со взаимной поддержкой и помощью друг другу.

Виктор Кузьмин всегда был человеком КОМАНДЫ. И в этом уникальном случае его помощь и поддержка превратились в личный успех других членов команды («золото» и «серебро») и в самое высокое (1-е) командное место, несмотря на его собственный "0".

КОМАНДА и ее атмосфера, со взаимной поддержкой и помощью являются одними из важнейших факторов успеха.

Слайд 236**8.11.3. Уменьшение массы подвижных частей пистона**

А. Замена относительно тяжелого дюралюмина ($\rho = 2.8 \text{ г/см}^3$), используемого для крепления частей (см. Применяемые материалы Пистона: Втулка Посадки Двигателя, Резьбовая Втулка (Верхняя и Нижняя), Стопорная Гайка), на более легкий, но прочный и стойкий к ударным нагрузкам материал(ы) (например: Углеткань-Кевлар-Эпокси).

Масса этих 4-х деталей (сделанных из дюралюмина) составляет примерно половину массы подвижных частей пистона (**12.2 г** против **22 - 27 г**, см. применяемые материалы пистона в пар. «8.9. Спецификация материалов»). Используя более легкий материал(ы) можно потенциально уменьшить общую массы подвижных частей пистона на **20 %**.

Б. Удаление Верхней Резьбовой Втулки, с заменой дизайна Втулки Посадки Двигателя, вклеиваемой в Трубу Пистона.

Однако, это изменение приведёт к уменьшению мобильности, и к неудобству сборки/разборки деталей для межполётной промывки трубы пистона.

Слайд 239

8.11.6. Развитие и улучшение новых Пистоновых Пусковых Установок

Развитие и улучшение пусковых устройств, которые лучше утилизируют энергию истекающих газов, особенно устройств которые, удерживают модель и пистон для создания более высокого давления перед первым движением.

Пример такого типа пусковой установки – «PFM Piston» (Роберта Паркса и Райана Коулмана (США)) показал существенное улучшение в достигаемой высоте полёта (с ускорениями, достигающими величины 90g (900 м/сек) по сравнению с традиционными Пистонами («Нулевого Начального Объёма» («Zero Volume») и «Плавающим (отсоединяемым) Поршнем» («Floating Head»)).

Очень советую обратить внимание на материал / информацию, представленную в отчёте Роберта Паркса и Райана Коулмана, где также приведены описание Пистона, с фотографиями, графическими результатами лётных испытаний их НОВОГО пистона. Приводятся сравнения с высотой полёта и скоростью как при сходе с пускового устройства, так скоростью в конце активного участка, с моделями, запускаемыми без пистонов, а также с обычным пистоном нулевого нач. объёма и с пистоном с отделяемым поршнем.

Я бы очень советовал бы тем, кто хотел бы покорять самые большие высоты (как в метрах, так и на пьедесталах соревнований различного уровня) не только пассивно ознакомиться с материалом отчёта этого (см. (клик) линк: http://ryancoleman.name/n52rd_pfm.pdf), но, засучив рукава, предварительно, конечно, пораскинув своим собственным "чердаком", проделать работу по созданию своего подобного и лучшего пускового устройства. Причём, Р. Паркс и Р. Коулман в заключении своей работы приводят пути дальнейшего совершенствования подобных устройств, а также указывают и более конкретно на недостатки своего устройства, которые необходимо исправить.

По следующим линкам (на Youtube) можно, кстати, посмотреть старты с PFM пистоном:
1. <http://www.youtube.com/watch?v=FQkLzwp4uxU> – 2 старта в сравнении: без пистона и с PFM пистоном (версии Mark 1) с удерживающей силой в 35 N.

2. <http://www.youtube.com/watch?v=yU54IMjz9n0> – 2 старта в сравнении: без пистона и с PFM пистоном (версии Mark 2) с удерживающей силой в 20 N.

3. <http://www.youtube.com/watch?v=IPi5PuKTrHE> – 2 старта: оба с PFM пистоном (версии Mark 2) с удерживающей силой в 20 N.

Кроме того, по вопросу подхода к дизайну модели (1-й ступени) посмотрите комментарии (Notes) к пар. «7.1.1. Диаграмма Тяга двигателя - Время работы»).

Слайд 240

8.11.6. Развитие и улучшение новых Пистоновых Пусковых Установок (продолжение)

– «MY Piston» Михаила Яшинского (Россия, Калининград)

После ознакомления с материалами о «PFM Piston» Роберта ПАРКСА и Райана КОУЛМАНА Михаил ЯШИНСКИЙ сделал свою версию этого «пука», назвав её «MY Piston».

Проведённые лётные испытания показали даже без измерений высоты визуально на моделях S6 выигрыш в высоте.

Применение данного устройства для полётов на высотных моделях потребует от этих моделей особого дизайна первых ступеней, учитывающего «бешенное» ускорение на старте и силу воздействия на модель со стороны ПУ, и тот факт, что опора-пятя на модели для её удержания (ответная часть прижимов ПУ) разнесена от двигателя на ширину шпангоута (между ДО и Корпусом модели). И посему этот шпангоут (впрочем как и ДО) должен быть подкреплён.

В то же самое время первые полёты показали, что для моделей S3/6, где опоры под прижимы располагаются собственно на ДО модели, каких-либо подкреплений (усиления конструкции) не требуется, кроме собственно установки этих самых опор на ДО.

Слайд 242

9.1. Материал. Размеры. Форма

А. Рекомендуемый материал

Металлизированный Майлар (полиэтилен терефталат), толщина $\Delta = 10 \dots 12$ мкм

Я не рекомендую более тонкий материал, стриммер из него не будет достаточно прочным.

Более толстый материал будет более тяжелым, и это будет слишком расточительно "тратить" массу на что-либо не расположенное в самом верху ступени.

Б. Рекомендуемая форма и размеры

Несмотря на отсутствие требований по минимальным размерам стриммера в действующей версии (2011 года) Кодекса ФАИ, я всё же «обозначил» бы размеры **25 x 350 мм** на стриммере. Однако, чтобы сделать его легче, рекомендую сузить его. Это сократит массу стриммера, по крайней мере вдвое и сэкономит приблизительно 1 грамм.

Слайд 243

9.2. Соединение Корпус-ГО-Стриммер

Замените традиционную резиновую нить ($\varnothing \approx 1$ мм, масса на единицу длины ≈ 0.1 г/дм) с почти невесомым ($m < 0.05$ г) безмоментным амортизатором (амортизатором «нулевой отдачи»).

Амортизаторы «нулевой отдачи» могут быть сделаны из кевларовой нити, намотанной между 2 слоями маскировочной (бумажной) ленты.

Обычно длина резиновой нити составляет приблизительно **10 см** (+). Соответственно, масса её составляет по крайней мере приблизительно **0.1 г**.

Применение подобного амортизатора особенно важно для категории S6 из-за его малой массы.

Для S1 (а также и для S5) такой амортизатор может быть хорошим решением особенно в случае относительно тяжелого ГО, загруженного Свинцом (плотность **11.34 г/см³**), Вольфрамом (плотность **19.25 г/см³**), Золотом (плотность **19.30 г/см³**), Платиной (плотность **23.45 г/см³**), ... (Вам решать) до оптимальной массы 2-й ступени (если такая загрузка действительно потребуется).

Слайд 245

10.1. Воспламенение двигателя 2-й ступени. Повышение надежности

10.1.1. Трубка передачи огня

Одним из наиболее важных в дизайне/эксплуатации многоступенчатых моделей является вопрос осуществления надёжного поджога двигателя верхней ступени.

Абсолютное большинство моделлистов выполняют зажигание посредством пиротехнической трубки (трубки передачи огня).

10.1.1.1. Внутренний диаметр трубки

1. Диаметр трубки и диаметр сопла двигателя верхней ступени

В соответствии с моим опытом и опытом моих российских коллег-моделлистов диаметр трубки коррелируется в соответствии с диаметром сопла двигателя верхней ступени.

Однако, для двигателей диаметром 10-13 мм (диаметр сопла 1.5 – 1.8 мм) использовались в основном трубки диаметра 3 мм. Тем не менее в высотных классах моделей S1 и S5, в настоящее время, наряду с трубками внутреннего диаметра $\varnothing$ 3 мм применяются трубки $\varnothing$ 4 мм.

В прошлом для двигателей верхних ступеней с диаметром 18 мм и более (диаметр сопла 2 – 3 мм) использовались трубки диаметра 4 мм. Но иногда – также диаметра 3 мм.

2. Диаметр трубки и надёжность зажигания двигателя

Вполне возможно, что 2-мм трубки - лучше чем 3-мм. Лучше именно в смысле надёжности зажигания. Оно понятно, что 2-мм трубки просто легче.

С одной стороны, 2 мм по диаметру ближе по размеру диаметра сопла зажигаемого двигателя (чем 3-мм трубки). И интенсивность луча горячих газов, направляемых в сопло 2-й ступени может быть выше поскольку:

- площадь сечения 2-мм трубки более чем в 2 раза меньше площади сечения 3-мм трубки и плотность теплового потока (на единицу площади сечения трубки) струи

горячих газов должна быть выше;
 - бОльшая часть струи горячих газов будет непосредственно направлена на топливную шашку двигателя верхней ступени.
 И это в данном случае должно привести к бОльшей надёжности зажигания.

Однако, с другой стороны, в то же самое время, 2-мм трубки также ближе по величине к диаметру сопла двигателя нижней ступени. И в этом случае разница в гидравлических сопротивлениях между соплом нижнего двигателя и трубки окажется менее чем для случая 3-мм трубки. Это приведёт к тому, что меньшая часть горячих газов будет двигаться вверх по трубке, уменьшая тем самым надёжность зажигания. Так, что здесь не всё однозначно и ясно.

Но у меня лично не имеется статистики по надёжности 2-мм трубок.

Может быть она не хуже чем для 3-мм.

Имея ввиду выступление моделистов России и Советского Союза во время соревнований различного уровня, можно утверждать о наличии огромной статистики по трубкам 3-мм, являющимися достаточно надёжными.

Помните, что "Лучшее – враг хорошего". Выражения, которое иногда повторял С.П. КОРОЛЁВ.

Однако, если у вас имеется достаточно двигателей и времени, Вы можете провести сравнительный НИиОКР по надёжности 2, 3 и 4-мм трубок. *"Флаг – вам в руки, и барабан – на шею!"* (а это уже выражение, которое иногда повторяет Олег ВОРОНОВ).

Слайд 246

10.1.1.2. Материал Трубки передачи огня

Никогда не используйте металлических трубок для этой цели.
 Используйте углепластиковые или кевларовые.

Вам бы не хотелось, чтобы горячий газ сгоревшей пороховой навески остывал, отдавая своё тепло трубке. Охлаждение газа приводит к уменьшению надёжности зажигания двигателя верхней ступени.

Процессы теплопередачи, происходящие внутри трубки, адиабатическими (т.е. без обмена тепла между газом и стенкой сосуда, этот газ содержащий) не назовёшь:

- особенно в случае если трубки сделаны из металла, которые (металлы) обладают существенно бОльшими значениями коэффициента теплопроводности λ , чем трубки, выполненные из пластика / углепластика / стеклопластика / кевлара;
- несмотря на скоротечность процессов и быстрого движения горячих газов по трубке.

Количественно, на цифрах, см. ниже для справки:

1. В соответствии с законом Фурье тепловой поток (теплопроводностью), проводимый в материал прямо пропорционален коэффициенту теплопроводности λ материала

(Вт/(м К)):

$$q \sim \lambda \cdot \Delta T$$

(В установившемся режиме плотность потока энергии, передающейся посредством теплопроводности, пропорциональна градиенту температуры)

Да, конечно, закон ФУРЬЕ справедлив для стационарного (установившегося) процесса. Быстрые (в смысле постоянности поля температур, а не в буквальном смысле) процессы, происходящие в трубке (да и в стволе винтовки), стационарными не назовёшь. Тем не менее, 3-н Фурье даёт некоторую оценку /направление в том, *“как ление влияет на зрение”* и для наших случаев.

Кроме того, 3-н Фурье описывает передачу тепла внутри однородного материала. Процессы же, происходящие на границе «твёрдое тело-газ», более сложные и теплообмен там происходит не только теплопроводностью «газ-стенка», но и зависят, и главным образом определяются конвективным теплообменом «газ-стенка» (зависящим от многих факторов, которые простым линейным уравнением Фурье не опишешь). Тем не менее, конечно, материал из которого сделана трубка будет оказывать влияние на количество энергии, уходящей в стенку.

2. Коэффициент теплопроводности λ (**Вт/(м К)**) некоторых материалов при комнатной температуре:

Серебро: **429**

Медь: **400**

Золото: **310**

Алюминий: **250**

Нержавеющая Сталь: **16**

Пластик эпоксидный: **0.35**

Углепластик (эпоксидный): в диапазоне / порядка **0.25 – 0.5** (что примерно в **50 (!)** раз меньше, чем значение λ для Нержавеющей Стали и около **800 (!!!)** раз меньше, чем значение λ для Алюминия).

Слайд 247

10.1.1.2. Материал Трубки передачи огня (продолжение)

3. Типичный пример распределения энергии при выстреле из винтовки.

При выстреле из винтовки Тепловая энергия, уходящая в ствол, составляет порядка **60 – 80 % (!!!)** от Кинетической энергии, получаемой пулей.

И это для Нержавеющей Стали, из которой изготавливаются стволы. А Нержавеющая Сталь имеет наименьшее значение коэффициента теплопроводности среди металлов, упомянутых выше.

Время от зажигания до покидания пулей ствола винтовки составляет $\tau \sim$ **0.001 – 0.0015 сек**, что, предполагаю, на порядок меньше времени распространения огневого импульса в трубке передачи огня на моделях.

Тем не менее, за эту **тысячную доли секунды** успевает поглотиться в ствол примерно столько же энергии (**60 – 80 %**), сколько получает пуля.

4. Кроме того масса углепластиковой трубки - всегда меньше массы очень тонкостенных металлических трубок.

Удельная масса (на единицу длины) углепластиковой трубки при внутреннем диаметре **Ø3 мм**:

- около **2 г/м** (для толщины используемой углеткани **0.08 мм**);

- **4 г/м** (для толщины используемой углеткани **0.16 мм**).

Заключение:

Не прибегайте к сомнительному "удобству" готовой-пошёл-и-приобрёл-металлическую-трубку, уменьшая при этом надёжность полёта! Сделайте свою собственную углепластиковую. Это – просто!

Слайд 248**10.1.1.3. Изготовление Трубки Передачи Огня**

- На «смоченную» эпоксидной смолой подложку (лавсан, астролон или толстая фольга) накладывается стеклоткань толщиной **0.025 мм**.
- На стеклоткань накладывается полоска углеткани и промазывается смолой.
- На широкий край стеклоткани прикладывается стальной прут **Ø 3.0 мм** с предварительно нанесённым разделительным слоем. Край пропитанной смолой стеклоткани отлепляется по всей длине от подложки и «прилепляется» в прутку-оправке. Далее – всё и так очевидно, а главное – просто, и получается почти само-собой. Необходимая натяжка стеклоткани обеспечивается автоматически за счёт «прилипания» её к подложке
- После полимеризации смолы и соответствующей используемому типу эпоксидной смолы термообработки выкурить если необходимо лишнюю смолу с поверхности трубки. Получаемый внешний **Ø 3.25...3.5 мм** в зависимости от толщины используемой углеткани (**0.08 мм** для меньшего диаметра, **0.16 мм** для большего).

Слайд 249**10.1.2. Подбивка гранулами ЧП**

Для повышения надёжности поджога двигателя верхней ступени в его сопло нужно «подбить», а вернее аккуратно вдавить - нужно быть осторожным, чтобы не повредить поверхность сопла - торцевой частью сверла, диаметром чуть меньшего чем диаметр сопла, несколько (3-5) гранул черного пороха.. Дело в том, что топливо двигателя представляет собой МОНОЛИТ, и, как Вы знаете из своего собственного опыта – практически каждый моделист прошёл через это – двигатель, поджигаемый запалом, изредка не зажигается. Присутствие гранул ЧП в сопле с их большой боковой поверхностью и малой теплоёмкостью позволяет легко «зацепить» луч огня из пиротрубки и «раскопчегарить» двигатель.

10.1.3. Навеска ЧП в двигатель нижней ступени

Для формирования поджигающего луча необходимо насыпать навеску ЧП в двигатель нижней ступени. Причём, насыпать её следует в самом конце подготовки модели к полёту - перед стыковкой с верхней ступенью, чтобы избежать случайного высыпания этой навески. Производить это следует через воронку, насаженную на трубку передачи огня в верхней части первой ступени.

По рекомендациям Олега ВОРОНОВА:

1. Засыпку ЧП производить без специальной технологической воронки, сформировав её в дне верхней бабышки-заглушки 1-й ступени, прозенковав сверлом центральное отверстие. И тогда навеска ЧП будет сама ссыпаться в трубку.
2. Навеска ЧП должна составлять (в миллиметрах высоты мерки выполненной из гильзы патрона для малокалиберной винтовки, внутренний диаметр гильзы **5.6 мм**) - **2 мм** (при типичной длине пиротрубки в S1 около **300 мм**).

Слайд 250

10.1.4. Повышение надёжности зажигания двигателя при трубках передачи огня большой длины. "Козюлька" КУЗЬМИНА

В случае достаточно длинных трубок (**0.5 м – 1 м** и более) для повышения уровня надёжности зажигания можно использовать, как Виктор КУЗЬМИН называл её – "Козюльку" – тонкую х/б нить (2), покрытую гранулами чёрного пороха (1), которые приклеены к этой нити очень жидким нитро клеем (типа эмалит), так, что сами гранулы не покрыты слоем клея, просто достаточного для удержания на поверхности нити (в противном случае это приведёт к медленному распространению фронта огня и к задержке зажигания).

"Козюлька" должна быть прикреплена / вставлена в сопло зажигаемого двигателя. Длина подобной "Козюльки" – около **2 – 5 см** или больше.

Удачных Вам ПОДЖОГОВ!

Слайд 251

10.2. Схемы систем спасения первых ступеней (S1/S5)

Наряду с вопросом поджога двигателя второй ступени важнейшим аспектом в конструкции многоступенчатых моделей является вопрос НАДЁЖНОСТИ системы спасения (СС) первой ступени.

Предлагаю описания нескольких вариантов схем СС первой ступени моделей высотных классов. Некоторые из приведённых схем более применимы и применялись в основном в классе высоток-копий S5, тем не менее для полноты картины они также приведены.

Некоторые из схем представлены более детально (включая подробное описание последовательности изготовления) чем другие.

10.2.1. Схемы с наружным расположением стриммера

10.2.1.1. Стриммер, скрученный в цилиндр / сложенный в «гармошку»

Слайд 252

10.2.1.1. Стриммер, скрученный в цилиндр / сложенный в «гармошку» (продолжение)

ИСТОРИЯ И ПРИМЕНЕНИЕ СХЕМЫ РОССИЙСКИМИ МОДЕЛИСТАМИ

Схема была разработана в 1987-88 гг и впоследствии достаточно успешно применялась российскими модельстами на международных соревнованиях в классе S1:

ЧМ-1990 (СССР) - КОРЯПИН А. - 1-е место; МИТЮРЁВ А. - 2-е место;

ЧМ-1992 (США) - ИЛЬИН С. - 2-е место; МИТЮРЁВ А. - 2-е место;

ЧЕ-1993 (Румыния) - МИТЮРЁВ А. - 1-е место;

ЧМ-1994 (Польша) - КОРЯПИН А. - 1-е место;

ЧЕ- 1995 (Словакия) - ВОРОНОВ О. - 1-е место;

ЧМ-1996 (Словения) - ВОРОНОВ О. - 1-е место; КОРЯПИН А. - 3-е место.

Преимущества и недостатки схемы**Преимущества**

Малая масса конструкции.

Простота в изготовлении.

Простота при подготовке модели к полёту.

Возможность готовности до начала соревнований / до установки двигателей в модель.

Недостатки

Повышенное а/д сопротивление из-за наружного размещения ленты, скрученной в цилиндр, а главное с несимметричным расположением, что приводит к дополнительному сопротивлению, связанным с появлением угла атаки, И в подобных случаях м.б. является более рациональным удвоить это дополнительное а/д сопротивления, разместив симметрично аэродинамически подобную «куклу» (двойника) скрученной / сложенной ленты, избегая это дополнительное индуктивное сопротивление (сопротивление, связанным с появлением угла атаки).

Когда впервые эта схема СС была применена и впоследствии вплоть до 1998 г, когда было введено техническое требование Кодекса о превышении суммарного импульса двигателя нижней ступени, конечные скорости 1-й ступени были не столь высоки и, к примеру, при суммарном импульсе двигателя 1-й ступени $I_{\Sigma 1} = 1.25 \text{ Н} \cdot \text{сек}$ составляли порядка $V_{\text{акт}1} = 40-45 \text{ м/сек}$. При возросшем суммарном импульсе до $I_{\Sigma 1} = 1.25 \text{ Н} \cdot \text{сек}$ конечные скорости возросли до значений $V_{\text{акт}1} = 60-75 \text{ м/с}$. Что означает 2.5 кратное увеличение а/д сопротивления расположенной снаружи ленты.

И вполне возможно, что для возросших скоростей 1-х ступеней более рационально будет спрятать ленту внутрь корпуса ступени, несмотря на усложнение конструкции, а главное - некое увеличение массы конструкции (см. ниже вариант «10.2.2.2.

Расположение люка в нижней части корпуса в зоне двигателя»).

Слайд 253**10.2.1.2. Размещение стриммера в отдельном корпусе с обтекателем (Вариация схемы 10.2.2.1.)**

Схема аналогична вышеописанной с той разницей, что стриммер заключён в цилиндр малого диаметра (около **3 мм**) с обтекателем, что уменьшает а/д сопротивление.

Схема применялась в прошлом ЧИСТОВЫМ Евгением (Москва) в 1980-х гг. во время отборочных соревнований в сборную команду СССР.

*) ЧИСТОВ Евгений Александрович (1937-2013) - ветеран ракетного моделизма и спорта, член сборной команды СССР в течение 10 лет (1978-1987), чемпион 1-го чемпионата СССР (1980, в классах S3 и S6), чемпион мира (1987, S4).

Схема была также применена в 1992 г. на ЧМ-1992 (США), Джеффом ВИНСЕНТОМ (США) - 1-е место.

Слайд 254**10.2.1.3. Схема с наружным расположением стриммера, размещённого вдоль корпуса ступени**

Лента обкручивается спиралью вокруг корпуса 1-й ступени или вытягивается вдоль него.

ПРИМЕНЕНИЕ СХЕМЫ РОССИЙСКИМИ МОДЕЛИСТАМИ

ЧЕ-1997, 1-е Всемирные Воздушные Игры (Турция) - ВОРОНОВ О. - 1-е место;
Особенность исполнения: лента складывалась пополам и верхний сгиб прижимался 2-й ступенью.

Слайд 255

10.2.1.3. Схема с наружным расположением стриммера, размещённого вдоль корпуса ступени (продолжение)

ПРЕИМУЩЕСТВА И НЕДОСТАТКИ СХЕМЫ

ПРЕИМУЩЕСТВА

Малая (минимальная) масса конструкции.

Простота в изготовлении.

НЕДОСТАТКИ

Возможное колыхание ленты в полёте и связанное с этим повышенное а/д сопротивление и несимметричное обтекание, приводящее к дополнительному, индуктивному сопротивлению.

Слайд 256

10.2.2. Схемы с внутренним расположением стриммера

10.2.2.1. Схема «С Лючком»

ИСТОРИЯ СХЕМЫ.

Схема была разработана в 1981 году при подготовке к 5-му чемпионату Европы под руководством В. Минакова. Отработанные и построены двух-ступенчатые модели в том же году принесли первое советское (а считай - российское) личное «золото» чемпионатов Европы (Юрий СОЛДАТОВ), и личное «серебро» (Виктор КУЗЬМИН). Позже эта же схема была применена небезуспешно и на моделях-копиях высоток S5 на прототипе «М100Б»: ЧМ-1985 (Болгария) - ИЛЬИН С. - 2-е место.

Слайд 257

10.2.2.1. Схема «С Лючком» (продолжение 1)

Последовательность сборки

Номера операций соответствуют №№ операций нижеприведённого описания.

1. После намотки корпуса первой ступени, его мехообработки, нанесения грунта / шпаклёвки и выведения поверхности до состояния «перед покраской», он, этот корпус одевается обратно на оправку, на которой осуществлялась его намотка. Однако для того, чтобы не повредить намоточную оправку при вырезании лючка, лучше использовать для этого отдельную оправку (Оправка 1), которая по диаметру на **0.01 ... 0.02 мм** меньше намоточной.

На корпусе (Дет.1) частично вырезается люк (Дет. 1.2). В верхней части корпуса (на длине **10 –15 мм**) прорезание осуществляется не насквозь, а скорее намечается/процарапывается. Прорез насквозь делать только в нижней части люка.

Это делается для целостности корпуса 1-й ступени, чтобы более аккуратно получилась следующая операция.

Прорез осуществлять очень острым и желательно тонким лезвием. Углы люка желательно выполнять не острыми, а скруглить.

Размеры рекомендую следующие: По ширине (длине образующей) – примерно одна треть (четверть) длины окружности диаметра ступени. К примеру, в своё время на модели внешнего диаметра **13.1 мм**, ширина лючка по образующей составляла **15 мм**. По длине – в зависимости от размеров (ширины) применяемой ленты.

Примечание: В данном описании не представлены операции по сборке всей ступени, а только связанные с изготовлением элементов собственно СС этой ступени. Тем не менее, на этом этапе или же перед этой операцией № **1** – в зависимости от конфигурации ступени и её конструкции (наличия или отсутствия сужающейся кормы на ней), необходимо вклеить двигательный отсек первой ступени и нижнюю заглушку с отверстием для пиротрубки.

2. В верхнюю часть корпуса ступени (Дет.1) вклеивается стеклопластиковый цилиндр – посадка для стыковки с верхней ступенью (Дет.2). Внешний диаметр его примерно равен внутреннему диаметру корпуса. Длина – около 2 диаметров (или чуть больше). Толщина стенки примерно равна **0.1...0.15 мм**, обеспечиваемая намоткой 3-4 слоёв стеклоткани толщиной **0.025**.

3. После полимеризации клея лючок прорезается насквозь в том числе через и-вдоль приклеенный посадочный цилиндр (Дет.2). Это также выполнять на оправке (Оправка 2).

4. На вырезанный лючок (Дет.1.2) в нижней его части приклеивается предварительно намотанный стеклопластиковый цилиндр (Дет.3), с внешним диаметром равным внутреннему диаметру корпуса и толщиной стенки примерно равной **0.1...0.15**. Данную операцию приклейки лучше выполнять на оправке (Оправка 2), чтобы избежать возможного коробления / усадки / потери формы при приклейке. Эту операцию можно совместить со следующей.

Данный цилиндр (Дет.3) позволяет повысить жесткость разрезанного корпуса, что существенно улучшает соосность состыкованных ступеней.

5. Вклеить цилиндр-заглушку (Дет.4.1) с пиротрубкой внутрь посадочного цилиндра, в её часть, оставшуюся после вырезания люка (Дет.2.1). Этот цилиндр-заглушка выполняется из дерева (бальза), и перед приклейкой в посадочный цилиндр раскалывается по линии разреза люка.

В корпус 1-й ступени (Дет.1.1) ниже уровня выреза (и ниже уровня заходного зуба лючка) вклеить ограничитель (Дет. 8), предотвращающий проваливание СС.

6. После полимеризации клея на склейке Дет.1.2 - Дет.3 обрезается лишнее с приклеенного на лючок цилиндра (Дет.3) и формируется заходной зуб.

7. Внутри вырезанной части посадочного цилиндра на корпусе (Дет.2.1). вклеивается ещё один стеклопластиковый цилиндр-кольцо (Дет.5). Он служит для придания жёсткости стыковки, а главное – соосности состыкованных ступеней.

Слайд 258**10.2.2.1. Схема «С Лючком» (продолжение 2)**

8. После полимеризации клея оставшийся сегмент деревянного цилиндра-заглушки (Дет.4.2) накладывается обратно (в Дет.4.1) и приклеивается к внутренней поверхности лючка (в Дет.2.2).

9. После полимеризации клея на внутреннюю поверхность люка (Дет.1.2) приклеивается петля (Дет.6) для крепления. На верхнюю поверхность деревянного сегмента-заглушки (Дет.4.2) приклеивается картонный сегмент (Дет.7), который послужит щитком-протектором СС 1-й ступени от истекающей струи продуктов сгорания двигателя второй ступени в момент разделения ступеней.

10. Подвязка ленты (Дет.9) осуществляется х/б нитью № 00 - Дет.10 к петле на люке. К этой же петле крепится и кольцо резины-венгерки (Дет.11). Впрочем, резину во многих случаях можно заменить всё той же х/б нитью № 00 (или толстой синтетической) – в случае использования ленты (а не парашюта) и сравнительно малой скорости разделения ступеней и т.д.

Слайд 259**10.2.2.1. Схема «С Лючком» (продолжение 3)****ПРЕИМУЩЕСТВА И НЕДОСТАТКИ СХЕМЫ****ПРЕИМУЩЕСТВА**

Малая масса конструкции.

Простота при подготовке модели к полёту.

Внутреннее расположение стриммера, не оказывающее влияние на а/д модели.

НЕДОСТАТКИ

Наличие разреза на корпусе модели-копии при его отсутствии на прототипе (для класса S5). Тем не менее, если этот разрез-лючок выполнять аккуратно, то он не будет очень заметен и не повлечёт за собой сколь-нибудь существенного снижения оценки на стенде.

Наиболее простым в исполнении эта схема является в случае одинаковых диаметров верхнего участка первой ступени и нижнего участка второй.

Слайд 260**10.2.2.2. Расположение люка в нижней части корпуса в зоне двигателя (Вариация схемы 10.2.1.1.)**

Схема аналогична схеме 10.2.1.1. с той разницей, что лента размещена внутри корпуса под лючком.

Слайд 261**10.2.2.3. Вариация схемы 10.2.2.1. Разрез/люк расположен на коническом переходнике**

Схема аналогична схемам 10.2.2.1. и 10.2.2.2. с той разницей, что люк расположен не на цилиндре, а на переходнике.

Схема была

- использована ВОРОНОВЫМ О. на моделях в 2001 г.

Особенностью исполнения было то, что фиксация/контровка люка на корпусе 1-й ступени осуществлялась иглой-чекой, входящей в корпус 2-й ступени.

Слайд 262

10.2.2.3. Вариация схемы 10.2.2.1. Разрез/люк расположен на коническом переходнике

- применена МЕНЬШИКОВЫМ В. на ЧМ-2006 (Байконур) - 1-е место.

Особенностью исполнения было то, что фиксация/контровка люка на корпусе 1-й ступени осуществлялась кордом-чекой, выходящей из корпуса 2-й ступени.

Я сам хотя и не сторонник размещать какие-либо элементы СС 1-й ступени на ступени верхней, но в данном случае корд-чека, находясь в аэродинамической тени 2-й ступени, если и оказывает некое влияние на обтекание ступени и струю газов двигателя, то скорее всего это влияние сказывается «в третьем знаке после запятой».

Кроме того не имеется полной ясности, на сколько чека-корд отвечает требованию Кодекса о 18 мм диаметре корпусной части модели в нижней части. Не думаю, что можно интерпретировать саму чеку не как часть корпусной части модели, а как её стабилизатор.

Слайд 263

10.2.2.4. Схема «Катушка Хохлова»

ИСТОРИЯ СХЕМЫ.

Предлагаемая схема была разработана где-то в 1980-х годах и успешно применялась уважаемым ХОХЛОВЫМ Владимиром Николаевичем в течение многих лет и на соревнованиях школьников г. Москвы, и на чемпионатах СССР и России. Думаю, и в настоящее время применяется – особенно на детских моделях-копиях – и прежде всего в классе копий S7.

ПРИМЕНЕНИЕ СХЕМЫ РОССИЙСКИМИ МОДЕЛИСТАМИ В КЛАССЕ ВЫСОТНЫХ КОПИЙ S5

Применялась на прототипе «Таурис Томагавк»:

- ЧМ-1996, МИНАКОВ В. - 2-е м; ИЛЬИН С. - 3-е м;
- ЧМ-2000, МЕНЬШИКОВ В. - 2-е м; ВОРОНОВ О. - 3-е м;
- ЧМ-2002, КОРОБЕЙНИКОВ Е. - 1-е м;
- ЧМ-2006, ГРЯЗЕВ А. - 2-е м.

Слайд 264

10.2.2.4. Схема «Катушка Хохлова» (продолжение 1)

ОПИСАНИЕ СХЕМЫ.

Представлен эскиз зоны стыка ступеней.

Зона стыка ступеней:

- 1 – Корпус 1-й ступени, стеклопластик.
- 2 – Корпус «катушки», стеклопластик.
- 3 – Нижний шпангоут «катушки», дерево (бальза, липа) / стеклопластик.

- 4 - Верхний шпангоут «катушки», дерево (бальза, липа) / стеклопластик.
- 5 - Шпангоут пиротрубки, дерево (бальза, липа) / стеклопластик.
- 6 – Пиротрубка, стекло-углепластик.
- 7 – Корпус 2-й ступени, стеклопластик.
- 8 – Корпус двигательного отсека 2-й ступени, стеклопластик.
- 9 - Шпангоут двигательного отсека 2-й ступени, дерево (бальза, липа) / стеклопластик.
- 10 – Двигатель 2-й ступени.

А – Пространство расположения СС 1-й ступени

В – Место стыка ступеней

* - через «/» указаны альтернативные варианты материала.

Слайд 265

10.2.2.4. Схема «Катушка Хохлова» (продолжение 2)

Представлен эскиз разделения ступеней. Показана подвязка ленты. Возможна установка парашюта вместо ленты. Но в этом случае, учитывая, что разделение ступеней происходит со скоростями, отличными от нуля, необходимо основательно чехлить этот парашют и/или прибегать к другим мерам, приводящим к уменьшению скорости ввода системы спасания.

Совсем не обязательно выполнять двигательный отсек (ДО) во всю длину двигателя (как это показано на рис.), а можно ограничить его по длине до нижнего среза шпангоута ДО.

Название «Катушки» от своего автора схема получила поскольку в качестве чехла он использовал полосу тонкого (толщиной где-то **0.1 ... 0.2 мм**) пластика шириной несколько меньшей чем расстояние между шпангоутами. И эта пластинка, прикреплённая к цилиндру «катушки», наматывалась в несколько слоёв (подобно нитке на катушку), закрывая/защищая уложенный парашют / ленту. Данная пластина также упрощает подготовку модели к полёту / состыковку ступеней, и является аэродинамическим тормозом, достаточно эффективно гасящим скорость после разделения ступеней.

ПРЕИМУЩЕСТВА И НЕДОСТАТКИ СХЕМЫ

ПРЕИМУЩЕСТВА

Малая масса конструкции.

Абсолютная ПРОСТОТА как в изготовлении, так и при подготовки модели к полёту.

Внутреннее расположение стриммера, не оказывающее влияние на а/д модели.

НЕДОСТАТКИ

Ограниченность применения, поскольку схема подразумевает размещения СС в зазоре между внутренним цилиндром верхней части первой ступени, внутренний диаметр которого должен быть не меньше диаметра двигателя 2-й ступени, и внутренним диаметром 2-й ступени. И подобную схему можно реализовать, когда разница между внутренним диаметром корпуса второй ступени и диаметром её двигателя составляет по-крайней мере **4-5 мм**.

Однако, если в классе высотных-копий она не всегда применима, то она хорошо себя зарекомендовала в классе моделей-копий реализма полёта S7.

Слайд 266**10.2.2.5. Схема «Катушка Коноплёва».****ИСТОРИЯ СХЕМЫ.**

Предлагаемая схема была разработана Сергеем КОНОПЛЁВЫМ (Россия, Геленджик, Краснодарский Кр.) в 2010 г.

Зона стыка ступеней:

- 1 - Корпус 1-й ступени, стеклопластик
- 2 - Пиротрубка, стекло-углепластик
- 3 - Нижняя шайба-стопор пиротрубки, бальза-стеклопластик
- 4 - Верхняя шайба-заглушка пиротрубки, бальза-стеклопластик
- 5 - Переходный конус 1-й ступени, бальза / стеклопластик
- 6 - Шпангоут-посадка «Конус-Цилиндр» корпуса 1-й ступени, бальза / стеклопластик
- 7 - Трубка внутреннего пистона, стеклопластик
- 8 - Шайба-стопор трубки-пистона, бальза-стеклопластик
- 9,10 - Шпангоуты трубки-пистона, бальза
- 11 – Корпус 2-й ступени, стеклопластик
- 12 – Двигатель 2-й ступени
- 13 – Корпус двигательного отсека 2-й ступени, стеклопластик
- 14 - Шпангоут двигательного отсека 2-й ступени, бальза / стеклопластик

* - через «/» указаны альтернативные варианты материала.

Слайд 268**10.2.2.6. Схема Минакова «Через Назад»**

Для простых высоток (S1) данная схема не является лучшим вариантом, поскольку для этого класса существуют намного более простые и легкие по массе конструкции схемы, описанные выше.

ИСТОРИЯ СХЕМЫ.

Так же как и схема «С Лючком» этот вариант берёт своё начало с 1981 года.

Тогда при подготовке к ЧЕ-81 и отработке двухступенчатой модели-копии ракеты "Sonda" в комбинации ступеней "S6-S9" было найдено красивейшее техническое решение - Передача огня к двигателю 2-й ступени и ввод в действие системы спасения 1-й (стриммера) осуществлялось одновременно от вышибного заряда двигателя 1-й ступени с выходом двигательного отсека из корпуса этой ступени.

Тогда выполнение/реализация подобной схемы при:

- короткой второй ступени, а значит – и малой длине передачи огня;
- сравнительно тонкой первой ступени, а значит и малым перепадом давления «внутренний диаметр корпуса – внутр. диаметр пиротехнической трубки» при срабатывании вышибного двигателя 1-й ступени – по сравнению с нынешними копиями-высотками с как минимум 50-миллиметровыми, первыми ступенями - всё получалось достаточно просто в конструкции и надёжно в полёте.

Когда в соответствии с Кодексом первые ступени удлинились и потолстели (сначала до **40 мм**, сейчас и того больше - до **50 мм**), пришлось для повышения НАДЁЖНОСТИ

(парадоксально, но – факт) несколько УСЛОЖНИТЬ конструкцию. Однако, в одном или двух испытательных полётах не произошёл поджог двигателя 2-й ступени, и тогда методом мозгового штурма мы пришли к нижеописанной подготовке двигателя 1-й ступени. Дело в том, что при воспламенении вышибного, горячий газ, выталкивающий ДО, расширяется и при этом охлаждается. Кроме того, гидравлическое сопротивление полости Пиротрубки, которая по диаметру значительно меньше диаметра ДО, является большим, и этому горячему газу просто «не хватает ума», чтобы прорваться через этот «заслон» подобной «пробки» большого гидравлического (вернее – пневматического) сопротивления. И он, этот газ, устремляется вниз, выталкивая ДО.

В дальнейшем применение данной модификации на высотных моделях-копиях S5 на прототипе «Найк-Кейджун» приносило неплохие результаты, судите сами:

- ЧМ-1990, ИЛЬИН С. - 1-е м; МИНАКОВ В. - 2-е м;
- ЧМ-1992, ИЛЬИН С. - 1-е м; МИНАКОВ В. - 2-е м; МИТЮРЁВ А. - 3-е м.

Данная схема как бы объединяет в себе 2 системы: Систему Поджога двигателя 2-й ступени и Систему спасения ступени 1-й.

Слайд 269

10.2.2.6.1. Упрощённый вариант схемы (#1) (без доработки двигателя)

Для моделей с малыми диаметрами первых ступеней (малой разницей диаметров корпуса и двигателя)

Нижняя часть 1-й ступени:

- 1 – Корпус 1-й ступени, стеклопластик.
- 2 – Шпангоут Пиротрубки – Заглушка, армированная с торца бальза.
- 3 – Пиротрубка, стекло-углепластик.
- 4 – Провод крепления ДО к Корпусу, многожильный тонкий провод во фторопластовой оплётке.
- 5 – Корпус ДО 1-й ступени, стеклопластик.
- 6 – Нижний шпангоут ДО, дерево (бальза, липа) / стеклопластик / армированная стеклопластиком бальза.
- 7 – Верхний шпангоут ДО, дерево (бальза, липа) / стеклопластик / армированная стеклопластиком бальза.
- 8 – Двигатель 1-й ступени.

* - через «/» указаны альтернативные варианты материала.

Слайд 270

10.2.2.6.1. Упрощённый вариант схемы (#1) (продолжение)

Отделение двигательного отсека 1-й ступени от его корпусной части, где показана подвязка Двигательного Отсека и ленты к Корпусу 1-й ступени.

- 4 – Провод крепления ДО к Корпусу, многожильный тонкий провод во фторопластовой оплётке.
- 9 – Резина-венгерка.

10 – Х/Б нить № 00.

Представлен эскиз отделения двигательного отсека 1-й ступени от его корпусной части, где показана подвязка Двигательного Отсека и ленты к Корпусу 1-й ступени.

Слайд 271

10.2.2.6.2. Модифицированный вариант (#2) (с доработкой двигателя)

Для моделей с большими диаметрами первых ступеней.

Данный вариант/схема представлена скорее как историческая справка, поскольку в дальнейшем этот вариант был существенно упрощён.

Представлен эскиз нижней части 1-й ступени по модифицированной схеме «Через Назад».

Трубка Втулки-Заглушки (Посадка двигателя), стеклопл

- 1 – Корпус 1-й ступени, стеклопластик.
- 2 – Шпангоут Корпуса – Трубки-Заглушки, армированная стеклопластиком бальза.
- 3 – Трубка Втулки-Заглушки (Посадка двигателя), стеклопластик.
- 4 – Втулка-Заглушка, армированная с торца бальза.
- 5 – Пиротрубка, стекло-углепластик.
- 6 – Трубка-посадка Пиротрубки, тонкостенная (толщина стенки $\Delta = 0.1$ мм) трубка (нерж. сталь / медь) внутренним $\varnothing 3.6$ мм.
- 7 – Провод крепления ДО к Корпусу, многожильный тонкий провод во фторопластовой оплётке.
- 8 – Резина-венгерка.
- 9 – Лента.
- 10 – Корпус ДО 1-й ступени, стеклопластик.
- 11 – Шпангоут Корпуса ДО 1-й ступени, армированная стеклопластиком бальза.
- 12 – Чернопороховая навеска поджога двигателя 2-й ступени, ЧП.
- 13 – Чернопороховая навеска отстрела ДО 1-й ступени, ЧП (2 мм).
- 14 – Бумажный пыж.

* - через «/» указаны альтернативные варианты материала.

Слайд 272

10.2.2.6.2. Модифицированный вариант (#2) (продолжение 1)

Представлен эскиз отделения двигательного отсека 1-й ступени от его корпусной части по модифицированной схеме «Через Назад», где показана подвязка Двигательного Отсека и ленты к Корпусу 1-й ступени.

Посадочные поверхности состыковки «ДО/Двигатель–Корпус»:

А – Корпус Двигательного Отсека - Корпус 1-й ступени.

В – Внутренняя стекло-углепластиковая Трубка Двигателя - Трубка-посадка Пиротрубки.

С – Трубка Втулки-Заглушки - Корпус Двигательного Отсека.

Как Вы видите, состыковка ДО/двигателя с корпусом осуществляется по 3-м посадочным поверхностям – **А, В и С**. Это дополнительно накладывает требования по взаимной соосности всех элементов. И для технологичности состыковки ДО и корпуса:

- нижний край металлической Трубки-посадка Пиротрубки (Дет. 6) развальцовывается, а с края вклеиваемой в двигатель трубки снимается фаска;
- край Корпуса внутренней Трубки-Заглушки (Дет. 3), а также край сборки «Корпус ДО (Дет. 10) - Шпангоут Корпуса ДО (Дет. 10)» заваливается/скругляется;
- длины посадок В и С выбираются из условия: **b** меньше **c**.

Для уменьшения влияния горячих газов на систему спасения длины посадок **А** и **С** выбираются из условия: **a** меньше **c**. При этом условии к тому моменту, когда ДО сойдёт со своей посадки с Корпусом (посадка **С**) и горячие газы вышибного выйдут во внутренний объём его, он – этот объём уже будет соединён с внешней средой, и СС уже будет частично в набегающем потоке воздуха.

Слайд 273

10.2.2.6.2. Модифицированный вариант (#2) (продолжение 2)

ПОДГОТОВКА/ ДОРАБОТКА ДВИГАТЕЛЯ 1-Й СТУПЕНИ:

Представлен эскиз доработанного двигателя 1-й ступени.

Двигатель для 1-й ступени используется с небольшим замедлением (**1...1.5 сек**) для того, чтобы был какой-то (пусть хоть в сотую секунды) интервал по времени между зажиганием вышибного для поджога двигателя 2-й ступени и зажиганием вышибного для отстрела ДО из корпуса 1-й ступени. И в начале давление газов будет действовать только на малую площадь сечения пиротрубки, т.е. непосредственно внутрь её, передавая луч огня вверх - в двигатель 2-й ступени. А уже после этого вышибной, расположенный над замедлителем «выплюнет» ДО из корпуса 1-й ступени.

Указана технологическая картонная шайба (7), обеспечивающая соосность угле-стеклопластиковой трубки, приклеиваемой к закрывающему замедлителю пыху. После полимеризации клея эта технологическая шайба снимается.

Слайд 274

10.2.2.6.2. Модифицированный вариант (#2) (продолжение 3)

ПРЕИМУЩЕСТВА И НЕДОСТАТКИ СХЕМЫ.

Преимущества схемы

1. НАДЁЖНОСТЬ, но только (!) при соблюдении всех пунктов «протокола».
2. Внутреннее расположение стриммера, не оказывающее влияние на а/д модели.

Недостатки схемы

1. Сравнительная сложность в изготовлении.
2. Более скрупулёзная подготовка модели к старту, не терпящая каких-либо отклонений от «протокола».
3. Необходимость вышеописанной специальной доработки/подготовки двигателя.
4. БОльшая масса конструкции.

Слайд 275**10.2.2.6.3. Модифицированный вариант (#3)**

Дизайн варианта **10.2.2.5.2.** работал в течение сезонов абсолютно безотказно. Не смотря на сравнительную сложность-заморочки, не отступали от того, что не подводило и работало надёжно, руководствуясь принципом «лучше перебдеть чем недобдеть» и что называется OVERKILL проблему «поджога верха и спасения низа». Тогда у нас не было ни достаточного количества двигателей, а главное – времени, чтобы набрать статистику по каким-то другим решениям.

Тем не менее, оно было простым и лежало на поверхности. И не понятно, как только до него сразу не дошли тогда, когда модифицировали для модели-копии «Найк-Кейджун» в 1989 г. первоначально найденное в 1981 г?

Нижняя часть 1-й ступени:

- 1 – Корпус 1-й ступени, стеклопластик.
- 2 – Трубка Втулки-Заглушки (Посадка ДО), стеклопластик.
- 3 – Шпангоут Корпуса – Трубки-Заглушки, армированная стеклопластиком бальза.
- 4 – Втулка-Заглушка, армированная с торца бальза.
- 5 – Пиротрубка, стекло-углепластик.
- 6 – Трубка Втулки-Заглушки (Посадка двигателя), стеклопластик.
- 7 – Лента.
- 8 – Резина-венгерка.
- 9 – Провод крепления ДО к Корпусу, многожильный тонкий провод во фторопластовой оплётке.
- 10 – Шпангоут Корпуса ДО 1-й ступени, армированная стеклопластиком бальза.
- 11 – Чернопороховая навеска поджога двигателя 2-й ступени / отстрела ДО 1-й ступени, ЧП.
- 12 – Корпус ДО 1-й ступени, стеклопластик.

Слайд 276**10.2.2.6.3. Модифицированный вариант (#3) (продолжение)**

Посадочные поверхности состыковки «ДО/Двигатель–Корпус»:

- А** – Корпус Двигательного Отсека - Корпус 1-й ступени.
В – Трубка Втулки-Заглушки (Посадка двигателя) - Внутренняя поверхность двигателя.
С – Трубка Втулки-Заглушки - Корпус Двигательного Отсека.

Для защиты ленты от действия горячих газов, и для обеспечения большей надёжности поджога двигателя 2-й ступени желательно выполнение следующих соотношений в длинах посадок **А**, **В** и **С**:

$$a < c < b$$

Слайд 277**10.3. Испытания**

Для повышения надёжность Вашей модели, для того, чтобы найти самое рациональное (возможно оптимальное) решение / дизайн, Вам необходимо испытать свою модель или опытные образцы.

Для лучшего результата и для сокращения времени достижения цели Вам необходимо набросать План Испытаний и следовать ему, иногда корректируя, в зависимости от результатов уже проведённых испытаний.

10.3.1. Наземные испытания

Самое надёжное тестирование это - полномасштабные летные испытания. Но иногда для решения некоторых проблем можно (и нужно) ограничиться и наземными испытаниями, менее затратными (как по времени проведения, так и по бюджету/деньгам). Наземное испытание может быть более информативным чем летное с лучшей возможностью увидеть процесс прямо перед Вами и даже сфотографировать или снять на видео для последующего детального анализа.

10.3.2. Лётные испытания

Для того, чтобы проверить дизайн и параметры модели, Вам нужны ИСПЫТАТЕЛЬНЫЕ ПОЛЕТЫ.

Для того, чтобы быть подготовленным запускать модель в ветреных условиях, Вам нужны ИСПЫТАТЕЛЬНЫЕ ПОЛЕТЫ.

Для того, чтобы сделать сравнительный анализ различных вариантов и схем, Вам нужны ИСПЫТАТЕЛЬНЫЕ ПОЛЕТЫ.

Для того, чтобы ... Вам нужны ИСПЫТАТЕЛЬНЫЕ ПОЛЕТЫ.

- Полётный Журнал

Очень желательно регистрировать и вести записи об испытаниях. В действительности, информация о любом полете: испытательном, тренировочном или вое время соревнований должна быть отражена в Вашем Полётном журнале.

Регистрированная информация должна содержать не только секунды/метры, но и должна быть более полной, например:

- Начальная масса;
- Местоположение Центров тяжести модели и верхней ступени;
- Тип двигателя (ей);
- Фактическое время замедления и время достижения апогея;
- Скорость ветра во время запуска;
- Наклон модели при запуске;
- Отклонение модели от вертикальной линии при старте, и т.д.;
- Некоторые дополнительные комментарии.

Все эти данные помогут Вам проанализировать различные схемы, помогут скорректировать технические решения.

Не полагайтесь на свою память, делайте запись этих данных.

Иногда трудно измерить все. Обратитесь за помощью к Вашим коллегам-моделистам и помогите им в том же.

Очень часто нет времени, чтобы сделать запись таких "кажущихся ненужными" данных.

Поверьте мне, иногда так не хватает этих потерянных данных, чтобы принять ПРАВИЛЬНОЕ решение во время дизайна / изготовления / тестирования модели и главное, во время самих соревнований.

Эти данные помогут Вам использовать каждый испытательный полет разумно, рационально и эффективно, и «выжать» из него по-максимуму.

Перенесите данные испытаний в EXCEL файл. Это поможет Вам визуализировать результаты / статистику полетов модели (ей).

Вы можете также включать информацию о полетах моделей своих коллег в Вашу базу данных (если у Вас есть такая возможность), чтобы иметь «более широкую картину» и иметь лучшее знание того "куда двигаться" для улучшения.

- Альтиметры

Попытайтесь использовать альтиметры (если это возможно) для каждого испытательного полета моделей.

Для справки: В настоящее время в России разрабатывается достаточно легкий альтиметр (общая масса "Альтиметр Батарея питания" ≈ 1 грамм).

Слайд 278

10.3.3. Некоторые советы для подготовки и проведения Лётных Испытаний

При проведении лётных экспериментов по исследованию характеристик и сравнительному анализу вариантов необходимо руководствоваться следующими общими положениями:

10.3.3.1. Число тестов / полётов

Поскольку необходимо свести к минимуму влияние как внешних факторов (прежде всего скорости ветра), так и внутренних факторов (прежде всего разброс по суммарному импульсу двигателей, и различия в моделях (а вернее различия в исполнении моделей от идеального – «чертёжного» варианта), если при проведении исследовательских тестов используется более одной модели), для достоверности полученных при испытаниях результатов, произвести не единичный испытательный полёт, а серию из минимум 3 (или даже 5) по каждому случаю / проверяемому параметру / сравниваемому варианту.

Опять же, сколько конкретно нужно производить испытаний / полётов – это целая наука, и, опуская «дебри» математической статистики, физики/математики самого объекта исследования – модели, могу заверить, что просто один полёт не даст надёжного ответа.

И кроме того, чем меньше ожидаемая (и получаемая на практике) разница в результатах при сравнительном анализе между вариантами, тем больше потребуется и выборка, т.е. экспериментов по каждому варианту/случаю (но это только с чисто математической точки зрения, но не технического подхода). Неким образом – парадокс «ловли блох» – чем меньше «блоха», тем больше усилий необходимо на её поимку. Возникает вопрос, а если она очень мала, а нужно ли её вообще ловить? Да вот только *a priori* не всегда известно, а мала ли она?

10.3.3.2. Качество и идентичность моделей для испытаний

Если испытания проводятся на нескольких моделях, различия в моделях (а вернее различия в исполнении моделей от идеального – «чртёжного» варианта) должны быть минимальными.

Иначе Вы будете «исследовать» не то, что бы Вы хотели, не влияние различий конструктивных схем, стартовой массы и т.п. на высоту полёта, а влияние, неаккуратности изготовления (к примеру, кривизну стабилизаторов) и погрешностей сборки (к примеру, неровности приклейки тех же стабилизаторов) и т.п. на конечный результат.

10.3.3.3. Погодные условия при испытаниях

Для уменьшения влияния погодных условий запуски осуществлять в как можно более безветренную погоду, лучше – в штиль. И при этом все тесты по сравнительным вариантам произвести как можно в более короткий промежуток времени, тем самым избегая изменений по погодным условиям (ветра, плотности воздуха, его температуры и давления на разных высотах, а не только у поверхности).

Слайд 279

10.3.3.4. Отбор двигателей для испытательных полётов

Для уменьшения влияния разброса по двигателям, необходимо отсортировать их, руководствуясь следующим:

Двигатели должны быть:

- Одной партии (поскольку, как правило, исходные материалы, и прежде всего топливо разнятся по своему составу, однородности смеси, размерам гранул и т.д.);
- Одного диаметра с допуском не хуже чем **+/- 0.02 мм**;
- Одинаковой массы с как можно меньшим допуском;
- Одинаковой высотой напрессовки по топливу. Реально, конечно, можно только измерить высоту напрессовки «сопло+топливо».

Для этого придётся очень аккуратно просверлить отверстие (диаметра около **2-3 мм**) в замедлителе до топливной шашки. Делать это нужно не по центру, но и не в самой пристеночной зоне.

Использовать при этом кондуктор (лучше из алюминиевого сплава).

Отсверливать вручную.

После измерения высоты запрессовок заполнить эпоксидной смолой это отверстие.

Слайд 280

10.3.3.4. Отбор двигателей для испытательных полётов (продолжение)

- Контрольные стендовые испытания двигателей.

Если полётные испытания с измерением высоты сопровождаются сравнительным численным анализом – расчётом высоты, тогда очень рекомендую выполнить контрольный прожёг на стенде с измерением суммарного импульса нескольких (двух-трёх) двигателей среди уже отобранных по вышеуказанным критериям.

Делать это необходимо для того, чтобы в расчётах использовать не номинальный суммарный импульс и даже (если такие данные и имеются) не специфически указанный на двигатели конкретной партии, а более точное значение. Тем самым при численном анализе, сопровождающем измерение высоты полёта в лёте, будет использоваться более близкое значение величина суммарного импульса и сократится влияние его разброса на результаты вычислений.

Слайд 281

10.3.4. Отдельные испытания вторых ступеней

При проведении лётных экспериментов по исследованию характеристик собственно 2-й ступени, оказывающей наибольшее влияние на конечный результат – высоту полёта модели, дополнительно рекомендую следующее:

Производить запуски 2-й ступени отдельно, без ступени 1-й для экономии двигателей первых ступеней и уменьшения влияния:

- разброса характеристик двигателей 1-й ступени;
- разброса при разделении ступеней;
- ошибок в матем. модели полёта 1-й ступени (в случае, если анализ сопровождается / дополняется вычислениями).

Конечно, нужно принять во внимание, что скорость полёта 2-й ступени (в том числе средняя, и максимальная (в конце активного участка)) будет меньше чем в составе со ступенью 1-й. Тем не менее, это различие не должно существенно отразиться на большинстве данных и выводах, полученных при испытательных полётах только вторых ступеней.

Слайд 282

10.3.5. Лётные испытания по определению характера обтекания на корпусе

Для ответа на вопрос «А действительно ли будет реализовываться ламинарный п/с на цилиндрической части корпуса?», необходимо провести ряд лётных испытаний.

10.3.5.1. Сравнение измеренной высоты полёта с вычисленной

Практически необходимо решить «обратную задачу динамики полёта» – по измеренной высоте восстановить среднее значение $C_{x\text{ sum}}$. И по уровню данного значения сделать вывод о реализующемся характере пограничного, Турбулентного или Ламинарного.

Поскольку значения $C_{x\text{ sum}}$ при Ламинарном и Турбулентном п/с достаточно сильно разнятся друг от друга (в используемой выше математической модели - около 20 %), то представляется, будет не сложно сделать вывод о действительно имеющемся характере обтекания.

И на основе этого, в частности, принять решение о варианте исполнения корпусной части 2-й ступени: с сужающейся кормой, или без неё (см. пар. «**1.6.2. Длина кормы 2-й ступени**»)

При проведении лётных экспериментов рекомендую руководствоваться общими принципами, изложенными выше (пар. «**10.3.3. Некоторые советы для подготовки и поведения Лётных Испытаний**»).

Однако, в силу аккумуляирования ошибок / погрешностей используемой при численном анализе математической модели, включая погрешности принятых допущений (пар. «**1.5. Рассматриваемые случаи и допущения**», в том числе об аддитивности (пар. «**1.5.2. Принцип Аддитивности в отношении $C_{x\text{ sum}}$ и $C_{x\text{ отдельных частей модели}}$ »), а также неточности самих предложенных выше (или каких-то других) математических моделей по коэффициентам а/д сопротивления отдельных элементов (ГО, корпуса, кормы, дна, стабилизаторов), пар. «**1.1. Численное моделирование коэффициента общего аэродинамического сопротивления модели $C_{x\text{ sum}}$** », и других погрешностей (методических, инструментальных), сравнение результатов**

численного анализа с измеренными при лётных испытаниях может и не дать ясного и достоверного ответа на вопрос о реализующемся на корпусе модели течении. По этой причине предлагаю и следующее.

Слайд 283

10.3.5.2. Прямое сравнение измеренных в полёте высот с турбулизатором и без него

Но кроме того, в дополнение к более сложному (с проведением численного анализа – вычислением высоты полёта модели/ступени, используя то или иное программное обеспечение (скорее всего Rocksim или какое-то другое) для решения «обратной задачи динамики полёта» – выяснения среднего значения Cx_{sum}) можно воспользоваться более простым (пусть на это и потребуются совершить в 2 раза больше полётов), а главное - более корректным и прямым методом испытаний для выяснения характера п/с во время полёта ступени:

Внести элемент, заведомо турбулизирующий поток, но при этом не оказывающий заметного влияния на остальное (если это возможно) в «критическую» зону ступени, где наиболее вероятно и может происходить переход от ламинарного течения в турбулентное – переход ГО к цилиндрической части корпуса. А именно, наклеить тонкую нить/полоску в место сопряжения Парабола ГО - Цилиндр.

Провести серии полётов с подобным турбулизатором и без него. Сравнить измеренные высоты.

В случае если:

-Измеренные результаты примерно одинаковы. Или вариант с турбулизатором совсем немного по высоте уступает варианту без него (в силу причины, указанной выше (см. пар. «1.5.3. Положение точки перехода Ламинарного течения в Турбулентное»))

-.Это будет указывать на то, что п/с и без турбулизатора практически на всём протяжении полёта (при разных скоростях) является турбулентным на цилиндрической части модели. И тогда более рациональным будет являться вариант исполнения 2-й ступени «без сужающейся кормы».

- Измеренные результаты разняться примерно на **10-15%**:

$$\Delta H/H \approx \Delta Cx_{sum} \cdot ((\partial H / H) / (\partial Cx_{sum} / Cx_{sum})) \approx 0.2 \cdot (0.6-0.7) \approx 0.13$$

Это будет указывать на то, что п/с без турбулизатора практически на всём протяжении полёта (при разных скоростях) является ламинарным на цилиндрической части модели. И тогда более рациональным будет являться вариант исполнения 2-й ступени «с сужающейся кормой».

- Измеренные результаты разняться на значительно меньшее значение чем **10-15%**. Это будет указывать скорее всего на то, что п/с без турбулизатора является ламинарным на цилиндрической части только на малых скоростях полёта. И тогда случай является скорее всего инвариантным – не должно быть особой разницы по высоте между вариантами ступени «с» и «без» кормы. И чтобы не усложнять себе жизнь, проще будет исполнить корпус «без кормы».

Слайд 306

12. Ключевые факторы успеха чемпионов мира прошлых лет

Вся информация, представленная выше, описывает главным образом технические вопросы:

- Модели;
- Двигатели;
- Пусковые устройства.

Однако, другие аспекты и факторы успеха важны также.

С одной стороны – с доступностью и применением высотомеров, которые обеспечивают более высокий уровень объективности результата и точности - технические факторы будут играть главную роль в достижении высоких результатов.

С другой стороны – при существующем уровне обмена технической информацией, и существенном увеличении уровня коммуникации (по сравнению с существующим 20-30 лет назад) между моделистами как через Интернет, так и прямых контактов во время международных соревнований (число которых увеличилось, принимая во внимание соревнования этапов Кубка Мира), те, другие "нетехнические" факторы будут играть свою важную роль также.

По большому счёту, Вы не можете скрывать свои технические преимущества достаточно долго, не представляя их во время соревнований. И когда все находятся на примерно одинаковом техническом уровне (или в пределах малой маржи), Вам необходимо иметь что-то дополнительное в своем багаже, и Вам потребуется выжимать все от всего.

Два - три года назад я выложил материал, "Как стать чемпионом" на российском веб-сайте (www.frms.ru), где описал другие, главным образом нетехнические факторы, для достижения успеха. Конечно, моделистам уровня сборной команды они в общем известны. Однако, эта информация, собранная вместе, может быть интересной и полезной.

Тем не менее, давайте посмотрим на ключевые факторы успеха среди обладателей титулов чемпиона мира в прошлом, о которых у меня имеется информация.

Слайд 316

12.10. ЧМ-2012 S1. Золотая медаль - ТИМОФЕЕВ Максим (Литва)

1. Очень хорошие двигатели конструкции и изготовления Петра САРНОВСКИ (Польша):

1я ступень: PSn A8-1-1: Удельный импульс $I_{sp} = 1500 \text{ Н} \times \text{сек} / \text{кг}$.

Наличие малого замедления $t_{зам1} \approx 0.6 \text{ сек}$

Малое замедление на двигателе 1-й ступени позволяет избежать потери импульса двигателя (См. пар. «7.1.4.3. Предотвращение потерь импульса двигателя 1-й ступени»).

2я ступень: PSn A1-4-8: Удельный импульс $I_{sp} = 1200 \text{ Н} \times \text{сек} / \text{кг}$.

Большое время работы двигателя $t_{работы} = 4 \text{ сек}$,

позволяющее значительно сократить аэродинамические потери скорости (см. пар. «7.2. Двигатель 2-й ступени» и пар. «2.3.7. Влияние времени работы двигателя 2-й ступени»).

Как предполагалось в более ранней версии данного материала (Rev. 3, пар. «7.2. Двигатель 2-й ступени»), более продолжительное время работы двигателя 2-й ступени чем $t_{\text{работы}} = 1.5 \text{ сек}$ (Двигатель «Delta A-2-7» и двигатель «Zenit A-2» (ГАПОН Юрий (Украина)) может увеличить высоту полёта модели...

"Лирическое" отступление

Вот и опять, уже в который раз повторяюсь... Да вот и само слово «ВыСОТА» навело ... каламбурчик-поручик ...

Высота ... Высоцкий ... в роли поручика Брусенцова (классика советского кинематографа "Служили два товарища") ... сакраментальная фраза Брусенцова-Высоцкого ...

- *Поручик, сегодня ночью красные форсировали Сиваш.*

- ***Какой сюрприз, а! Кто бы мог подумать?***

Наличие большого замедления $t_{\text{зам2}} = 8 \text{ сек}$

Двигатели на участке пассивного полёта, во время работы замедлителя, развивают / обеспечивают хоть и малый (но отличный от нуля) уровень тяги. Причём, в силу несовершенства Кодекса ФАИ, а также и порою из-за несовершенства измерительного оборудования - стенда, на котором осуществляется предсоревновательный прожёт двигателей по их допуску к соревнованиям по измерению суммарного импульса, часто уровень тяги на этапе работы замедления не измеряется. И суммарный импульс сгорающего замедлителя в таком случае не включается в суммарный импульс двигателя.

Имело ли подобное на ЧМ-2012 ? – мне не известно.

Но даже если и имело, то относилось это ко всем участникам соревнований и все были в равных ..., почти равных условиях. Почти, поскольку модели (2-е ступени) лидеров – тех, у кого модели аэродинамически - более чистые, и более совершенные, имеют более продолжительный пассивный участок полёта (поскольку они тормозятся медленнее). По этой причине, при прочих равных условиях, вместе с бОльшим временем замедления, имеется и бОльший «дополнительный» суммарный импульс.

4. Подготовленность, собранность и готовность при подготовке моделей к полёту.

Показателем такой готовности явилось и то, что Максим Тимофеев, впрочем, вместе с бронзовым призёром чемпионата Жораном КАТАНИЧЕМ (Сербия) – как потом оказалось, именно эти полёты и принесли обоим медали - произвели запуски своих моделей среди самых первых.

Слайд 317

13. Рост моделистов-спортсменов и высота полёта моделей (Потому и Высокие, что Длинные)

"Лирическое" отступление

А теперь ... давайте забудем про всякие там математику - оптимизацию, физику, постройку моделей и лучшие технологические методы и т.д. Забудьте обо всем том, что было сказано выше. Единственное, что имеет значение в классе S1 является то, насколько велик ... Ваш собственный рост.

Парадоксально, но факт, что наибольший успех в высотном классе (S1) среди членов сборной команды (СССР, а позже – России) на международной арене сопутствовал как раз самым длинным /высоким её членам.

Слайд 318

13. Потому и Высокие, что Длинные

Ну, давайте, посмотрим в прошлое:

1. Короткий рассказ.

Это был мой дебют в сборной команде (СССР) на международных соревнованиях, европейском чемпионате – 1981 (Болгария).

После успешного отбора в команду среди её кандидатов я получил специальное поручение от старшего тренера команды Станислава Николаевича Жидкова разработать и построить высотные модели S1 для членов команды.

Так, члены команды в S1, Юрий СОЛДАТОВ, Виктор КУЗЬМИН, Александр МИТЮРЁВ выступали на ЧЕ-1981 с идентичными моделями, построенными в соответствии с одним и тем же дизайном и той же самой парой рук.

Итоговый результат ЧЕ-1981 в S1:

Юрий СОЛДАТОВ (Царствие ему Небесное) стал первым советским (российским) чемпионом Европы.

Юрий был в это время самым высоким членом среди всей советской команды.

Но более того, по странному совпадению, личные места в S1 среди членов советской команды (с ИДЕНТИЧНЫМИ моделями!) были скоррелированы в итоговой таблице в соответствии с их собственным ... ростом – как в прыжках в высоту – длинным, им и прыгнуть проще.

Но вот другая забавная история в пределах вышерассказанной ...

Оказалось, что в S1 единственной командой, выступавшей с многоступенчатыми моделями, была наша (СССР).

После окончания соревнований кто-то, поинтересовавшись, спросил меня: «Как же вам удалось так высоко запустить свои ракеты? В чём же состоял секрет успеха?» Я, тогда попытался сумничать: «Это было было исполнение идеи Циолковского о «ракетном поезде»». (Термин К.Э. Циолковского, применявшийся им к многоступенчатым ракетам, отбрасывающим «выгоревшие», отработанные ракеты/ступени.).

Стоявший рядом Виктор Николаевич Кузьмин пробурчал: «*Циолковский-Циолковский*, - и после короткой паузы, но уже с чувством добавил – *Ещё в древности русский мужик говаривал: «Чем груз тяжелее, тем ну его нах...»*» – мудро завершил Вик. Ник., тем самым ссылаясь на нагруженные телеги (древних времен) и на отработанные ступени ракет (столетия текущего).

Юрий СОЛДАТОВ (1951 – 2012) - Член сборной команды СССР (2 ЧМ: ЧМ -1978; -83).

Виктор КУЗЬМИН (1945 – 2006) - Член сборной команды СССР / России (5 ЧМ: ЧМ - 1983 (личное «серебро» – S6); -85 (личное «золото» – S4); -87; -90; -92).

Слайд 319

13. Потому и Высокие, что Длинные (продолжение 1)

2. Алексей КОРЯПИН – наиболее успешный моделист в мире (по результатам ЧМ в S1):

Первому из советских /российских спортсменов, ставших двух-, а затем и 3-х кратным чемпионом мира по ракетомodelьному спорту (и как раз именно в том же высотном классе моделек) стал самый высокий на то время в сборной команде Алексей КОРЯПИН (чемпион Мира в личке на ЧМ-1985, 1990. 1994 гг). Кстати, за свои достижения именно в высотном классе и был удостоен первым среди моделистов-ракетчиков высшего почётного звания "Заслуженный Мастер Спорта СССР". Да, к тому же, помимо 3 "золота" Алексею ещё принадлежит и "бронза" ЧМ-1996, а также 2-е место на ЧЕ-1995 и 3-е на ЧЕ1997. И все эти достижения – именно в высотном классе (S1).

Слайд 320

13. Потому и Высокие, что Длинные (продолжение 2)

3. Олег ВОРОНОВ – наиболее успешный моделист в Европе (по результатам ЧЕ в S1):

Когда Олег ВОРОНОВ стал членом российской команды, он также получил и титул «самого высокого среди членов команды». А наряду с этим (по прошествии некоторого времени) достиг самых высоких результатов в категории S1 не только среди членов команды России, но и среди европейских моделистов: 3 личных 1-х места чемпионатов Европы: 1995, 1997, 2005. И прибавьте к этому ещё и "золото" ЧМ-1996 и "серебро" ЧМ-2004, и всё в том же самом высотном классе.

Оно, конечно не вытекает из вышеприведённого, что если ростом не вышел, то и делать нечего в S1, но всё же какая-то странная скрытая корреляция присутствует между собственным ростом и результатами в высоте.

Им, высоким и достигать "высоты", по всей видимости, проще – они уже там, на ВЫСОТЕ.

Они потому и ВЫШЕ, что ДЛИННЕЕ.

Слайд 322

14.1. Ракетно-космическая (аэрокосмическая) наука и техника

Представленные в этой PPP материалы являются достаточно эклектичными, отражая "полифоническую" природу ракетного моделизма и касаются предметов в различных областях. Это собственно отражает многосоставную / многоголосную природу "старшего брата" – ракетно-космической науки и индустрии.

Слайд 323

14.2. Аэрокосмическая наука (индустрия) / ракетомоделирование и ... симфонический оркестр

Постройка моделей и запуск их на соревнованиях до некоторой степени подобны ..., дирижированию симфонического произведения, где каждый инструмент и его партия играет свою роль и является важной для исполнения всего музыкального полотна, и где успех всего исполнения зависит от успешного выступления каждого музыканта в оркестре.

От того, насколько гармонично и уравновешенно произведение было написано и спартитуровано, во-первых.

И от того, насколько удачно это произведение, созданное композитором было исполнено дирижёром и музыкантами, во-вторых.

Слайд 324**14.3. Ракетно-космическое моделирование**

Конечно, Ваши модели и их дизайн не столь сложны как реальные ракеты. Однако, главные проблемы присутствуют и в Ваших моделях, пусть и в меньших масштабах, объёмах, глубине.

А нижеследующее я отношу ко вниманию дорогих уважаемых руководителей / педагогов кружков /секций и т.д.:

Можно, конечно, замкнуться на достаточно "узком" мире собственно моделей - моделек, и пройти мимо ОГРОМНОГО ПОТЕНЦИАЛА, заложенного в самой природе ракетного моделизма с его многогранностью, пройти стороной и продолжать "пилить гири" как это делалось в веке прошлом, и продолжать удивляться, а почему детишки обходят стороной ваши секции / кружки, а посетив раз-другой, покидают из-за скучности того, что там у вас делается.

А можно с учениками / кружковцами копать во всех направлениях знаний, давая задуматься деткам малым о сложности и многосторонности мира через мир простой модели и того, что в ней в той или иной мере сосредоточено.

Да, поймите, мои дорогие коллеги-моделисты, модельки то, они интересны не сами - по себе, а как ПРИМЕР, повод пообщаться на тему о ГАРМОНИЧНОСТИ и КОСМИЧНОСТИ (в глубоко философском смысле) окружающего.

Как там говорил Великий Кузьмин: "Ну, х-ли, вы всё про модельки, да про модельки...?" А ведь сказано им то было в день его наивысшего спортивного триумфа - в день завоевания титула чемпиона мира.

Слайд 325**14.4. Статистика по личным результатам чемпионатов мира и Европы в классе S1 за последние 28 лет.**

Отрыв результата победителя от результатов ближайших соперников.

Сокращение со временем разницы результатов 1-го и 2-го мест.

Сокращение со временем также и разницы результатов 1-го места и средних результатов лучших 10 спортсменов.

В течение последних 6 лет (5 последних чемпионатов) результаты 5 главных соперников были в пределах **15 %** результата чемпиона.

При этих обстоятельствах каждое даже малое улучшение может быть решающим для окончательного результата.

А что, если Вы примените все, о чём говорилось выше (и ещё что-то дополнительно своё) ? ... решать Вам!

Общая тенденция, как Вы можете видеть из диаграммы - уплотнение результатов со временем. И будет логично предположить, что и в будущем эта тенденция сохранится. Это также отражает и общую тенденцию сокращения отрыва между соперниками на соревнованиях в видах спорта с объективными оценками результатов (включая Олимпийские дисциплины).

Слайд 326

14.5. Статистика по наличию более одного призёра из одной команды в отдельном классе моделей на чемпионатах мира и Европы за последние 28 лет (начиная с 1985 года) в разных классах

Кроме того, любопытна и следующая статистика.

За 28 лет (1985 – 2012 гг) по результатам 22 чемпионатов мира и Европы, тех, по которым приводятся в данной презентации технические результаты «верхней десятки» (*) (см. параграф «**11. Технические результаты чемпионатов мира и Европы в S1 прошлых лет (10 верхних результатов)**»). За этот период отсутствуют лишь технические результаты по 2-му ЧЕ-1988 и 3-му ЧЕ-1991) получилось следующее:

На **15** чемпионатах (т.е. в **2/3** случаев, **68.2%**) в личном первенстве на пьедестале - по крайней мере 2 представителя одной команды.

Из этих **15** «пьедесталов» в **11** (т.е. в половине случаев из **22**) один из двух сокомандников-призёров являлся обладателем «золота».

И на **7** чемпионатах (из **22**), т.е. почти в трети случаев (**31.8 %**) представители одной команды являлись обладателями и «золота», и «серебра».

Ни в каком другом классе моделей нет подобного парадокса «Скопления народа» из одной команды на пьедестале (разве, что в классе опять же высотных моделей, моделей-копий S5, где, конечно, сказывался и превалировал всегда фактор доступности и применения выигрышного прототипа, используемого членами команды-лидера конкретного чемпионата).

И несмотря на то, что казалось бы с увеличением числа команд, участвующих на международных соревнованиях за эти 28 лет, по логике и картина пьедестала должна была бы становиться всё более «пёстрой» – с появлением среди призёров представителей различных национальных команд. НО! В определённом смысле так оно и происходит – появляются новые команды. Но пьедестал в личке менялся «командно». И эта тенденция – «по захвату» пьедестала (2-х из 3-х мест) в высотном классе представителями одной команды сохранялась и на последних чемпионатах. И картинка – выборка, выполненная бы по более поздним чемпионатам (скажем за последние 18 и/или 10 лет), аналогичная представленной на слайде (за последние 28 лет), сохраняла бы ту же тенденцию по превалированию класса высотных моделей по этому показателю перед другими категориями.

Подобная «пьедестральная аномалия» класса S1 является как раз подтверждением и отражением того, что найденное удачное техническое решение (а скорее всего их комплекс вместе с другими факторами) и применённое в моделях (а среди членов одной команды модели - или похожие по своим техническим характеристикам, или даже идентичные) давало и даёт преимущество над соперниками «по широкому фронту», выражаясь в победные метры – в конечный результат (при доведении и доработке моделей «до ума», конечно) и статистически подтверждая это не только для одного из членов команды, но и – как минимум - для 2-х. И именно в классе высотных моделей в наименьшей степени сказываются факторы случайностей и превратностей фортуны. И то, что вы заложите в модель на этапе её создания-отработки, будет в большей мере (в большей чем в других классах) отражено впоследствии в технических результатах и таблице соревнований. В этом плане класс высоток является наиболее благодарным.

Так что, ребята, ищите, дерзайте, пилите, «она – золотая».

Слайд 327

14.6. Ваше Благородие, Госпожа Удача

Кстати, вот слова из песни навеяли ... Ещё одно **лирическое отступление**, на этот раз – буквальное...

К/ф "Белое солнце пустыни", в котором исполняется эта песня Окуджавы "Ваше Благородие...", является наверное, самым ракетно-космическим, несмотря на далеко некосмическую (в узком смысле) тему. По много-много лет назад сложившейся традиции в ночь перед своим полётом, обычно утренним стартом с Байконурского космодрома, космонавты всегда смотрят этот Мотылёвский кинофильм.

Конечно, один из самых важных ключевых компонентов успеха - удача.

И УДАЧА присутствовала в некотором виде и играла свою собственную роль на каждом европейском и мировом чемпионате.

Иногда это была удача в том, что самый высокий полёт / результат был всё же отслежен, и фактически самый высокий полет и был в конечном счете вознагражден титулом.

Иногда удача (для в итоге получившего титул) состояла в том, что лучший результат(ы) соперников не был отслежен.

Иногда это было везением в том, что некомпетентные судьи, полагавшие, что это был полет "их" спортсмена, прилагали все усилия к тому, чтобы отследить его (что фактически они должны делать и так, без разделения «свои» – «чужие»), и намереваясь отнести засечку результата в пользу «своей» команды, делали «ошибки», которые приводили к победе «их соперника».

А иногда это было невезением. Невезением в том, что приходилось соревноваться на «чужом» поле с нечестными судьями, которые не видят или не ХОТЯТ видеть.

Надеюсь, что в будущем таких случаев не будет.

Тем не менее, её Благородие Госпожа Удача всегда будет там, с Вами или с кем-то другим.

Слайд 328

14.7. Все в ваших руках

При игре в карты, результат (выигрыш или проигрыш) зависит от Вашего умения (опыта) и от везения в раскладе карт в ваших руках (да и руках соперников).

Но в нашей игре, под названием ракетомодельный спорт, Вы можете выбрать себе карты в руки до игры (до соревнования). И это уж Вам решать, сколько будет Тузов, Королей и козырей на Ваших руках. Это в Ваших руках - увеличить Вашу удачу и уменьшить неудачу.

Вы можете выбрать одно или несколько из описанного выше. Вы можете выбрать полный спектр и даже пойти еще далее.

Но можно ничего и не делать. Но тогда и не удивляйтесь, если у кого-то окажется еще более сильная карта.

Помните, что каждое улучшение будет непосредственно отражаться на окончательном результате - BYCOTE. Вы не сможете обмануть её.

В других категориях моделей Вы можете, вероятно (до некоторой степени), «заменить» высоту своим опытом: "Мои модели не летят очень высоко, но я смогу получить

результаты со своим умением и опытом чувствовать и выбирать погоду / термики" (или что-то подобное).

Но Вы не можете делать этого с собственно ВЫСОТОЙ. Не в S1!

Хотя, и в других классах я не рекомендую пренебрегать ею, ВЫСОТОЙ.

Слайд 329

14.8. Менеджмент ресурсами / временем

Понятно, что хотелось бы в каждом из перечисленных выше аспектов (а так же и из неперечисленных) найти наиболее лучшее / оптимальное решение....

Один из профессоров, у которых я учился в Московском авиационном институте, Василий Павлович МИШИН, как то не очень одобрительно относился к терминам «оптимизация», «оптимальное решение» (в отношении ракетнокосмической техники и вариантов исполнения), но применял термин РАЦИОНАЛЬНОЕ решение. В определённой мере прав был академик, около 30 лет проработавший в ракетно-космической индустрии (на самом вершине -*).

Да и с математической точки зрения, откуда и пришёл этот термин – оптимизация – всё же не совсем корректно применять в отношении технических систем. И применение его без каких-либо необходимых оговорок, дополнений является неверным. Поскольку на практике (а не на «бумаге») всегда приходится иметь дело с ограничениями:

- ограничения по существующему вообще и для Вас конкретно доступному уровню технологий;
- доступным материалам;
- времени, отведённому на создание данного аппарата/системы/модели;
- имеющимся ресурсам прежде всего – временным, а также финансовым (не всё и всегда можно изготовить, воспользовавшись непосредственно доступным инструментом, что-то (какие-то приспособления, инструмент, детали) иногда приходится заказывать на стороне («А бесплатно только птички поют»)).

Все мы - люди и жизнь не замыкается на одном ракетном моделизме. И на создание–отработку хорошей техники нужно ВРЕМЯ и немало. И тому, кто выиграет эту гонку со временем и сможет растянуть как эспандер его рамки, будет сопутствовать успех (и не только в моделизме).

Но сколько бы у Вас не было времени, оно всегда конечно и его нужно использовать мудро. В конце концов, выигрывает не тот, кто затратил на подготовку больше времени, а тот, кто делал это «с головой»!

И тут встает вопрос о том, что называется в бизнесе **«Менеджмент ресурсами / временем»**.

Необходимо спланировать так, чтобы на момент соревнований всё было готово, и при том не упустить ничего. А то ведь на практике – хроническая болезнь многих моделистов – пилить-строгать до последнего момента. И на такие ответственные этапы как сборка и испытания (подлёты) не хватает времени и происходит всё скомканно. А это сами знаете к чему приводит.

При составлении графика работ можно подходить с двух сторон «по времени» - что-то подобно тому, как туннелепроходчики прорывают туннель с обоих его концов.

Дата соревнований, тех к которым Вы готовитесь, и где собираетесь покорять вершины, Вам известна. К примеру, где-то за 10 недель до этих стартов (или за какой-то другой период времени, в зависимости от ваших личных планов, графика спортивного сезона, и

пр.) необходимо в первом приближении закончить модель(и) для проведения полных лётных испытаний для того, чтобы было время внести коррективы – изменения в дизайне в зависимости от результатов этих полётов (см. пар. **«14.10. Итеративность процесса создания модельной техники»**).

Этот срок проведения главных стартов не передвинуть – он застолблён! В этом плане спортивная модельная техника / моделсты-спортсмены находятся в некотором смысле в более жестких условиях по сравнению с настоящей ракетно-космической техникой, где при технической неготовности старты могут переноситься. У моделстов же - «матч состоится при любой погоде» (конечно, в рамках требований Правил/Кодекса) в заранее оговоренные сроки – вне зависимости от того, готовы ли лично Вы к данным соревнованиям или нет; с вашим ли участием, или же без Вас.

Так что, «сроки – назначены», а вот то, какая «заказана дорога» – зависит от Вас.

И кроме того, помимо полных испытаний в графике работ могут (и должны) быть предусмотрены испытания отдельных частей), к примеру, лётные испытания 2-х ступеней (см. пар. **«10.2.4. Отдельные испытания вторых ступеней»**), которые, конечно, должны предшествовать полным испытаниям.

А в другом, прямом направлении по шкале времени при составлении графика работ (или даже наброска такового) – всё более или менее понятно - какие работы необходимо выполнить. Нужны ли какие-то исследования для выбора геометрии и других параметров, или же воспользоваться подсмотренным у лидеров в данном классе – решать Вам.

Так постарайтесь построить этот график работ, экстраполируя по времени выполнение этапов, и в соответствии с имеющимися ресурсами, поставленными целями.

Где-то в какой-то точке этого графика должны сомкнуться две его ветви: той, выстроенной «из будущего», от даты проведения соревнований, и той, выстроенной от «дня сегодняшнего».

*) - **МИШИН Василий Павлович** (1917-2001), Академик Российской академии наук. Один из основоположников советской практической космонавтики. Первый заместитель С. П. Королёва (1946-1966) и его преемник на посту главного конструктора и начальника ЦКБЭМ (ОКБ-1) (ныне РКК «Энергия» им. С. П. Королёва) (1966-1974), профессор и один из создателей кафедры «Космические системы и ракетостроение» аэрокосмического факультета Московского авиационного института. В настоящее время лаборатория кафедры носит его имя.

Слайд 330

14.8. Менеджмент ресурсами / временем (продолжение)

Проводите контроль запланированного, что выполнено / не выполнено в соответствии с планом.

Вносите необходимые корректировки.

Слайд 331

14.9. Приоритеты

Встаёт вопрос о **приоритетах**. Чему прежде всего и в какой мере посвятить доступное для вас время для создания-отработки конкурентоспособной техники?

Ведь можно, к примеру, прорисовывать и оптимизировать на компьютере параметры модели, а потом в спешке пытаться осуществить спроектированное, упустив важнейшие моменты (Как помнится, если я ничего не путаю, Анатолий Максимович

СПАРИШ, говаривал: «Ребята, хоре конструячить, пора х#&чить». Или до бесконечности полировать поверхность корпуса, но при этом только асимптотически приближаясь к более хорошему результату, а стабилизаторы при этом приклеивать «на глазок». Всё должно быть сба-лан-си-ро-ва-но.

По началу я даже хотел проранжировать, выставить приоритеты, согласно которым чему прежде всего отдать предпочтение при проектировании-конструировании-постройке-отработке достаточно совершенной модельной техники в категории высоток. Но потом отказался от этой идеи по ряду причин:

- Несмотря на то, что мне может быть и проще чем кому-либо сделать это, тем не менее я могу ошибиться в своей субъективной оценке такой вполне объективной темы.
- Многое зависит от «глубины копания» в каждом из намеченных направлений поисков. И если чему-то (при каком-то определённом ресурсе времени, имеющемся у Вас) можно посвятить сравнительно небольшое внимание / время, то какие-то другие аспекты в том или ином виде должны присутствовать «по определению», например та же сборка-приклейка стабилизаторов на приспособлении, выполнение корпусов модели из стеклопластика (а не из бумаги).
- Сами приоритеты зависят от многих исходных факторов, в том числе и от общего времени, имеющемся у Вас на создание конкретно моделей S1, от уровня имеющегося у Вас опыта и задела в этом классе и др.
- Мне также хотелось оставить что-то и для вашего собственного творческого поиска, не засоряя его посторонними, пусть и авторитетными мнениями.

Не всё и всегда - не все факторы можно достаточно легко, а главное адекватно «перевести в ЦИФРУ», выразив их влияние на достигаемую высоту. Тем не менее, проведённый численный анализ высоты полёта, результаты которого на конкретных примерах нашли отражение в последней версии этого материала (см пар. «**2. Численный анализ высоты полёта**») позволяет в некоторой степени по некоторым параметрам расставить такие приоритеты. Как это было высказано в самом начале (и в более ранних версиях) пар. «**1. Выбор Геометрии Модели**», параметры 2-й ступени существенно более значимы чем параметры 1-й для достижения бОльшей высоты полёта. И в частности, как это показано в пар. «**2. Численный анализ высоты полёта**»:

- изменения в а/д сопротивлении 2-й ступени оказывают примерно в **15** раз большее влияние на результат, чем изменения в а/д сопротивлении 1-й;
 - а изменения во временах работы двигателя 2-й ступени и задержки в зажигании его могут дать приращения в высоте около **10%** (причём, каждый из этих параметров в отдельности (!)), в то время как изменения в уровне а/д сопротивления 1-й ступени даёт во многие десятки раз меньшее изменение в результате.
- Так, что судите сами, чему прежде всего уделять внимание.

И посему, «Как расставить приоритеты и до какой глубины разрабатывать каждое направление?» РЕШАТЬ ВАМ!

И при расставлении приоритетов помните, что собственно важно ВСЁ, вот только в какой мере каждый аспект в отдельности? - необходимо определить. Не думайте, что если одна, пусть и гениальная идея-фенька, реализованная на модели, позволит оторваться ото всех.

А то я встречал (и что удивительно - даже среди моделистов-спортсменов класса экспертов) тех, кто утверждал, что их одна-две супер-идеи, реализованные в модели, позволят отчехостить всех. Но чудес то не бывает! Важно всё в комплексе, в сбалансированности, гармоничности. Иначе - ВЫСОТА просто накажет Вас.

И потом, среди моделистов полно идейщиков и чириколок типа «*Хвастать я не буду, но летаю я ...* ну, сами знаете», а вот тех, кто реализовывает, пусть даже и не свои идеи, но доводит их до результата – не так уж и много. Важно чтобы воля была, воля к победе!

Слайд 332

14.10. Итеративность процесса создания модельной техники

И потом, помните, что создание достаточно совершенной модельной техники (впрочем, так же как и настоящей ракетно-космической) имеет итеративный характер, и порою приходится возвращаться обратно на несколько шагов назад, корректируя первоначальный дизайн, и даже отказываться от него после проведения испытаний, или как там у Р. КИПЛИНГА в стихотворении «Если» (перевод С. МАРШАКА):

*« ...Все проиграть и все начать сначала,
Не пожалев того, что приобрел...»*

Слайд 342

Список исправлений, изменений, дополнений для версии Rev 5. (RU) по сравнению с версией Rev 4. (RU)

1. Слайд 5 и «Note» к нему.
Внесёна ссылка на работы Дж. Барроумана (США)
2. Слайды 9-14 и «Notes» к ним.
Внесён пункт «**1.1. Геометрические параметры модели и определения**»
3. Слайд 16 и «Note» к нему.
Внесён пункт «**1.2.1.1. Коэффициент трения корпусной части модели**»
4. Слайд 17 и «Note» к нему.
Внесён пункт «**1.2.1.2. Коэффициент трения стабилизаторов**»
5. Слайды 26-29 и «Notes» к ним.
Внесён пункт «**1.2.1.4.6. Положение точки перехода на стабилизаторах**»
6. Слайд 30 и «Note» к нему.
Внесён пункт «**1.2.2.1. Сх конического ГО**»
7. Слайды 31-33 и «Notes» к ним.
Внесён пункт «**1.2.2.2. Сх эллиптического ГО**»
8. Слайды 38-39 и «Notes» к ним.
Внесён пункт «**1.2.4. Коэффициент аэродинамического сопротивления переходника $S_{x_{перех}}$** »
9. Слайд 40 и «Note» к нему.
Внесён пункт «**1.2.5. Коэффициент аэродинамического сопротивления (давления) продольной канавки, расположенной на коническом/параболическом переходнике $S_{x_{кан}}$** »
10. Слайд 42 и «Note» к нему.
Внесён пункт «**1.2.7. Коэффициент общего а/д сопротивления стабилизаторов**»
11. Слайды 43-60 и «Notes» к ним.

Внесён пункт **«1.3. Численное моделирование производной коэффициента подъемной силы модели»**

12. Слайды 61-70 и «Notes» к ним.

Внесён пункт **«1.4. Численное моделирование положения аэродинамического фокуса (Центра Давления) модели»**

Слайд 343

Список исправлений, изменений, дополнений для версии Rev 5. (RU) по сравнению с версией Rev 4. (RU) (продолжение 1)

13. Слайд 77 и «Note» к нему, пункт **«1.5. Рассматриваемые случаи и допущения»**

Внесён пункт **«1.5.7. Величина скорости модели для определении запаса устойчивости»**

14. Слайды 104-110 и «Notes» к ним, пункт **«1.6. Результаты численного анализа. 2-я ступень»**

Внесён пункт **«1.6.6. Стабилизаторы 2-й ступени»**

15. Слайды 121-122 и «Notes» к ним, пункт **«1.7.2. Сужающаяся корма»**

Внесён пункт **«1.7.2.3. Длина кормы»**

16. Слайды 123-127 и «Notes» к ним, пункт **«1.7. Результаты численного анализа. 1-я ступень»**

Внесён пункт **«1.7.3. Расширяющийся переходник. Форма»**

17. Слайды 128-134 и «Notes» к ним, пункт **«1.7. Результаты численного анализа. 1-я ступень»**

Внесён пункт **«1.7.4. Разворот плоскостей стабилизаторов 1-й и 2-й ступеней относительно друг друга»**

18. Слайды 135-137 и «Notes» к ним, пункт **«1.7. Результаты численного анализа. 1-я ступень»**

Внесён пункт **«1.7.5. Частичное расположение 2-й ступени внутри корпуса 1-й»**

19. Слайды 138-140 и «Notes» к ним, пункт **«1.7. Результаты численного анализа. 1-я ступень»**

Внесён пункт **«1.7.6. Стабилизаторы 1-й ступени»**

20. Слайды 143-158 и «Notes» к ним.

Внесён пункт **«2. Численный анализ высоты полёта»**

21. Слайд 159 и «Note» к нему.

Внесён пункт **«3. Численный анализ моделей - инструмент успеха»**

22. Слайд 240 и «Note» к нему, пункт **«8.11.6. Развитие и улучшение новых Пистоновых Пусковых Установок »**

Дополнено информацией по «MY Pistony» Михаила Яшинского

23. Слайд 245 и «Note» к нему, пункт **«10.1.1. Трубка Передачи Огня»**

Внесён пункт **«10.1.1.1. Внутренний диаметр трубки передачи огня»**

24. Слайды 246-247 и «Notes» к ним, пункт **«10.1.1. Трубка Передачи Огня»**

Внесён пункт **«10.1.1.2. Материал Трубки передачи огня»**

Слайд 344

Список исправлений, изменений, дополнений для версии Rev 5. (RU) по сравнению с версией Rev 4. (RU) (продолжение 2)

25. Слайд 250 и «Note» к нему, пункт **«10.1.1. Трубка Передачи Огня»**

Внесён пункт «**10.1.4. Повышение надёжности зажигания двигателя при трубках передачи огня большой длины. "Козюлька" КУЗЬМИНА**»

26. Слайды 251-276 и «Notes» к ним, пункт «**10. Вопросы надежности**»

Внесён пункт «**10.2. Схемы систем спасения первых ступеней (S1/S5)**»

27. Слайд 305, пункт «**11. Технические результаты чемпионатов мира и Европы в S1 прошлых лет (10 верхних результатов)**»

Дополнено результатами ЧЕ-2013 в классе S1.

28. Слайд 325 и «Note» к нему, пункт «**14.4. Статистика по личным результатам чемпионатов мира и Европы в классе S1. Отрыв результата победителя от результатов ближайших соперников**».

Внесены поправки в статистические данные с учётом результатов ЧЕ-2013 в классе S1.