

ВЗГЛЯД СКВОЗЬ ГОДЫ НА МОДЕЛИ ПЛАНЕРОВ F1A

*Георгий Марков, 4-х кратный чемпион СССР,
мастер спорта СССР международного класса.*

Оглавление

ВЗГЛЯД СКВОЗЬ ГОДЫ НА МОДЕЛИ ПЛАНЕРОВ F1A	1
ВВЕДЕНИЕ.....	3
ГЛАВА №1	5
ГЛАВА №2	11
ГЛАВА №3	16
ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ.....	16
РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ПЛОЩАДЕЙ	18
ВЕСОВАЯ СВОДКА	18
ВЫБОР ГЕОМЕТРИИ КРЫЛА В ПЛАНЕ.....	18
МОДЕЛЬ И ВОСХОДЯЩИЕ ПОТОКИ.....	23
БАЛАНСИРОВКА МОДЕЛИ.....	24
РЕГУЛИРОВКА МОДЕЛИ В ПОЛЕТЕ	31
НЕСКОЛЬКО ПРАКТИЧЕСКИХ СОВЕТОВ.....	32
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	33

ВВЕДЕНИЕ.

Хочу начать свое повествование с известного анекдота:

Собрались как то ученые, изучающие майского жука, и сделали свое заключение: «исходя из веса жука и мощности его мышц – Летать не может!» Но летает он всего лишь потому, что он сам не знает, что летать не может.

Целью данной статьи является техническая оценка достижений в классе F1A за последние 50 лет. А так же выдача доступной большинству спортсменов методики по проектированию моделей, их отладке и регулировке. Убедительная просьба к читателям этого материала. В области выдаваемых оценок и рекомендаций не воспринимать их как истину в последней инстанции. Это всего лишь мнение одного из индивидуумов, занимавшегося моделями данного класса более 20 лет, имеющего определенный опыт в достижении высоких спортивных результатов и более 40 лет работающего в ОКБ им. А.С.Яковлева в области проектирования летательных аппаратов (ЛА) различного назначения с выходом на полученные результаты в летных испытаниях.

Все дальнейшие рассуждения будут основываться на трех постулатах, два из которых хорошо известны профессионалам, которые занимаются проектированием ЛА.

1-й постулат

Проектирование ЛА как в большой авиации, так и ее моделей является областью беспрестанных компромиссов. Нельзя выиграть в какой-либо в технической характеристике без проигрыша в других. Отсюда вывод - за все надо платить.

2-й постулат

Для того, чтобы разобраться с предстоящими компромиссами, необходимо правильно и четко понимать технические задачи, стоящие перед моделью на различных этапах соревнований. Необходимо представлять себе технические решения, которые

способствуют выполнению поставленных задач. Кроме того, на начальном этапе проектирования спортсмен должен выбрать для себя технологию и тактику решения выбранных задач. В общем виде 2-й постулат можно назвать разработкой технического задания (ТЗ) на проектирование и постройку модели. Ни одна работа по проектированию не может быть удачно выполнена без ТЗ.

3-й постулат

Основным назначением модели является способность парить, т.е. совершать полет без потери высоты или с её набором в восходящих потоках.

Только соблюдение требований всех трех постулатов приведет к успеху.

ГЛАВА №1

Несколько слов из истории развития класса F1A в СССР (России)

Начиная с конца пятидесятих годов по настоящее время, наши спортсмены постоянно лидируют за рубежом в данном классе. За это время 9 раз наши авиамоделисты были удостоены звания чемпионов мира и постоянно работают над улучшением технических характеристик класса F1A.

Общепризнанным родоначальником этого класса, несомненно, можно считать московского спортсмена Ю.К.Соколова (на чемпионатах мира он становился дважды серебряным призером).

Предложенная им геометрическая схема модели в целом и конструктивно-силовая схема (КСС) крыла на протяжении ряда лет зарекомендовала себя как наиболее удачная по всем параметрам.

На базе модели Соколова, подкреплённой техническим тренерским талантом Юрия Константиновича, начиная с конца пятидесятих годов, в столице родилось целое поколение моделлистов, лидирующих на протяжении ряда лет. Это такие спортсмены, как Аверьянов, Земский, Рошин, Коваль, Митнев, Г. Орлов и многие другие. Среди них особенно хочется выделить спортсмена с высокой научно-технической подготовкой, авиационного инженера-конструктора с аналитическим складом мышления - А. А.Земского. Вся его деятельность, начиная с вопросов проектирования и заканчивая техникой поведения на старте, основывалась на тщательном анализе решаемой задачи, что позволяло принять подчас единственно правильное решение. Он, как никто иной достоин звания чемпиона мира. Но, к сожалению, ограничения по выезду за рубеж не позволили ему это сделать. Будучи 3-х кратным чемпионом СССР ему первому было присвоено звание «Мастера спорта СССР международного класса». Он

бескорыстно делился и до сих пор делится со спортсменами своими знаниями и опытом. На протяжении ряда лет он являлся моим негласным тренером.

Так что же из себя представляла КСС Ю.К.Соколова? Основная ее особенность это два коробчатых лонжерона с полками переменной ширины, позволяющих плавно передавать без скачков нагрузку на стальные штыри, стыкующие консоли крыла. Полки лонжеронов изготовлены из мелкослойной сосны, стенки из бальзы. Между лонжеронами крыла установлены косые нервюры, воспринимающие нагрузки от кручения крыла. Основные нервюры крыла из липы, толщиной 1,5 мм. Носки крыла из бальзы. Между передним лонжероном и носком крыла установлены бальзовые носки нервюр, которые способствуют формированию профиля крыла при натянутой обшивке. Задняя кромка крыла из сосны шириной 8 мм.

Такая конструкция крыла с успехом полностью воспринимала усилия на изгиб крыла и на кручение. Данная КСС представляла из себя равнопрочную конструкцию и могла быть реализована с минимальным весом. Обеспечивающим потребную прочность а, следовательно, и с минимальными моментами инерции по осям «Х» и «У». При эксплуатации этой КСС никогда не были замечены явления флаттера крыла. Украинские же спортсмены предпочитали однолонжеронную конструкцию с мощным кессоном, но она, как правило, уступала по весу, а, следовательно, имела большие моменты инерции. Но конструкция крыла с кессоном была более жесткой и позволяла получать более плавные обводы профиля крыла.

Надо отметить, что правильно спроектированное и изготовленное крыло на 80% является залогом окончательного успеха. В конце 50-х годов нашими спортсменами был окончательно сформулирован технический облик класса FIA, имея при этом $V_y = 0,23 - 0,24$ м/с. Но это была лишь потенциальная возможность добиться максимального результата, потому, как соревнования на 90% происходят в термическую погоду. Но термическая погода

является как другом, так и врагом спортсмена. Поэтому усилия спортсменов были направлены на увеличение высоты старта модели, как путь, наименее зависящий от погоды. А.А.Земским был теоретически разработан, а потом и освоен так называемый динамический старт. При обычном старте в верхней точке траектории полета на леере спортсмен должен был освободить модель от леера при тангаже угла атаки и скорости соответствующим полетным значениям. Для того, чтобы привести модель в указанное выше состояние необходимо было время с соответствующей потерей высоты 1,5-2 метра.

Принцип динамического старта заключается в преобразовании кинетической энергии в потенциальную.

$$\frac{MV^2}{2} = mgH$$

Где М – масса модели

V – скорость модели

H – прирост высоты

Старт осуществляется путем разгона модели с одновременным отклонением руля поворота (РП) и сброса леера в процессе разворота. Основной прирост высоты происходит за счет прогиба крыла и его маха после отцепления леера. При удачном старте прирост высоты составлял 5-6 м (по визуальному наблюдению). Увеличение высоты на старте на 10% - это стабильно высокая фора, но в условиях термической погоды она еще не является гарантией успеха.

Хрустальной мечтой спортсмена являлось оседлание термического потока буквально на старте. В это время получили распространение датчики микроскопического изменения температуры и атмосферного давления. Но они являлись лишь косвенными показателями восходящего потока. Наиболее надежным методом определения наличия потока является его визуализация.

Наиболее надежным способом визуализации является легчайшая металлизированная лавсановая лента, закрепленная на

высоком шесте или поднятая воздушным шаром. Аналогичным эффектом обладал метод пускания в атмосферу мыльных пузырей, либо семян камыша. Но наиболее объективной оценкой наличия потока была способность ощущения его в процессе буксировки модели на леере.. Реализация этой задачи была осуществлена в течении 20 минут в полевых условиях путем фиксации кольца леера на буксировочном крючке и самого крючка в переднем положении с установкой РП в нейтральном положении. Осуществлялось это путем установки на крюк целлулоидной пластинки, привязанной к лееру. Появилась возможность буксировать модель с предельно малой скоростью и удерживать ее на леере весьма продолжительное время. При этом для поиска потока сохранялась возможность перемещения с моделью на леере во всех направлениях. Данная буксировка напоминала запуск воздушного змея с удержанием модели в верхней точке траектории неограниченное время. Натяжение леера совместно с поведением модели напрямую указывали на нахождение модели в восходящем потоке. Благодаря малым моментам инерции находясь в потоке модель, трепыхалась как бабочка.

И так - чудо свершилось. Впервые спортсмен управляя моделью воочию убеждался в состоянии атмосферы, в которой в данный момент находилась модель.

Результат не заставил себя ждать. Так применяемая защелка позволила на зимнем чемпионате СССР в Ташкенте в 1966 г. выйти в финал сразу семи спортсменам. Но это было лишь прелюдией решаемой задачи. При эксплуатации модели с защелкой крючка в переднем положении на некоторых моделях наблюдались случаи, когда модель лениво уходила с прямолинейного полета направо или налево... В одном из полетов мне удалось даже сделать полный круг при буксировке. Позднее я уже сознательно совершил пару таких кругов (но такая экзекуция была довольно опасной - не хватало радиуса разворота). Тут же у членов сборной родилась идея закрепить кольцо на крючке, а крючок пустить в свободное плавание

с одновременным отклонением РП. За короткое время родилось несколько конструкций буксировочных динамических крючков. С тех пор (а это был 1967-1968 г) началось и продолжается по сегодняшний день кругобуксировочная лихорадка. Многие спортсмены за короткое время освоили этот метод. Достаточно было 5-7 мин вождения кругами для обнаружения потока. Вероятность набора максимально-возможного количества очков стала обычным явлением, стабильность результатов резко возросла. Можно констатировать следующий факт.

Начиная с 1969 г по 1973 г я не пропускал ни одного соревнования. За это время было всего 3 срыва со средним временем в срывных полетах 2 мин 50 сек \pm 5 сек. Первый срыв был сугубо по моей вине на чемпионате мира в Швеции в 1971 г. На старте с подветренной стороны, перед стартом находились скалы высотой 50-60 м. Вихри, сходящие со скал принял за поток. Второй срыв произошел через год в Болгарии в июне месяце. Этот полет без смеха сквозь слезы не вспомнить. Перед началом 3-го тура, хозяева соревнований, в качестве презента привезли на старт по ящичку с накануне собранной черешней. Каждой команде вручили по ящичку, а советской команде на каждого человека. Надо было видеть, с какой жадностью мы накинулись на эту черешню. Через 30-40 мин в животах заурчало. В это время я на старте, модель на леере. Обе руки заняты, одной рукой держусь за леер, другой за живот. Чувствую, что если в течение 1-1,5 мин не освобожусь от модели - случится большая беда, надеюсь, что читатель уже догадался, что черешня бела немытая..., кроме того, для сохранности была опрыскана какими-то химикатами... В следующем же туре в районе старта были установлены переносные туалеты и баки с водой для мытья черешни. Третий срыв в 1972 г на чемпионате СССР. (По-моему это был Минск). Не вовремя занял в одном из туров очередь на старте. В результате пришлось стартовать за 2 мин до окончания тура в неизвестно откуда свалившийся туман. Судьи потеряли модель из виду, на высоте около 50 м и остановили секундомеры, с результатом

2 мин 48 сек. Аналогичная стабильность результатов сопровождала в это время и других ведущих спортсменов.

На чемпионате мира в 1971 г в Гётеборге мне удалось осуществить свою мечту. Удалось совершить около 20 тарировочных полетов в идеальных расчетных атмосферных условиях (давление 760 мм. р. ст., температура 15 градусов, полнейший штиль!), Полеты выполнялись с 4-х до 6 часов утра при безоблачном небе и отсутствии потоков. При дневной регулировке модели по углу установки стабилизатора и углу отклонения РН вертикальная скорость снижения составляла при этом 0,22-0,23 м/с.

В этот год начались первые попытки создания специальных экспериментальных моделей для финальных полетов под названием «Вечерний туалет». Было много размышлений по поводу технического облика модели, но единого мнения сформировано не было. В конце 1973 г, в октябре месяце на закрытии сезона в Москве мы с Земским без особых трудов вдвоем вышли в финал, набрав по 1260 очков. Ветер дул в сторону Москва реки, так что оба мы решили не летать по 4 мин и ограничить время полета до 30 сек. А. Земский слетал, около 25 сек, я около 20 сек. Это были мои последние соревнования. В это время в ОКБ я работал по закрытой тематике, вследствие чего выезд за рубеж был ограничен. На 3 года вынужден был прервать полеты, уехав на дальний восток в командировку.

В 1976 г вернувшись из командировки, сложилась ситуация, в которой необходимо было выступить за заводскую команду на чемпионате МАП. После 3-х летнего перерыва на тренировке за день до соревнований размолотил одну за другой две модели и отдал всё оставшееся вместе с модельным ящиком Александру Панкову. С тех пор за леер уже не держался.

ГЛАВА №2

38 лет спустя

В восьмидесятых годах в Москве сформировалось новое поколение российских лидеров в классе F1A.

Это такие спортсмены как Г.Орлов, М.Кочкарев, С.Макаров, С. Панков, А.Рязанцев, Ю.Титов, А.Горский, Ю.Евдокимов ... Многие из них и по сей день отстаивают честь России за рубежом. Несомненными «гуру» сегодняшнего дня являются экс-чемпионы мира, заслуженные мастера спорта М.Кочкарев и С.Макаров. Нынешние достижения в области динамического старта получены благодаря их труду. Впервые с современными моделями я познакомился на чемпионате России в 2012 г в конце августа в Самаре. С.Макаров там ознакомил меня со своей конструкцией, идеологией работы системы управления моделью (СУ). Взяв аналогичную модель в руки -становится ясно, что изготовить её может только профессионал.

Если в 60-70-х годах модель мог изготовить рукастый десятиклассник, то над сегодняшней моделью, как правило, трудится коллектив около 3-4-х высококвалифицированных специалистов. Бросилось в глаза тщательное изготовление механических деталей электронно-динамического крючка. Поразила так же необычно сложная СУ моделью, но она вполне оправдана теми функциональными задачами выполняемыми СУ.

В связи с бурным развитием микроэлектроники и миниатюрных исполнительных механизмов, вся СУ моделью превратилась в самостоятельную отдельную от модели систему с программным управлением. Применение новых аэрокосмических конструктивных материалов композитного направления (углеволокна и углеткани) опережают их применение в области F1A по сравнению с большой авиацией. Модель сегодняшнего дня превратилась в не что иное, как

спортивный снаряд. Ведь усилие на леере в момент разгона модели на старте достигает 25-30 кг! А это соответствует реализуемой перегрузке N_y равной

$$N_y = P/G$$

Где P – усилие на леере или подъемная сила крыла

G – вес модели

$$N_y = 25-30/0,41 = 61-70$$

Для справки максимальная эксплуатационная перегрузка современного боевого истребителя равна 10, перегрузка маневренной ракеты воздух-воздух равна 45-55.

Скорость модели в момент отцепки от леера составляет более 50 м/с. Слово - «снаряд» для современной модели наиболее применимо.

Данные значения скорости и перегрузки на старте реализуется в приросте высоты 50-60 м! Возникает вопрос. А можно ли прирост иметь более 60 м? Полагаю, что эта величина близка к пределу, исходя из физических возможностей спортсмена. Попробуйте разогнать модель до скорости более 50 м/с, когда леер отрывает вас от земли с усилием 30 кг! Более того дальнейшее увеличение прироста может упереться в быстрое действие рулевых исполнительных механизмов и т.д. Может возникнуть вопрос, а надо ли больше? Вот тут ответ однозначный – «Не надо»!!! Здесь несколько основных причин:

1-я причина:

Вспомните постулат №1 (из Введения) - за все надо платить путем поиска разумного «компромисса». Дело в том, что величины вышеупомянутых скоростей и перегрузок были достигнуты за счет обеспечения необходимой прочности модели (в частности – крыла), а следовательно, увеличения момента инерции « J_y » и « J_x ».

В результате этого модель потеряла свою подвижность в воздухе. Движение – что на леере, что в свободном полете происходит по заранее запрограммированной программе, обусловленной положением рулей. Модель перестала соответствовать 3-му постулату – «способности парить в восходящих

потоках». И виной всему этому – это возросшие более чем в 2 раза «Jx» Ju». Преимущество поиска потоков при полете кругами на старте свелось к минимуму!. Из-за больших моментов инерции модель потеряла чувствительность к восходящим потокам, нарушилась обратная визуальная связь спортсмена с поведением реакцией на полёт модели. Если раньше для гарантированного поиска потока достаточно было 5-7 мин, то сейчас из-за низкой чувствительности модели к потокам спортсмен вынужден буксировать модель по 30 мин, а то и более, пока от мощного потока волосы дыбом не встанут, только после этого он сбросит леер. В свободном полете, в большей части это повторяется. Модель с трудом вписывается в восходящие потоки и с «радостью» удерживается в нисходящих. В подтверждении этого вывода можно привести несколько примеров. Если на моделях 60-70-х годов срыв (полет менее 3 мин) с результатом 2 мин 30 сек, считался очень глубоким срывом с высоты 50-53 м, то сейчас (а я с 2012 г побывал на 7 соревнованиях) наблюдал срывы до 2-х и менее мин полета с высоты 95-100 м! В моем понимании, это суровая расплата за достижение на старте высоты 100 и более метров. Это ни в коем случае не говорит о том, что на современных моделях невозможно добиться стабильного результата, но это стало очень сложной задачей. Так Ю.Евдокимов в 2011-2013 годах 6 раз подряд на соревнованиях наивысшего уровня занимал 1-е место. Это говорит о его высочайшей подготовке.

2-я причина:

Это человек - сам спортсмен. Вспомните старты с высотой 110м. Модель на эту высоту залетает не сама, её закидывает на 100-110 м спортсмен. Вспомните недавнюю смерть украинского лидера с леером в руках на старте – Вице чемпиона мира Виктора Стамова. Ни одно спортивное достижение не может оправдывать смерть спортсмена на старте.

Михаил Кочкарев и Сергей Макаров, работая в тандеме, великолепно дополняют друг друга. Постоянно экспериментируют. Увеличивая скорость модели в момент сброса леера, путем изменения

кривизны профиля, устанавливая управляемые закрылки, либо применяя на крыле профиль с уменьшенным S_x профиля серии LDC. Работая над моделями в теоретическом и конструктивном направлении, они поставили перед собой благороднейшую задачу - создать наилучшую модель в мире! И, я уверен, что они порадуют нас еще не раз на пути достижения своей цели. Но существует один фактор, который не позволит однозначно утверждать – «какая же модель наилучшая». Дело в том, что не существует интегрального критерия параметра оценки. И вряд ли он может быть разработан в ближайшее время. Так, где же выход, что – «сиди и жди, пока придумают вожди». Дело не в интегральном критерии, а в правильном выборе направления дальнейшего совершенствования модели. Причём при выборе дальнейшего направления целесообразно искать разумные компромиссы, имея в виду достижение успеха на завершающем этапе. Возникла мысль разбить общую задачу на 2 этапа. 1-й этап – набор максимального количества очков для выхода в финал и 2-й этап – победа в финале. Я предполагаю, что вы самостоятельно придёте к выводу, что на модели с малым моментом инерции срыв наименее вероятен. Следовательно, задачу необходимо решать при помощи 2-х различных моделей – для дневных и вечерних полетов. К этому выводу в последние годы пришли многие ведущие спортсмены. Но остался один нерешенный вопрос, из области компромиссов – каков же должен быть технический облик модели для дневных полетов. Для этого многие пытаются использовать модели со стартом 85-95 м, но имеющиеся при этом J_x и J_y (в 2 раза больше допустимых) никак не гарантируют отсутствие срывов в первых семи полетах. Поэтому предлагается ограничить высоту стартов в пределах 65-70 м. Это позволит приблизиться по вышесказанному параметру к моделям конца 60-х и 70-х годов. Нахождение данного компромисса является необходимой и кропотливой задачей.

В качестве допустимого момента инерции J_x в первом приближении для одной консоли крыла можно принять

$$J_x = G \times \ell^2$$

Где

ℓ – плечо центра тяжести консоли по оси «z», м

G – вес одной консоли крыла, кг

$$J_x = 0,06 \times 0,4 = 0,0096 \text{ кг.м}$$

И все же, допустим, что вы построили модель с условием компромисса по величине J_x . Какую же модель предпочесть в первые 7 туров? На это вопрос вам должна ответить сама погода. Если небо сплошь затянуто облаками, редкие размытые термики, пасмурно - то модели с высоким стартом естественно выигрывают в этом споре. Это же относится к абсолютно безоблачному небу с равномерно прогретой местностью. Если присутствуют кучевые облака, то предпочтение надо отдать модели с меньшим J_x . Этот вывод подтверждается тремя последними соревнованиями. Так в 2012 г на соревнованиях в Самаре, была довольно сложная погода с порывистым ветром с мощными кучевыми облаками – высокотермичная погода. В финал вышли всего два спортсмена. В 2013 и в 2014 г весной в Нальчике была довольно ровная пасмурная погода с временами накрапывающим дождем. В 2013 г в финал вышло 22 человека. В 2014 г в такую же погоду в финал вышли 27 чел.

Давать какие-либо рекомендации по проведению полетов в финале нецелесообразно. Каждый спортсмен применяет тактику, которая кажется ему наиболее удобной и верной. Я внимательно следил за выступлениями С.Макарова и Ю.Титова. Метод вождения Ю.Титова мне кажется наиболее верный. Его модели не менее маневренны и управляемы. Он весьма ограниченно передвигается в процессе вождения модели. Экономя физическую энергию. Постоянно держит в поле зрения всех участников, находящихся в воздухе. С.Макаров постоянно передвигается, активно анализируя возникшую обстановку. В конце концов, в финале побеждает тандем – спортсмен – модель. Именно на первом месте спортсмен, а затем уже модель.

ГЛАВА №3

Так почему же летает майский жук?

ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ

Так почему же летает майский жук?

Потому что его правильно спроектировала природа!

Следуя трем постулатам, изложенным во Введении, попробуем, и мы «правильно» спроектировать модель класса F1A.

Первый этап проектирования необходимо посвятить разработке технического задания (ТЗ). В ТЗ желательно указать следующие данные.

1. Условия по составу атмосферы и времени суток проведения полетов.
2. Возможность осуществления динамического старта с указанием желательного прироста старта.
3. Требования по способности модели автоматически вписываться в восходящие потоки, надежно удерживаться в них и способность автоматического выхода из нисходящих потоков.
4. Максимально-возможную перегрузку при старте.
5. Максимально-эксплуатационную (бытовую) Пу экспл (посадка, транспортировка и тд).
6. Применяемые при постройке материалы (с условием их доступности).
7. Требования к электронно-механической системе управления полетом, атак же к системе энергопитания.
8. Желательный ресурс в часах и полетах при эксплуатации.
9. Максимальное количество оснастки.
10. Требования к ремонтпригодности в т.ч. в условиях старта.
11. Величину максимально-допустимого момента инерции J_x и J_y .
12. Отсутствие возможности коробления крыла и оперения в эксплуатации.

13. Необходимость сдвига буксировочного крючка по оси «х» в эксплуатации.

Выбрав наиболее значительные, по мнению спортсмена, требования, указанные в ТЗ можно приступить непосредственно к этапу проектирования.

Если читатель в этой главе ожидает прочитать какую-то новую методику проектирования, то это не так. Ведущие спортсмены знакомы с этими основами, но для начинающих спортсменов этот материал будет, несомненно, полезен. Я лишь напомню некоторые из них.

Надо отметить, что весовые и площадные ограничения, оговоренные в правилах, оставляют спортсменам не так много параметров, которыми он может варьировать при проектировании модели. К ним можно отнести:

1. Выбор площади крыла и стабилизатора.
2. Удлинение крыла
3. Профилировку крыла и стабилизатора.
4. Выбор балансирующей центровки в % САХ (средней аэродинамической хорды).

5. Выбор коэффициента продольной устойчивости.

$$A_{го} = S_{го} \times L_{г.о.} / b_a \times S_{кр},$$

Где: $S_{го}$ – площадь стабилизатора.

$L_{го}$ – плечо стабилизатора. (расстояние от задней кромки крыла до передней кромки стабилизатора).

b_a – средняя аэродинамическая хорда (САХ).

$S_{кр}$ – площадь крыла.

Выбор коэффициента путевой устойчивости и коэффициента спиральной устойчивости $K_{с.у}$

$$A_{в.о.} = \frac{S_{в.о.} \cdot L_{в.о.}}{b_a \cdot S_{кр}}$$

Отдельные параметры, зависящие непосредственно от спортсмена и от особенностей модели:

- реализуемая высота старта

- способность модели парить

Напомним технические требования в классе F1A

- несущая площадь (крыло и стабилизатор) - 32-34 кв. дм
- минимальная масса – 410 г
- максимальная удельная нагрузка на несущую площадь - 50 г/кв.

дм

По первому пункту ТЗ примем следующее решение:

Модель проектируется для дневной термической погоды с высотой старта 65-70 м.

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ПЛОЩАДЕЙ

Как показывает статистика и опыт, величина $A_{го}$ в пределах 0,61-0,7 вполне приемлема для обеспечения продольной устойчивости.

Площадь стабилизатора (ГО) целесообразно назначить в пределах 4,0-4,2 дм²

Площадь крыла составит 29,8-30 дм²

Площадь киля рекомендуется 2,5-5% от площади крыла при удлинении киля 1-1,8.

ВЕСОВАЯ СВОДКА

Как известно, любой летательный аппарат (ЛА) проектируется методом последовательных приближений, то целесообразно всю работу вести с помощью весовой сводки на детали, на агрегаты и на ЛА в целом. По ней же легко определить нахождение ЦТ модели. Для облегчения работы желательно вычертить в М 1:10 плановую проекцию модели первого приближения. Необходимо также начертить компоновку агрегатов, находящихся в фюзеляже, а так же силовую схему крыла и оперения. Они позволят более точно рассчитать центровку модели.

ВЫБОР ГЕОМЕТРИИ КРЫЛА В ПЛАНЕ

Основным критерием совершенства летательного аппарата

является величина его аэродинамического качества.

$$K = Y/X,$$

Где

Y - величина подъемной силы,

X - величина сопротивления.

«K» можно выразить с помощью аэродинамических коэффициентов $K = C_y/C_x$

Величина подъемной силы может быть посчитана по формуле

$$Y = C_y S \frac{\rho v^2}{2}$$

Как вы видите, варьировать мы можем только безразмерным коэффициентом C_y , который у хороших крыльев превышает величину C_x в 25-30 раз. Зависит он от формы профиля и угла атаки. Таким образом, правильный выбор профиля крыла является залогом успеха. Основным источником общей C_y является крыло. Лобовое сопротивление крыла состоит в основном из индуктивного и профильного сопротивления $C_{x\text{кр}} = C_{xi} + C_{xp}$.

Индуктивное сопротивление – это часть силы лобового сопротивления вызванного наличием у крыла подъемной силы и определяется скосом потока за крылом. При угле атаки, на котором $C_y=0$ крыло имеет лишь профильное сопротивление. Величина C_{xi} зависит от удлинения крыла – λ

$$\lambda = \frac{\ell^2}{S}$$

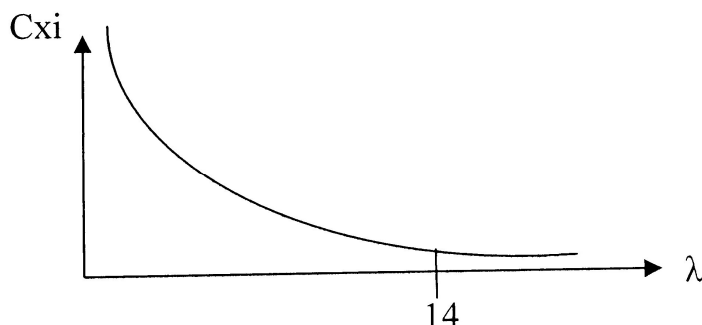
Где

ℓ – размах крыла.

S – площадь крыла.

Для крыла бесконечно большого размаха скос потока равен нулю и C_{xi} точке = 0.

Зависимость C_{xi} от удлинения можно увидеть на графике



Как видно из графика C_{xi} при удлинении 14-15 асимптотически приближается к нулю и увеличение удлинения не приводит к большому снижению C_{xi} за то резко ухудшает жесткостные характеристики крыла. Кроме того, надо отметить, что увеличение удлинения крыла хотя и уменьшает его индуктивное сопротивление, но в то же время приводит к значительно большему профильному сопротивлению и уменьшению C_u , что в целом уменьшает аэродинамическое качество модели. На полет модели в известной степени влияет также величина числа Рейнольдса – «Re»:

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot b}{\mu}$$

Где

ρ – массовая плотность
воздуха. $\frac{\text{кг.сек}}{\text{м}^2}$

b – хорда крыла.

v – скорость полета м/с.

μ – вязкость воздуха $\frac{\text{кг.сек}}{\text{м}^2}$

Таким образом, при уменьшении хорды крыла снижается число Re , что приводит к ухудшению аэродинамического качества. Исходя из выше изложенного, величину λ не следует выбирать больше 14-14,5.

Наиболее выгодно удлинение 13-14 единиц.

Кроме удлинения, на S_{xi} влияет и форма крыла в плане. Вследствие того, что число Рейнольдса крыла модели меняется от размеров его хорды, становится понятным, что трапециевидное крыло с сильно сужающимися концами, будет иметь качество худшим, чем прямоугольное с закругленными законцовками. Наименьшим S_{xi} обладает крыло эллиптической формы. Наиболее близким к нему является крыло с трапециевидными за концевками, с небольшим сужением.

Что касается выбора профиля крыла, то это наиболее интересная задача.

На сегодняшний день существует несколько атласов профилей с приведенными характеристиками, полученными в результате аэродинамических продувок. Многие моделисты пользуются этими данными. Другая же половина моделистов применяют профили, хорошо зарекомендовавшие себя в эксплуатации. В конце 50-х годов в моем распоряжении было 2 хорошо зарекомендовавших себя профиля. Это профиль модели Ю.К.Соколова и А.А.Земского. Из этих 2-х профилей я скомпилировал третий профиль, который эксплуатировал на протяжении всей своей спортивной карьеры. Впоследствии этот профиль получил широкое распространение и применялся многими ведущими спортсменами.

В результате эксплуатации этого профиля несколько раз пытался модифицировать по толщине и кривизне задней части профиля. Но всегда приходилось возвращаться к исходному профилю. В 1969 г. я полностью прекратил эксперименты с профилями в связи со следующим случаем. В 1969 г член сборной команды г. Москвы В.Коваль построил две модели, которые отличались, друг от друга лишь профилями крыла. В остальном модели были полностью одинаковые и взаимозаменяемые, вплоть до раскраски. Профиля крыльев довольно здорово отличались друг от друга по толщине и по кривизне.

Перед началом стартов Владимиром, совместно со мной было

выполнено около 5 проверочных полетов (это было на чемпионате СССР в 1969 г). Никаких замечаний в проверочных полетах к модели Владимира ни у кого, ни у меня, ни у него не было. Характер полетов полностью повторял полеты, проводимые в Москве, (вторая модель В.Коваля находилась в разобранном виде в ящике). В результате в 6 турах Владимир слетал по 3 мин. Лишь в последнем он потерял около 10 очков. Когда в седьмом туре модель Владимира была еще в воздухе, я обнаружил, что на второй его модели на правом и левом полукрыле разные профили!!! Это означало, что все 7 туров он летал на модели с разными профилями на правом и левом крыле (изначально ошибся при сборке модели). Выводы делайте сами, но это факт...

Дополнительно для снижения индуктивного сопротивления рекомендую на законцовках крыла выполнять аэродинамическую и геометрическую крутки.

Аэродинамическая крутка – это уменьшение кривизны профиля по размаху крыла. Концевая нервюра на ухе крыла имеет нижнюю поверхность близкую к плоской.

Геометрическая крутка – это последовательное уменьшение по размаху крыла угла установки. Причем на наружном крыле крутка больше примерно в 1,5 раза.

Что касается конструкции крыла и его крепления на фюзеляж, то они могут быть идентичны современным моделям с высоким стартом при условии максимального облегчения крыла для уменьшения его момента инерции. Это вполне возможно, т.к. в исходных данных ограничена высота старта, а следовательно эксплуатационная перегрузка.. Чем мы более снизим момент инерции крыла, тем больше повысим чувствительность модели к восходящим потокам.

К вопросу о флаттере крыла. На больших скоростях при разгоне модели на старте могут возникнуть крутильные колебания крыла, которые возникают при недостаточной жесткости крыла на кручение и при заднем положении ЦТ крыла. Применяемые современные конструктивные материалы позволяют сделать крыло достаточной жесткости.

Колебания крыла происходят относительно его продольной оси жесткости благодаря двум моментам. Положительного момента от подъемной силы крыла и отрицательного от веса крыла. Для уменьшения возможности возникновения флаттера рекомендуется смещать ЦТ крыла ближе к передней кромке. Кроме высокого аэродинамического качества модель должна быть устойчива по всем 3-м каналам.

Продольная устойчивость определяется величиной коэффициента $A_{го}$

$$A_{го} = \frac{S_{г.о} \cdot L_{г.о}}{b_a \cdot S_{кр}}$$

Где

$S_{г.о}$ – площадь ГО

$L_{го}$ – плечо ГО

b_a – САХ крыла

$S_{кр}$ – Площадь крыла

Кроме того продольная устойчивость зависит от положения ЦТ модели и положения суммарного вектора аэродинамических сил, действующих на модель. Момент от этого вектора должен быть пикирующим (небольшой величины). Рекомендуемая величина $A_{го}$ должна быть в пределах 0,61-0,7.

Коэффициент путевой устойчивости следует выбирать в пределах 0,12-0,3. Для обеспечения устойчивости по крену необходимо крылу придать определенную «V» – образность, для чего, законцовки крыла – «уши» достаточно установить с превышением их законцовок относительно горизонта на 1 15-120 мм

МОДЕЛЬ И ВОСХОДЯЩИЕ ПОТОКИ

Причиной успешного полета является способность модели

«чувствовать»,

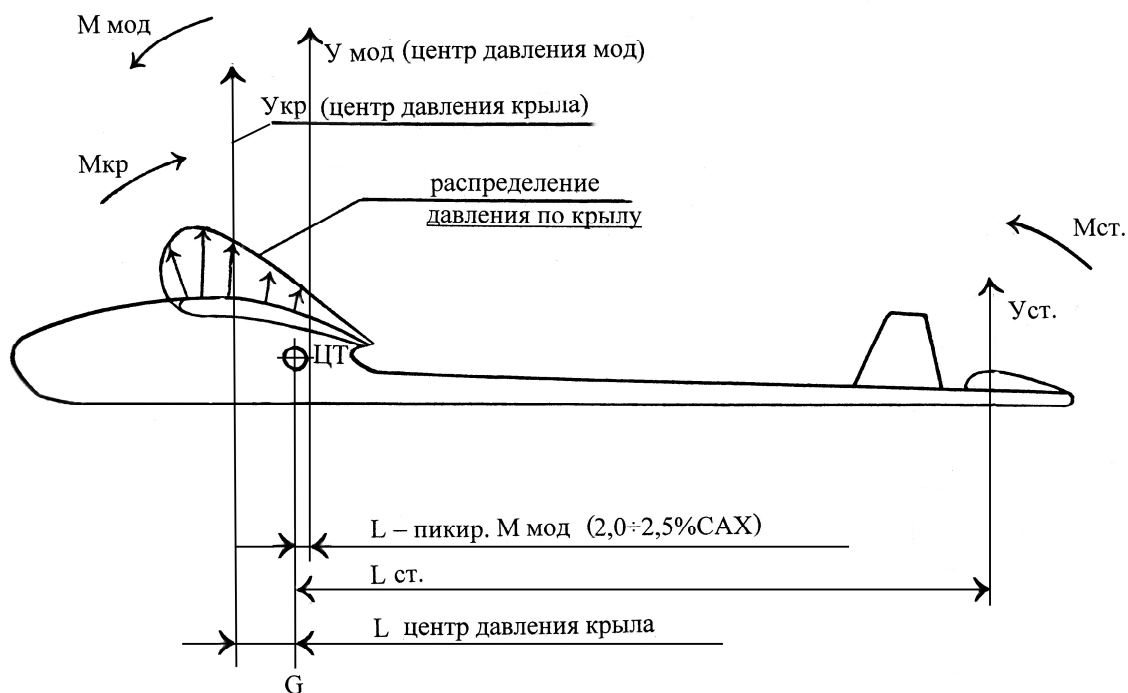
реагировать на восходящие потоки и удерживаться в них. Способность некоторых моделей самостоятельно уменьшить радиус виража с геометрической отрицательной круткой наружного «уха» большей, чем внутреннего может быть объяснена тем, что концы крыла модели попадают в различные условия. Предположим, что модель пролетает по краю восходящего потока. При этом возможна разница скоростей до 0,2-0,3 м/с. (V_u верт). Допустим, что скорость восходящего потока у левого крыла 0,25 м/с, а у правого конца – 0,5 м/с. Вследствие этого фактический угол атаки левого крыла некоторое время будет 5,5 градусов, а правого 9 градусов. При этом на поляре мы видим, что при таком изменении углов атаки коэффициент подъемной силы C_u меняется очень мало, в то же время C_x существенно увеличивается. Следовательно, при воздействии торможения правого крыла (внутреннего), модель будет разворачиваться в сторону центра потока.

Однако необходимо следить за тем, чтобы у правого уха (внутреннего) α при входе в поток не доходил до срывных углов.

БАЛАНСИРОВКА МОДЕЛИ

Балансировка модели является наиболее важным этапом проектирования и регулировки модели.

Схема продольной балансировки модели



Для обеспечения устойчивости по тангажу сумма пикирующего и кабрирующего момента должна обеспечивать пикирующий момент с плечом 2,5% САХ.

Практически мы можем сбалансировать модель довольно в широком диапазоне ЦТ. И каждому случаю будет соответствовать индивидуально сбалансированный α крыла.

Но минимальному значению «Усн» (скорости снижения) будет α , соответствующий (близкий) к « α » на котором «К» будет иметь максимальное значение.

На балансировку модели очень сильно влияет $t^{\circ}\text{C}$ (температура наружного воздуха) и – массовая плотность воздуха. Конкретный пример из эксплуатации модели: В 1969 г впервые были введены 7 полетных туров (вместо 5). Обычно при правильно отрегулированной модели, дополнительная регулировка производится довольно редко и в малых пределах.

Эти соревнования проводились в июне месяце в г. Ереван в следующих погодных условиях: скорость ветра 0 м/с, высота аэродрома = 1700 м, температура воздуха +33 градуса. В результате

этих условий массовая плотность воздуха резко уменьшила свою величину. В результате чего тяговые характеристики винтомоторных групп таймерных и резиномоторных моделей резко упали, но более всего изменилась балансировка моделей. В режиме планирования резко сократилась поступательная скорость. Вертикальная же скорость снижения значительно увеличилась. Полет напоминал скорее парашютирование, чем планирование. Разогнать модель до скорости отцепки леера не представлялось возможным. Сместив буксировочный крючок в крайнее заднее положение, более-менее наладил старт. Для восстановления балансировки и прежней горизонтальной скорости пришлось увеличить угол установки стабилизатора, опустив заднюю кромку на 1,2-1,5 мм. В результате из всех участников мне одному удалось набрать 1260 очков, (предполагаю, что остальные участники соревнований не успели или не захотели менять балансировку).

Кроме « ρ » на балансировку модели влияет характер обтекания несущих поверхностей в пограничном слое, которое подразделяется на ламинарное и турбулентное. На малых скоростях движения крыла при малой его ширине скорости в толще пограничного слоя изменяются медленно и плавно, а струйки текут, не перемешиваясь рядом, такой пограничный слой называется ламинарным. При достаточно сильном увеличении скорости движения крыла плавность течения воздушных струек в пограничном слое нарушается – они перемешиваются. Из-за этого скорость в пограничном слое по осям нарастает «у» и «х» значительно быстрее. Такой пограничный слой называется турбулентным.

При малых числах Рейнольдса пограничный слой ламинарный. Этот слой неустойчив и с увеличением числа Re переходит в турбулентный. При ламинарном пограничном слое его отрыв от поверхности тела начинается довольно поздно.

Но ламинарный слой сам по себе очень неустойчив и при малейших возмущениях воздуха превращается в турбулентный. В результате чего отрыв потока от крыла смещается вперёд меняя

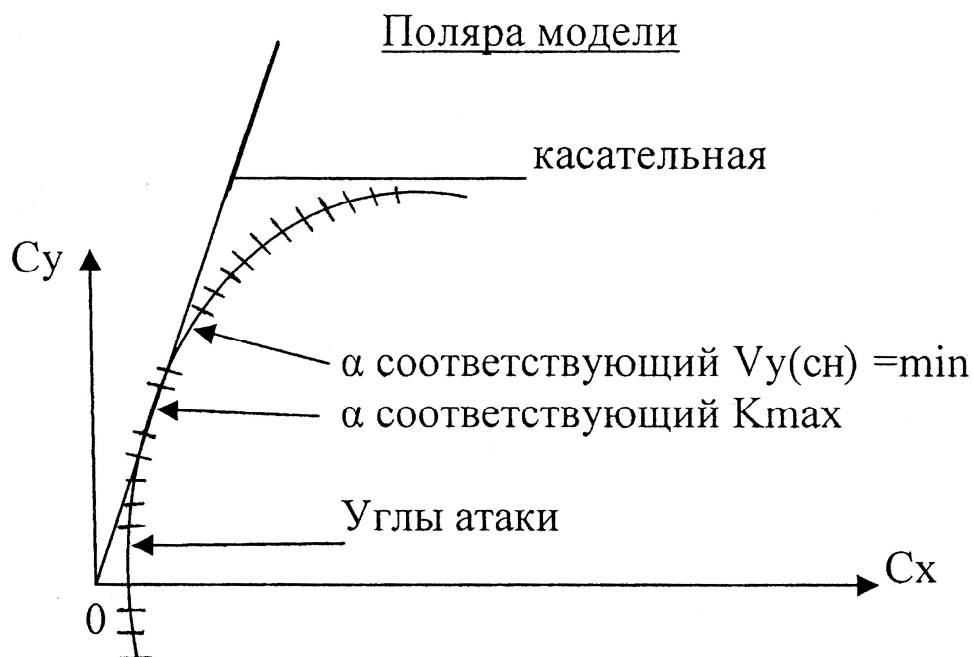
балансировку.

Это явление особенно подтвердилось на спортивных сборах в 1968 г в г. Орле. В этот момент мы одновременно с А. Земским применили на стабилизаторе лавсановую обшивку.

Но ламинарный слой сам по себе очень неустойчив и при малейших возмущениях воздуха превращается в турбулентный. В результате чего отрыв потока от крыла смещается, вперёд меняя балансировку.

Регулировка моделей производилась в безветренную спокойную погоду. Пришлось выполнить новую перебалансировку. В результате модели летали вполне устойчиво с хорошим временем полета. На следующий день во время отборочных соревнований был рваный порывистый ветер. Модели постоянно раскачивались и долго не успокаивались. В результате соревнований мы оба потерпели поражение. В чем же причина? Дело в том, что при обтяжке стабилизатора японской волокнистой бумагой поверхность получалась шероховатой с естественной турбулизацией погранслоя. При переходе на лавсановую обшивку с идеально гладкой поверхностью, погранслоем превратился в ламинарный (в условиях безветрия, при регулировке). В условиях соревнований при рваном ветре ламинарный пограничный слой переходил в турбулентный, и суммарный вектор, очевидно, сдвигался то в одну, то в другую стороны, в результате чего постоянно изменялась балансировка и модель раскачивалась.

При возвращении к шероховатой бумажной обшивке, эти неприятные явления отсутствовали.



Касательная, проведенная из начала координат к поляре в точке её касания покажет α , соответствующий « K_{\max} », α соответствующий минимальной скорости снижения будет больше на $1,5 \div 2^\circ$

Приведу несколько формул определяющих характер и величину основных понятий.

1. Отношение сил инерции к силам трения характеризуется числом Re

$$Re = \frac{\rho v b}{\mu}$$

Где

ρ – массовая плотность воздуха кг сек m^3

V – Скорость в м/сек

b – хорда крыла, м

μ – вязкость воздуха

Для планеров класса F1A Re лежит в пределах 42000-84000

2. Подъемная сила

$$y = C_y S \frac{\rho v^2}{2}$$

Где C_y – безразмерный коэффициент подъемной силы

3. Сила лобового сопротивления

$$X = C_x S \frac{\rho v^2}{2}$$

$$4. C_{xi} = 0,315 \frac{C_y}{\lambda}$$

5. Скорость снижения

$$V_{усл} = \frac{V}{K}$$

$$6. P = \frac{G}{S}$$

$$7. C_y = \frac{2y}{\rho v^2 s}$$

$$8. C_x = \frac{2x}{\rho v^2 s}$$

$$9. K = \frac{C_y}{C_x}$$

$$10. \lambda = \frac{\ell^2}{s}$$

Где

ℓ – размах крыла.

S – площадь крыла.

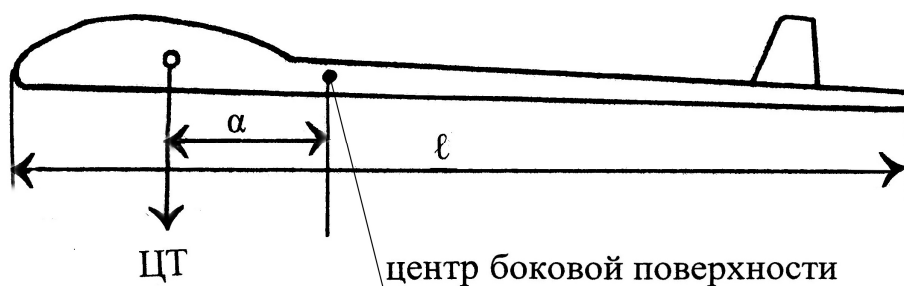
Что касается формы стабилизатора, то он может быть прямоугольной формы или с небольшим сужением. Угол установки

крыла желательно выполнить стационарным с величиной не менее 3° относительно СГФ. Или управляемым, при применении так называемой «бабочки» (разные установки углов на правой и левой частях крыла). Исходный угол установки стабилизатора – 0° . Стабилизатор желательно выполнить с небольшой «V» образностью. Это предохранит его от поломок при посадке и уменьшит степень влияния скоса потока от крыла. Точка крепления леера на буксировочном крючке должна составлять $15-20^\circ$ к вертикали, проходящей через ЦТ модели (угол отмеряется по часовой стрелке) Буксировочный крюк желательно выполнять переставным по оси «х».

Распределение боковых площадей между носовой и хвостовой частей фюзеляжа влияет на спиральную устойчивость. Существует два мнения по выбору соотношения боковых площадей.

1. площадные моменты относительно Ц.Т. модели хвостовой и носовой поверхности должны быть равны.

2.



$K_{су}$ – коэффициент спиральной устойчивости.

$$K_{су} = \frac{\ell}{\alpha}$$

При

$K_{су} = 6 \div 7$ модель устойчива.

$K_{су} = 12,5$ чрезмерно устойчива.

$K_{су} = 10$ очень устойчива.

$K_{су} = 4,5$ менее неустойчива.

РЕГУЛИРОВКА МОДЕЛИ В ПОЛЁТЕ

Она должна удовлетворять следующим условиям:

1. Правильный выбор положения ЦТ
2. Установка балансировки модели с незначительным пикирующим моментом.
3. Установка требуемого виража в полёте.

В эксплуатации планеров применяется довольно широкий диапазон центровок – от 50 до 65% САХ.

Большинство моделистов устанавливают положение ЦТ с широко зарекомендовавшими себя в эксплуатации конкретными профилями крыла. Я применял центровки с вышеуказанным профилем в пределах 56-58% САХ.

При конкретно принятой центровке регулирование сводится к выбору угла установки стабилизатора, при котором модель из режима кабрирования успокаивается за 2,5-3 кивка. При этом условии модель будет иметь достаточную продольную устойчивость и скорость снижения, близкую к минимальной для выбранного положения ЦТ модели. Дальнейшая регулировка выполняется совместно с установкой виража. Но это не означает, что полученная скорость снижения наименьшая. На других положениях ЦТ она может быть меньше. Как же можно выбрать наилучшее положение ЦТ, при котором скорость снижения будет наименьшей?

Работа эта довольно кропотливая и не простая. Обратимся к приведенной ранее поляре (C_y от C_x). На поляре мы видим 2 точки. Первая точка (в точке касания) соответствует $K = K_{\text{макс}}$. Вторая точка (несколько выше) соответствует наименьшей скорости снижения и может быть только в одной точке, когда потери на балансировку будут равны нулю, т.е. в точке, когда суммарный результирующий вектор будет совпадать с положением ЦТ, т.е. с нейтральной степенью устойчивости. Но мы должны обеспечить минимально-необходимую устойчивость – сдвинуть центровку вперед на 2-4% САХ, (эту величину будем называть минимально

необходимой степенью устойчивости.) при которой модель с леера из режима кабрирования переходит в режим плавного планирования за 2,5-3 качка. Таким образом, нам надо найти минимальную скорость при условии обеспечения минимально-необходимой степени устойчивости. Для чего необходимо спуститься вниз по поляре на меньшие «Су» и мы попадем в точку «К макс». В точке, близкой к «К макс» будут выполняться наши требования по минимальной скорости снижения с требуемой устойчивостью. «К макс» легко найти опытным путем запуская модель с руки.

Необходимо при разных центровках (в диапазоне 50-62% САХ).

Выполнить запуски модели с руки с замером дальности полета (с нейтральным положением руля направления) с каждым новым положением центровки необходимо обеспечить балансировку модели на 2,5-3 качка успокоения при переходе от режима кабрирования. Центровка, при которой дальность полета с руки будет максимальной, будет соответствовать центровке с минимально допустимой скоростью снижения (с учётом устойчивости). Дальнейшая регулировка осуществляется рулем направления. Разница в величине V_u при различных центровках может быть очень малой.

НЕСКОЛЬКО ПРАКТИЧЕСКИХ СОВЕТОВ

1. Накануне проведения ответственных полетов не проводить каких-либо экспериментов.

2. Необходимо приобрести или изготовить быстро сматывающую катушку для леера (с планетарным редуктором), которая у вас должна находиться постоянно за поясом. Это обеспечит вам постоянную сохранность леера и предостережет от его преднамеренной порчи.

3. Все тренировочные полеты независимо от результата должны быть тщательно проанализированы. На предмет сопутствующих явлений и обстановки способствующих полученному времени полета.

Это поможет вам накопить необходимый опыт в соревнованиях при различных погодных условиях.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Если вы недостаточно поняли некоторые вопросы изложенного материала – не расстраивайтесь. Стройте модель и отправляйтесь с ней в поле. Там на практике освоите все вопросы. Ведь аэродинамика наука рожденная результатами проделанных физических опытов и аэродинамических продувок, большинство формул этой науки имеют эмпирический характер и выведены искусственно по результатам экспериментов. Недаром в МАИ до сих пор бытует байка о выдающемся ученом в области 'аэродинамики, который в шуточной форме позволил себе довольно вольное высказывание. Однажды на консультации перед экзаменом студенты задали ему вопрос: «Уважаемый профессор, как нам быть, ведь физическая сущность некоторых вопросов нам до конца иногда не ясна? На что И.В. Остославский ответил – Дорогие друзья, если вы предполагаете, что я досконально до мелочей освоил все вопросы, возникающие в аэродинамике - то вы глубоко ошибаетесь. Ведь вопросы аэродинамики очень не просты, а сама аэродинамика это скорее еще не наука, а средство к существованию. Конечно, это было сказано в шутку, но он мог себе это позволить.

Успехов Вам «неутомимые труженики. Перышко Вам в донышко!»

Использованная литература:

1. О.Гаевский Летающие модели планеров.
2. И.Костенко Проектирование и расчет моделей планеров.
3. А.Жабров Теория и техника полета.