

Конструкция системы спасения

Согласно Положению Российского чемпионата проекта «Воздушно-инженерная школа», зонд CanSat должен быть оснащён системой спасения, обеспечивающей его безопасное возвращение на Землю.

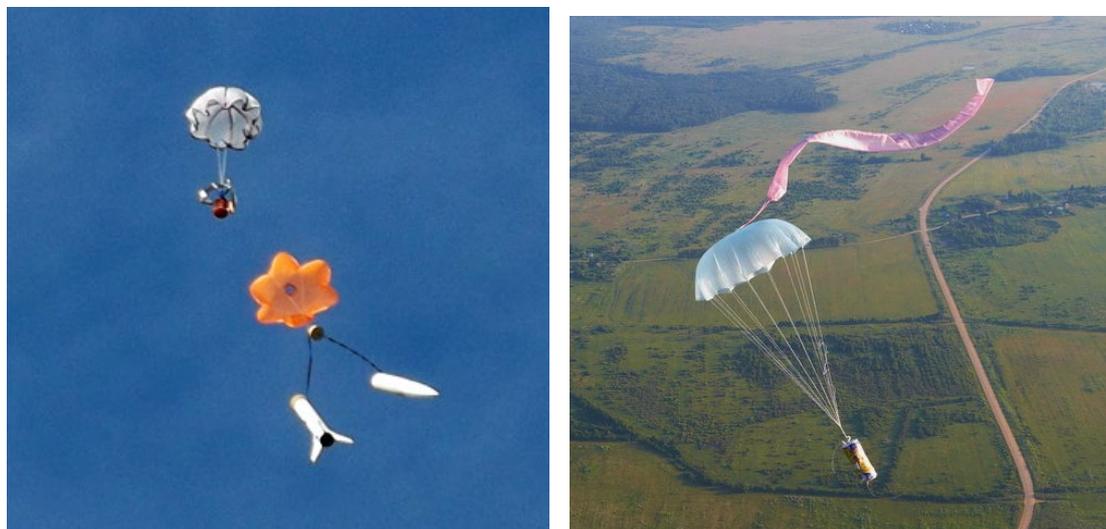


Рисунок 1. Зонды CanSat на этапе парашютного спуска

Наиболее часто как на наших атмосферных зондах, так и на ракетах, осуществляющих запуск, применяется парашютная система спасения.

Так же, как и в «большой» авиации и космонавтике, своей популярностью в моделизме она обязана, в первую очередь, простотой изготовления и введения в действие. И действительно – для изготовления простейшего парашюта достаточно лишь куска ткани и нескольких капроновых ниток, а при правильной укладке он практически гарантированно раскроется самостоятельно сразу, как только зонд отделится от ракеты-носителя и окажется под воздействием набегающего потока воздуха. Парашютная система давно и успешно применяется ракетомоделистами, выступающими практически во всех категориях своего вида спорта, а в настоящее время нашла применение и у профессионалов для спасения дорогих квадрокоптеров и других беспилотных летательных аппаратов том случае, если в воздухе происходит отказ двигателей или другая неприятная ситуация.

Но при всей простоте её разработка, как и разработка любой технической системы, требует определённых знаний. И в этой главе мы хотим вместе с вами рассмотреть физические основы работы парашютной системы спасения, основные этапы её проектирования и создания, а также познакомить с другими возможными подходами к решению задачи обеспечения спасения вашего зонда.

Физические основы работы парашюта

Принцип работы парашюта очевиден и, как может показаться на первый взгляд, чрезвычайно прост. Действительно, тот факт, что окружающий нас воздух имеет свойство оказывать сопротивление движущимся в нём объектам, человек может заметить даже в раннем детстве, катаясь на велосипеде. Конечно, люди знали об этом свойстве задолго до появления воздухоплавания и авиации. И даже итальянский художник и инженер Леонардо да Винчи, который, как считается, первым в своей рукописи, датированной 1485 годом, описал устройство «для безопасного спуска с высоты», конечно же, не был первооткрывателем этой идеи – раскрыть над падающим в воздухе человеком большое полотнище, которое, подобно парусу, наполнится воздухом и затормозит падение. Смелчаки и авантюристы предпринимали такие попытки задолго до его работ, а бывало, что к испытаниям привлекали и осуждённых на смерть преступников. Иногда они даже заканчивались успешно. Но, как правило, итогом таких попыток всё же была смерть, либо увечья испытателя.

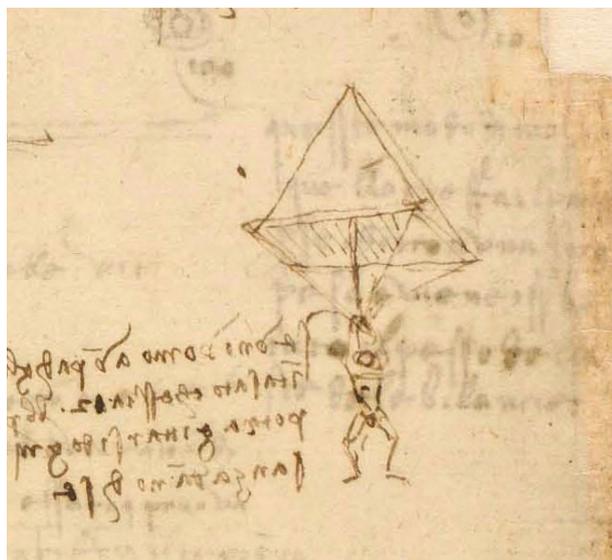


Рисунок 2. Эскиз парашюта, выполненный Леонардо да Винчи

Для достижения успешного результата одного только понимания используемого принципа недостаточно – необходимо также знать закономерности его проявления. Которые выявляются только в ходе предварительных экспериментальных исследований и построения научной теории, эти закономерности описывающей. Потому, преклоняясь перед смелостью и мужеством тех первых людей, попытавшихся решить проблему безопасного спуска с высоты, мы всё же пойдём другим путём. И хотя перед нами стоит задача спасения не человеческой жизни, а всего лишь искусственного аппарата, в первую очередь мы изучим физические основы работы парашюта. Тем более что, в отличие от эпох Средневековья и Возрождения, мы уже обладаем необходимыми для этого знаниями.

Итак, перед нами поставлена задача: обеспечить приземление зонда заданной массы (которую мы получили в результате проектирования и конструкторской проработки) с заданной скоростью (определяемой Положением о соревнованиях). О том, какими причинами вызываются накладываемые на скорость спуска ограничения, мы поговорим чуть позже, а пока будем просто считать, что нам задана некая заранее определённая скорость спуска V_c . Как обеспечить решение этой задачи? Какую форму и размеры должен иметь наш парашют?

Для того, чтобы понимать, каким образом связаны между собой основные характеристики системы спасения, рассмотрим движение спускающегося в атмосфере зонда под действием возникающих при этом сил. Пока будем рассматривать идеальную ситуацию, когда движение происходит по вертикали, то есть – на зонд не воздействует боковой ветер. Кроме того – считаем, что система спасения уже введена в действие и находится в штатном режиме работы. Здесь следует заметить, что как раз исследование переходных процессов, происходящих за время раскрытия купола, представляют собой наиболее сложную задачу при проектировании реальных парашютных систем. Однако для наших аппаратов, обладающих малой массой, отделяющихся на небольших скоростях и не требующих сложной укладки купола, эта задача практического значения не имеет.

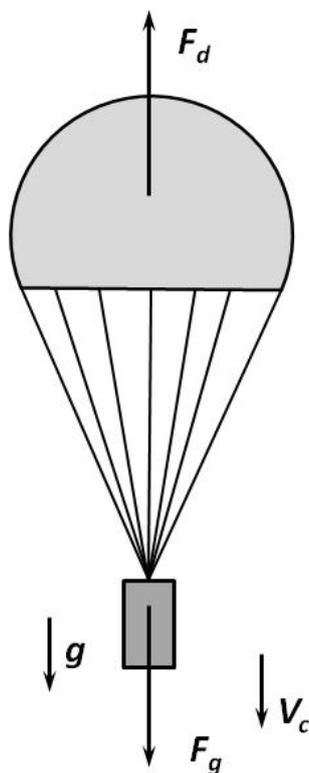


Рисунок 3. Силы, действующие на парашютную систему

Итак, какие же силы действуют в полёте на опускающийся зонд?

Конечно – как и на все тела, на него действует сила тяжести, направленная вниз и определяющаяся из следующей зависимости:

$$F_g = (m_{сп} + m_{п}) * g$$

где F_g – сила тяжести, Н;

$m_{сп}$ – масса зонда, кг;

$m_{п}$ – масса парашютной системы, кг;

g – ускорение свободного падения, м/с².

Думается, что объяснять смысл каждой из этих величин не нужно – пока что всё достаточно очевидно.

Под действием силы тяжести зонд с парашютом падает на Землю. Но в противоположном направлении на него действует сила сопротивления воздуха

$$F_d = (C_{dсп} * A_{сп} + C_{dk} * A_k) * \frac{\rho_v * V_c^2}{2},$$

$$F_{п} = C_{xп} * S_{п} * \frac{\rho_v * V_c^2}{2}$$

$$F_{г} = C_{xг} * S_{г} * \frac{\rho_v * V_c^2}{2}$$

$$W_A = F_{п} + F_{г}$$

где F_d – сила сопротивления, Н;

ρ_v – плотность набегающего потока воздуха, кг/м³;

V_c – скорость спуска, м/с;

A_k – площадь купола, м²;

$A_{сп}$ – площадь миделева сечения микроспутника, м²;

C_{dk} – коэффициент сопротивления купола;

$C_{dсп}$ – коэффициент сопротивления микроспутника;

Не пугайтесь – с каждой из этих величин сейчас разберёмся подробнее.

Что означает термин «плотность воздуха» - мы думаем, объяснять не нужно. Однако её величина не является постоянной и изменяется не только по мере подъёма на высоту, но и при колебаниях атмосферного давления, вызванного метеорологическими процессами. Таким образом, строго говоря, сила сопротивления атмосферы будет не только изменяться в процессе полёта, но и зависеть от погоды в день запуска!

Нормальным атмосферным давлением на уровне моря считается величина 760 миллиметров ртутного столба, или 101330 Па. Метеонаблюдениями отмечено, что при изменении погоды давление атмосферы на уровне моря может колебаться в диапазоне от 641 до 816 мм.рт.ст., или от 85459 до 108791 Па. То есть максимальная величина отмеченного атмосферного давления превышает нормальное значение

примерно на 7%, минимальная же величина меньше него на 15%. Однако низкое давление является спутником циклона – атмосферного вихря, сопровождающегося сильными ветрами и повышенным выпадением осадков. В такую погоду полёты, мягко говоря, затруднены, причём по причинам существенно более значимым для их безопасности, чем пониженное давление и плотность воздуха. Повышенное же давление, сопутствующее медленно движущемуся антициклону, в процентном отношении отличается от нормального куда менее сильно, кроме того – повышение плотности воздуха будет способствовать более сильному замедлению спуска, то есть не должно приводить к выходу скорости снижения за опасную величину.

Таким образом, можно считать, что при погодных условиях, благоприятствующих осуществлению полётов, изменение плотности воздуха в ходе колебаний атмосферного давления, вызванных метеорологическими процессами, незначительно.

Теперь посмотрим, насколько сильно изменяется плотность воздуха при подъёме на высоту, которая при запуске зондов CanSat обычно не превышает 1 - 2 км.

Согласно действующему в России ГОСТ 4401-81 «Атмосфера стандартная. Параметры» для указанных высот приняты следующие значения плотности при нормальных условиях (давление на среднем уровне моря 101330 Па, температура 15°C):

Таблица 1. Изменение плотности воздуха с высотой

Высота, м	Плотность, кг/м ³
0	1,225
250	1,19587
500	1,16727
750	1,13921
1000	1,11166
1250	1,08999
1500	1,05810
1750	1,03208
2000	1,00655

Видно, что при подъёме на 500 метров изменение плотности составляет 4,7%, на 1000 м – 9,2%, на 1500 м – 13,6%, а на 2000 м – 17,8%! В первом случае, допустим, таким изменением ещё можно пренебречь, но в последнем изменение плотности составляет уже примерно одну пятую часть от первоначального значения. Что весьма серьёзно.

Однако давайте вспомним, что при проектировании парашюта вам по условиям задачи необходимо обеспечить требуемую скорость **приземления** зонда! Поскольку плотность атмосферы всё-таки убывает с увеличением высоты достаточно медленно и плавно, то при касании поверхности Земли скорость зонда, сброшенного и с высоты 500 м, и с высоты 2 км, будет одной

и той же, и определяться плотностью атмосферы возле поверхности. А вот если вы хотите рассчитать изменение скорости спуска с высотой и полное время полёта вашего зонда – то тут уже не обойтись без учёта изменения плотности с высотой.

Как это осуществить при проектных расчётах? Самое простое – это разбить участок снижения на несколько небольших отрезков (например, как в таблице, по 250 м), и на каждом из них считать значение плотности постоянным. Для более точного приближения на рассматриваемых нами высотах можно воспользоваться барометрической формулой, определяющей зависимость плотности от высоты:

$$\rho = \rho_0 * e^{\frac{Mgh}{RT}},$$

где ρ_0 – плотность воздуха на уровне моря, кг/м³;

ρ – плотность воздуха на высоте h ;

M – молярная масса, кг/кмоль (для воздуха при нормальных условиях 28,964420 кг/моль);

$R = 8,314$ Дж/(моль*К) – универсальная газовая постоянная;

T – температура на высоте h , К

h - высота, м.

Следует помнить, что барометрическая формула с достаточной точностью применима только на относительно небольших высотах. Более точные зависимости, описывающие изменение плотности и других характеристик воздуха на удалениях от поверхности Земли до 1500 км, приведены в уже упоминавшемся ГОСТ 4401-81. Но они вам понадобятся тогда, когда вы будете проектировать системы для спуска из стратосферы, а, может быть, и с больших высот. Пока же, в рамках наших самых простых задач, вполне можно использовать и те подходы, которые мы с вами только что рассмотрели.

Теперь поговорим о наиболее «непонятных» сомножителях - коэффициентах сопротивления.

Нетрудно догадаться, что на любой объект, движущийся в водной или воздушной среде (подводная лодка, летательный аппарат) или подверженный воздействию движущейся среды (наземная постройка, антенна) действует сила, обусловленная взаимодействием этого объекта со средой, которую обычно называют силой сопротивления. Зависит она от геометрических характеристик самого объекта и от характеристик этой среды. Так, при одной и той же скорости ветра, обдувающего два разных листа фанеры, на лист меньшей площади будет действовать меньшая сила. Из двух листов одинаковой площади большая сила будет действовать на тот лист, который подвержен воздействию ветра, дующего с большей скоростью. Ну, а если один и тот же лист фанеры в первом случае подвергается воздействию воздушного потока, а во втором – более плотного водного, то, даже не смотря на

одинаковую скорость этих потоков, во втором случае лист будет подвержен воздействию существенно большей силы.

Те же самые закономерности прослеживаются и в том случае, если вместо листа фанеры мы будем исследовать тела различной формы. Но при этом окажется, что, помимо физических свойств среды и геометрических характеристик исследуемого объекта, на изменения действующей силы будет оказывать влияние ещё и форма объекта. Конечно, качественный характер зависимости практически во всех случаях сохранится – при увеличении скорости или плотности потока сила сопротивления будет возрастать, равно, как и при увеличении размеров обдуваемого тела. Но в количественном отношении зависимости для разных тел будут отличаться друг от друга – например, при одной и той же скорости и плотности воздушного потока, набегающего на два цилиндра одинакового диаметра цилиндр с плоским торцом будет испытывать большее сопротивление, чем цилиндр с полусферической или конической законцовкой, а при одинаковом возрастании скорости потока сопротивление первого будет расти быстрее, чем второго.

И вот здесь мы и подходим к пониманию сущности такой характеристики, как коэффициент сопротивления. По своему смыслу, он является коэффициентом пропорциональности между величиной силы сопротивления среды, действующей на тот или иной объект, и характеристиками этого объекта (характерным геометрическим размером) в сочетании со свойствами среды (скоростью и плотностью).

Обычно коэффициенты сопротивления тел определяются путем экспериментальной продувки в аэродинамической трубе и последующей обработки экспериментальных данных. Если, как в нашем случае, речь идёт о скоростях, которые значительно меньше скорости звука, то мы имеем самую простую задачу, потому что плотность набегающего потока практически не будет зависеть от его скорости. Тогда, зная плотность и скорость потока, размеры испытываемого объекта и действующую на него силу, мы можем вычислить коэффициент сопротивления по общей формуле

$$C_d = \frac{Q_a}{q * f}$$

где Q_a – измеренная сила аэродинамического сопротивления;

$q = \frac{\rho_v * V_c^2}{2}$ – скоростной напор;

f – характерная площадь, м²

За характерную площадь при определении лобового сопротивления в подавляющем большинстве случаев принимают так называемое миделево сечение (от голл. «middel», буквально – «средний»), то есть наибольшее по площади сечение исследуемого тела плоскостью, перпендикулярной направлению его движения в воздухе или воде, или же направлению набегающего на него водного или воздушного потока. Таким образом, для вашего зонда, имеющего цилиндрическую форму и спускающегося под

парашютом в вертикальном положении площадь миделева сечения будет совпадать с площадью основания цилиндра.

Если же возможности провести испытания в аэродинамической трубе нет и не предвидится, то в качестве приближенного значения коэффициента сопротивления для зонда CanSat можно принять $C_{dcp} = 0,8...0,9$.

Коэффициент сопротивления парашютной системы также должен определяться путём экспериментальных продувок. Однако в данном случае будет удобнее за характерную площадь принимать не площадь миделева сечения (которую ввиду того, что купол парашюта под воздействием набегающего потока искривляется, будет достаточно сложно измерить), а площадь купола в раскрое.

В настоящее время для определения коэффициентов сопротивления применяется и расчётный конечноэлементный метод, который, однако, требует наличия дорогих специализированных компьютерных программ и навыков работы с ними.

Если же ни аэродинамической трубы, ни доступа к специализированным программам у вас нет, то для первичных проектных оценок можно принимать значения коэффициента сопротивления, приведённые в таблице 2.

Таблица 2. Оценочные значения коэффициентов сопротивления

Форма парашюта	Cd
Квадрат	0,75...0,8
Круг	0,7...0,9
Полусферический	1,0...1,5
Крестообразный	0,6...0,85

Итак, мы разобрались с основными величинами, влияющими на значение аэродинамического сопротивления. На самом деле, конечно, их несколько больше, да и сама задача при учёте всех влияющих факторов выглядит существенно сложнее. Однако для наших с вами целей для достижения удовлетворительной точности проектных расчётов вполне достаточно наиболее простой постановки задачи, рассмотренной выше.

Теперь выясним, как и от чего зависит скорость снижения.

Будем считать, что отделение зонда от ракеты-носителя происходит в апогее, то есть наивысшей точке траектории, где вертикальная скорость ракеты равна нулю. Отделившись, зонд начинает падать под действием силы тяжести, постепенно ускоряясь – скорость снижения растёт. Но вместе с ней растёт и сила сопротивления атмосферы, причём особенно быстро - после раскрытия купола парашюта. Она будет увеличиваться и увеличиваться до тех пор, пока по своей величине не сравняется с силой тяжести. Тогда равнодействующая всех сил, действующих на спутник, будет равна нулю, и дальнейшее его ускорение прекратится.

То есть, условием начала равномерного снижения зонда под парашютом является условие равенства силы тяжести и силы сопротивления

$$F_g = F_d.$$

Тогда, поставляя развёрнутые выражения для обеих сил, приведённые выше, и осуществляя несложные преобразования, получим выражение для скорости спуска:

$$V_c = \sqrt{\frac{2*(m_{сп}+m_{п})*g}{(C_{dсп}*A_{сп}+C_{dк}*A_{к})*\rho_B}}.$$

Таким образом, мы видим, что при увеличении массы системы «зонд – парашют» скорость снижения увеличивается, а при увеличении площади купола, площади миделева сечения зонда и коэффициентов сопротивления – снижается. Стоящее в знаменателе значение плотности говорит о том, что в более плотном воздухе спуск происходит с меньшей скоростью, чем в разреженном. Ну и, конечно, чем сильнее притягивает нас планета, тем больше мы будем разгоняться. Впрочем, последнее обстоятельство для нас имеет только теоретическое значение, поскольку проводить соревнования в атмосфере Юпитера мы пока не планируем.

Основные конструкции парашютов

Итак, мы получили основное уравнение, описывающее установившееся снижение микроспутника с использованием парашютной системы спасения. А теперь перейдём от теории поближе к практике и поговорим о различных вариантах конструкции купола и о том, как их реализовать.

Плоский купол

Плоский купол является наиболее простым в изготовлении. Геометрически он представляет собой плоскую фигуру – круг или многогранник, которая выкраивается из листа ткани. Вот с выбора материала мы и начнём разговор о конструктивных особенностях.

Наиболее распространёнными в моделизме материалом для куполов парашюта являются бумага, шёлк и синтетические плёнки. Положительное качество бумаги очевидно – это её низкая стоимость. Однако понятно, что бумажный купол будет недолговечным, многократное складывание его очень быстро приведёт к потёртостям и разрывам вдоль складок, его очень легко порвать сильным порывом ветра, и, скорее всего, он вряд ли останется целым после посадки аппарата на дерево или куст. Кроме того, бумажные купола очень медленно разворачиваются. И если последнее обстоятельство для высотных стартов чемпионатов «CanSat в России» не очень критично, то два

первых практически исключают использование бумажных куполов в конструкции спутников, участвующих в соревнованиях.

Отличным материалом является шёлк, который сегодня можно купить практически в любом галантерейном магазине. Однако следует помнить, что шелк очень гладкий материал, сложенные слои легко скользят друг по другу, потому укладка шелкового парашюта, особенно при его большой площади, будет весьма кропотливым занятием. Кроме того, края такого парашюта обязательно нужно обмётывать на швейной машинке или оверлоке – спущенная шелковая нитка при своей весьма высокой прочности, перехлестнувшись через уложенный купол, легко может заблокировать его раскрытие.



Рисунок 4. Купол парашюта зонда CanSat

Купола из синтетических плёнок обладают достаточной прочностью при малой массе и толщине, однако даже по сравнению с бумажными и шелковыми обладают очень высокой чувствительностью к нагреву. Потому, если раскрытие купола на вашем аппарате осуществляется вышибным зарядом, то нужно предусмотреть защиту его материала от струи пламени. Впрочем, эта проблема более актуальна для ракетомоделистов.

Начинающие участники, не обладающие достаточным багажом знаний и опытом, часто пытаются применить для купола наиболее доступную в быту хлопчатобумажную ткань. Разочарование приходит очень быстро. Во-первых – она очень тяжелая. Во-вторых – купол, изготовленный из неё, гораздо менее компактен в уложенном состоянии, то есть требует большего объёма для своего размещения. И хорошо ещё, если это обстоятельство становится известным заранее, а если оно выяснится уже при установке зонда на ракету? Наконец, неоправданно большой и тяжёлый купол из хлопчатобумажной ткани, как показала практика, ещё и обладает немалым коэффициентом трения с соприкасающимися с ним поверхностями, и в практике соревнований были

реальные случаи, когда он просто препятствовал отделению микроспутника от носителя. Таким образом, эту ткань, как материал купола, использовать не стоит.

Наконец – надеюсь, понятно, что ткань и нитки, которые вы собираетесь использовать, должны быть достаточно прочными для того, чтобы выдержать удар при раскрытии.

В предыдущем разделе мы выяснили, что чем больше площадь купола, тем больше сила сопротивления при одной и той же скорости снижения, или тем ниже скорость снижения при одной и той же массе. А будут ли влиять на работу парашюта какие-нибудь другие его конструктивные особенности?

Да, будут.

Например, на рисунке 5 изображены два круглых купола одинаковой площади раскроя. Но у первого парашюта 8 строп, а у второго – 16. При наполнении купола воздухом его поверхность искривляется, образуя складки, и складок этих будет тем больше, чем больше строп, как и показано на рисунке. Нетрудно заметить, что площадь миделева сечения у второго парашюта будет больше, чем у первого. При испытании обоих куполов в аэродинамической трубе при одной и той же скорости набегающего потока на второй купол будет действовать большая сила сопротивления, чем на первый. И если мы отнесём полученные значения силы сопротивления к площади раскроя купола, которая у обоих куполов одинакова, то коэффициент сопротивления второго купола, естественно, окажется выше, чем у первого.

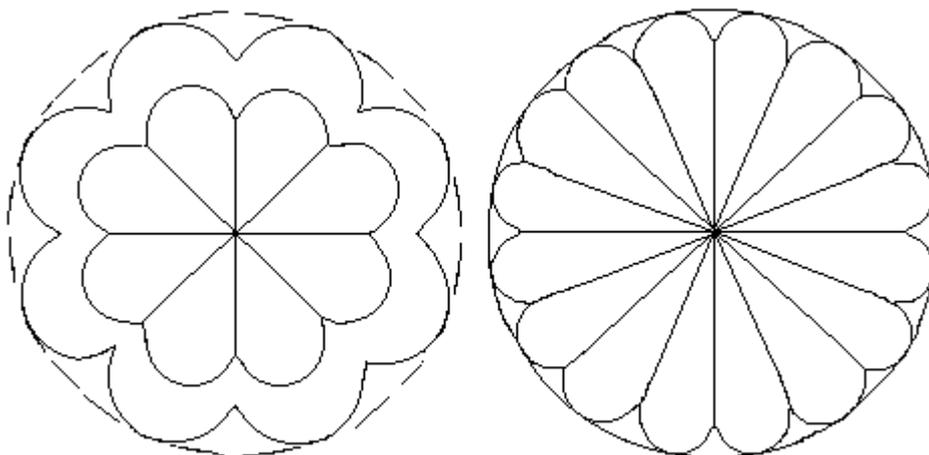


Рисунок 5. Купола с разным количеством строп

Таким образом, при увеличении количества строп коэффициент сопротивления парашютной системы возрастает. Однако верно это только до определённого предела. Практика показала, что увеличение числа строп свыше 16 заметного прироста сопротивления уже не даёт, зато увеличивает трудозатраты на изготовление, совокупную массу всей парашютной системы и сложность её укладки. А при ещё большем увеличении числа строп можно добиться даже обратного эффекта – коэффициент сопротивления начнёт снижаться!

Как такое возможно? – спросите вы. А дело здесь в том, что большое число строп, расположенных очень часто и очень близко друг к другу, уже начинают «затенять» купол. Сами же стропы при этом образуют фигуру, всё более и более близкую к конусу. А у конической поверхности коэффициент сопротивления, конечно, существенно ниже, чем у раскрытого купола!

Подведём некоторый итог вышесказанного. Конечно, определять итоговое число строп предстоит вам, как конструкторам и проектантам. Но на основе практического опыта мы не рекомендуем делать его менее 6 и более 16.

Однако на характеристики парашютной системы влияет не только количество строп, но и их длина.

Посмотрим на рисунок 6. На нём изображены три парашюта с одинаковой площадью купола, но разной длиной строп. Видно, что чрезмерно короткие стропы первого парашюта как бы «стягивают» купол к линии симметрии, не давая ему раскрыться полностью и, тем самым, снижая площадь миделя. Нетрудно догадаться, что при ещё большем уменьшении длины строп купол будет принимать уже не полусферическую форму, а близкую к сфероконической, коэффициент сопротивления которой существенно ниже, а в пределе можно подобрать настолько короткие стропы, что они просто не позволят куполу раскрыться.

Третий парашют, напротив, оснащён чрезмерно длинными стропами. Эксперименты показали (Лобанов, 1966), что увеличение длины строп в 2 раза (от 1 до 2 диаметров купола в раскрое) увеличивают коэффициент сопротивления купола примерно в 1,23 раза, а трехкратное увеличение длины строп приведёт к росту коэффициента сопротивления в 1,3 раза. Но при этом масса строп растёт быстрее, чем снижается масса купола, то есть совокупная масса парашютной системы возрастает. Помимо того, более длинные стропы усложняют укладку и снижают надёжность – ведь им гораздо проще запутаться при раскрытии купола.

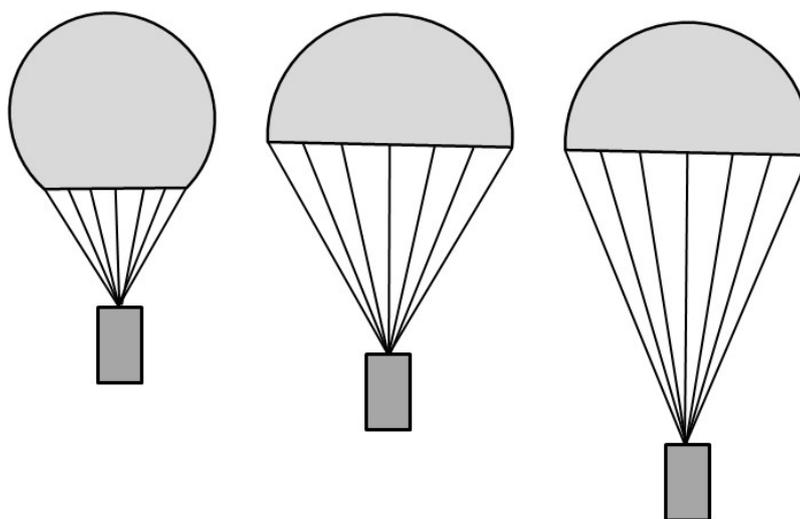


Рисунок 6. Влияние длины строп на функционирование купола

Исходя из практического опыта, рекомендуется выбирать длину строп в диапазоне $0,8 \dots 1,2$ диаметра круглого купола в раскрое.

В центре купола круглого парашюта находится купольное отверстие. Зачем оно нужно? Дело в том, что при снижении под куполом парашюта создаётся повышенное давление воздуха – собственно, именно им и определяется тормозящее действие. Но воздух, находящийся под более высоким давлением, будет стремиться «вытечь» из-под купола. Если купол будет сплошным, то вытекать он будет вбок, под кромкой. Образующаяся при этом реактивная сила будет наклонять купол в противоположную сторону, что повлечёт за собой раскачку всей парашютной системы, а при определённом сочетании конструктивных параметров даже «схлопывание» купола. Для предотвращения такой ситуации и повышения устойчивости полёта в центре купола делают полюсное отверстие – вытекая через него, воздух не будет создавать отклоняющей силы.

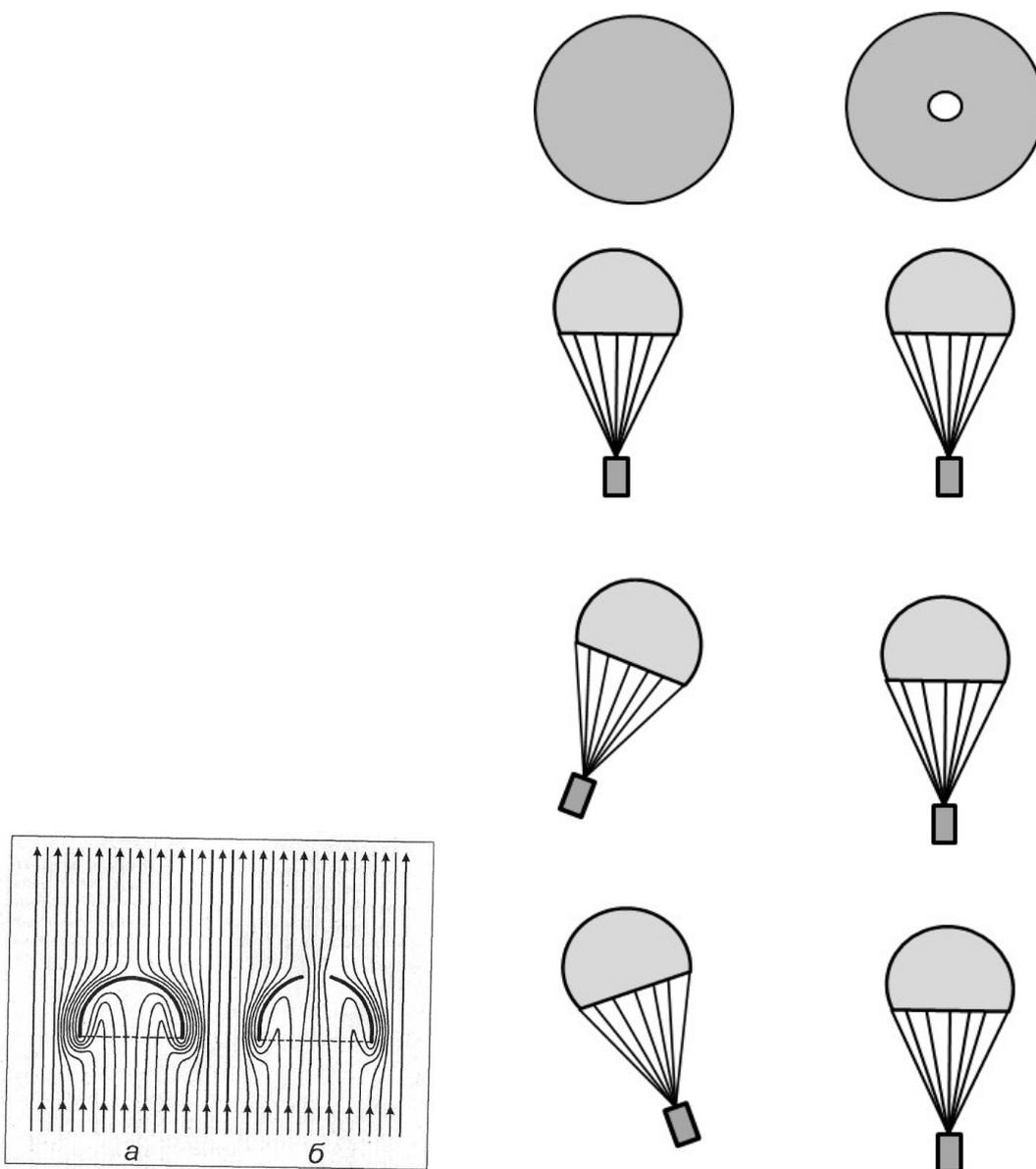


Рисунок 7. Влияние полюсного отверстия на функционирование купола

На практике диаметр полюсного отверстия подбирают в диапазоне $1/25 \dots 1/50$ диаметра купола в раскрое (Горский). То есть для купола диаметром 50 сантиметров диаметр отверстия составит 1 – 2 см. Понятно, что края полюсного отверстия, вырезанного в шелковом куполе, также, как и его кромку, необходимо обметать ниткой.

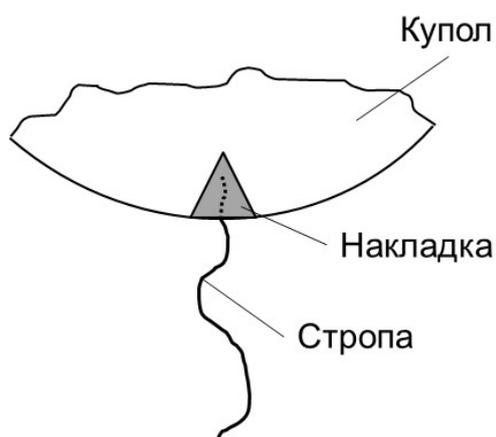


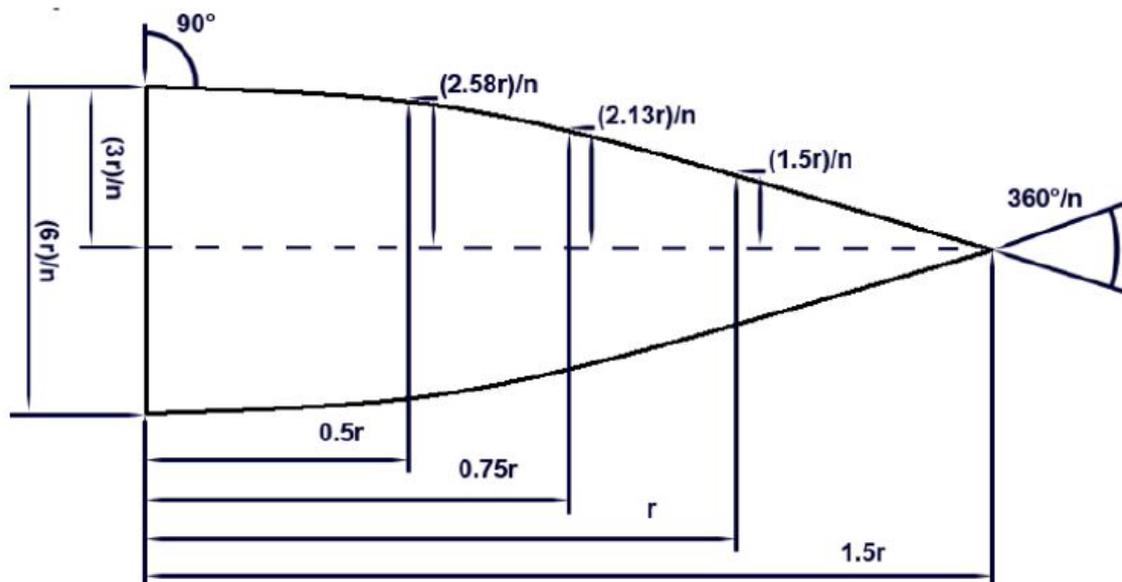
Рисунок 8. Схема крепления стропы к куполу

Стропы к шелковому куполу пришиваются, к бумажному или плёночному – приклеиваются с прикрытием накладкой (рисунок 8). Впрочем, более подробно некоторые технологические особенности изготовления куполов мы рассмотрим ниже, обсуждая более сложную форму.

Полусферический и полуэллиптический купола

Полусферический купол более сложен в изготовлении. Его поверхность уже нельзя развернуть на плоскость. Изготавливается он из нескольких плоских секторов (обычно 6 – 8), выкраиваемых из листа ткани, а затем сшиваемых по продольным образующим.

Ниже приведён эскиз формы одного сектора.

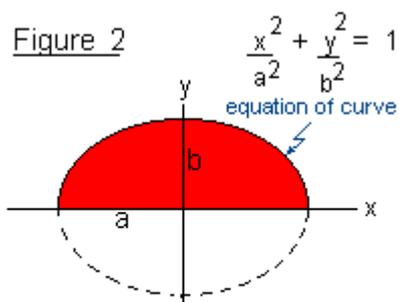


Здесь n - число секторов;
 r – требуемый радиус парашюта.

Рисунок 9. Схема раскроя сектора полусферического купола

Как мы уже указывали, полусферический купол обладает большим коэффициентом сопротивления, чем круглый. Так же, как и на круглом, в нем будет необходимо предусмотреть полюсное отверстие для обеспечения устойчивости спуска.

Канадский ракетоловитель Ричард Накка в своей практике любительского ракетостроения использует купол полуэллиптической формы. Расчеты показали, что его коэффициент сопротивления практически не отличается от коэффициента сопротивления полусферического купола, но при одинаковом диаметре общая площадь первого меньше общей площади второго, соответственно, и масса такого купола будет меньше.



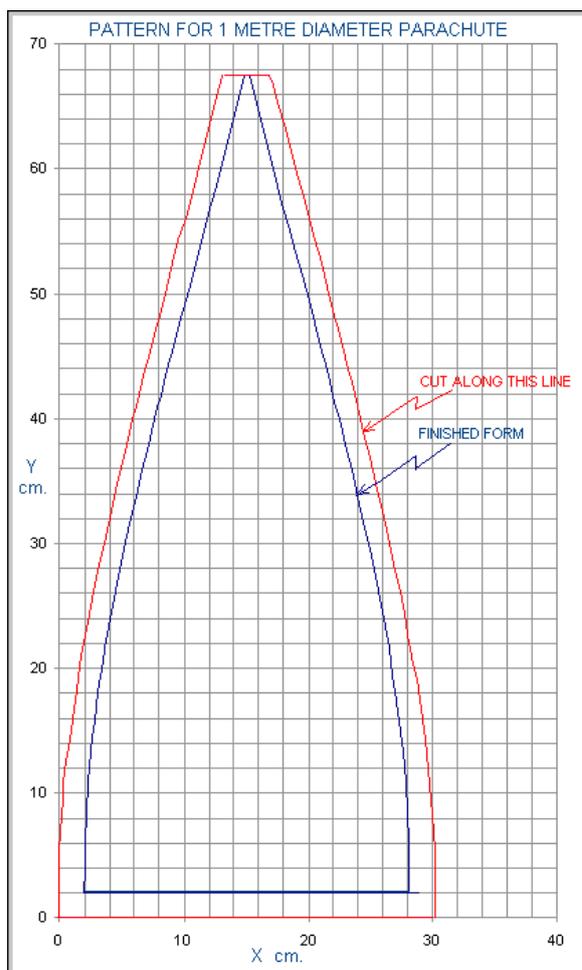
Semi-ellipse with $b/a = .707$

Рисунок 10. Форма полуэллиптического купола

Парашют Накка состоит из 12 секторов, каждый из которых индивидуально выкраивается из ткани, после чего все сектора соединяются вместе, образуя купол. Форма секторов рассчитывалась таким образом, чтобы собранный купол мог образовать полуэллипсоидную оболочку с отношением

высоты к радиусу 0,707, при котором, как показали уже прочностные расчёты, реализуется наиболее благоприятное распределение напряжений по оболочке купола.

Выкройка секторов на примере купола диаметром 1 метр показана на рисунке 11. Но мы видим на рисунке две контурных линии – дело в том, что для обеспечения прочности и предотвращения «распушения» ткани необходимо границу ткани «подвернуть» под основной материал. Для этого по обеим сторонам сектора и его основанию предусмотрены сантиметровые «отступы» от основных расчетных размеров.



Parachute Panel Scaled Coordinates (cm.)			
Multiply basic X & Y by diameter to get actual X & Y			
X BASIC	X	Y BASIC	Y
0.0000	0.000	0.0000	0.000
0.0003		0.0250	
0.0013		0.0499	
0.0029		0.0747	
0.0051		0.0993	
0.0078		0.1237	
0.0110		0.1478	
0.0146		0.1717	
0.0186		0.1951	
0.0228		0.2182	
0.0273		0.2410	
0.0320		0.2633	
0.0368		0.2853	
0.0417		0.3069	
0.0467		0.3281	
0.0518		0.3489	
0.0568		0.3694	
0.0618		0.3895	
0.0668		0.4094	
0.0718		0.4289	
0.0768		0.4482	
0.0817		0.4672	
0.0866		0.4860	
0.0914		0.5045	
0.0962		0.5229	
0.1010		0.5411	
0.1057		0.5592	
0.1104		0.5771	
0.1151		0.5950	
0.1197		0.6128	
0.1243		0.6305	
0.1290		0.6482	

Рисунок 11. Выкройка полуэллиптического купола диаметром 1 метр.

Форма кривой задаётся в виде таблицы координат X и Y. Координаты заданы для левой границы сектора в относительной форме, то есть отнесённой к диаметру. Для того, чтобы получить истинное значение, необходимо величину, взятую из таблицы, умножить на диаметр купола, который вы хотите изготовить. Наверное, понятно, что правая граница образуется путём симметричного отображения левой относительно центральной оси сектора.

Вес купола парашюта Ричарда Накка при диаметре 1 м составлял 170 грамм, при укладке купол сворачивался в цилиндр диаметром 6,4 см и длиной 11,4 см. Эти величины приведены для того, чтобы вы могли сразу ориентироваться в диапазоне достижимых конструктивных параметров. По мере накопления собственного опыта у вас, конечно, возникнет и своя статистика, на которую вы сможете ориентироваться в дальнейшем.

Крестовидный купол

Вместо сферической формы парашюта вы также можете выбрать парашют в форме креста. Преимущество данной формы – в легкости изготовления парашюта, раскрой которого не содержит кривых линий.



Рисунок 12. Крестообразный купол

Основное достоинство такого типа купола – плавное, медленное раскрытие, позволяющее вводить его в действие на больших скоростях, не опасаясь возникновения высоких значений ударных перегрузок. Другим достоинством является простота изготовления из-за отсутствия криволинейных контуров в выкройке.

Парашют – крыло

Интересным вариантом реализации системы спасения является применение планирующего парашюта, или парашюта-крыла. Купол такого типа не только препятствует падению, но также позволяет придать спускающемуся зонду горизонтальную скорость, а при установке строп управления и рулевых машинок даже управлять полётом!



Рисунок 13. Парашют – крыло.

Общий вид такого купола, используемого парашютистами, показан на рис 13, купол, используемый в моделизме, - на рис. 14. Что отличает парашют-крыло от всех видов куполов, рассмотренных нами ранее? Правильно – выраженная несимметричность по отношению к набегающему потоку воздуха!



Рисунок 14. Модель паралета

Все предыдущие купола, предназначенные только для обеспечения торможения падения, были симметричными относительно своей вертикальной оси. Характер обтекания такого купола тоже осесимметричный – то есть скорости набегающего потока и давление, которое он создаёт на поверхности купола, распределяются симметрично относительно той же самой вертикальной оси симметрии купола. В результате и сила аэродинамического сопротивления по направлению совпадает с продольной осью купола и противоположна скорости снижения.

Купол, имеющий форму крыла, осевой симметрией не обладает. Потому воздушным потоком он обтекается с разных сторон по-разному, и в результате претерпевает со стороны атмосферы значительно более сложное воздействие.

Помните опыты с плоской пластинкой, которые мы с вами проводили чуть ранее, исследуя воздействие на неё воздушного потока и появление силы сопротивления? Теперь проведём такой же опыт, но с плоской пластинкой, поставленной под некоторым углом к направлению потока. В аэродинамике этот угол, образованный направлением скорости набегающего потока, и некоторым характерным продольным направлением, выбранным на теле (например, у крыла самолёта таким направлением отрезок, соединяющий две наиболее удалённые точки профиля, или хорда крыла, у самолёта в целом - продольная строительная ось, у снаряда или ракеты - ось симметрии) называется углом атаки.

Но для начала разместим пластину строго параллельно потоку, то есть – под нулевым углом атаки.

В этом случае обтекание будет полностью симметричным, и аэродинамическая сила, действующая на пластину, будет совпадать по направлению с её продольной осью. То есть, по сути, мы снова исследуем силу сопротивления, которая ввиду того, что пластина поставлена «ребром» по отношению к потоку, в этом случае будет минимальной по отношению ко всем другим возможным вариантам ориентации.

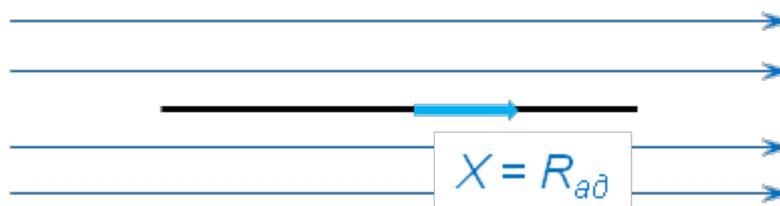


Рис. 15. Обтекание пластины, установленной параллельно потоку

Теперь начнем понемногу увеличивать угол атаки. Симметрия обтекания пластины нарушается – поток отклоняется, и возникает подъёмная сила. Сила сопротивления X при увеличении угла атаки начинает возрастать, поскольку проекция площади пластины на направление, перпендикулярное потоку, увеличивается. Кроме того, появляется сила, направленная перпендикулярно скорости невозмущенного потока – подъёмная сила Y . Следует, конечно, понимать, что это не две различные силы, а две проекции полной аэродинамической силы R_{ad} , действующей на пластину.

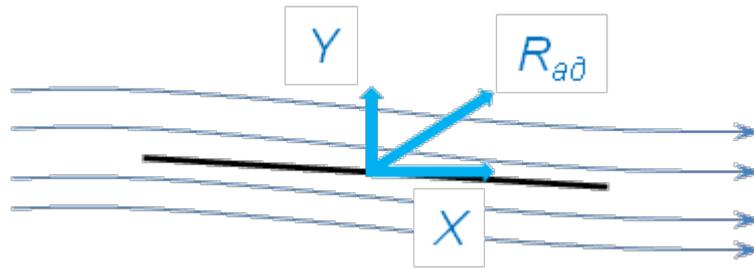


Рис. 16. Обтекание отклонённой пластины

Теперь точно так же, как ранее мы определяли для купола парашюта коэффициент C_d , зная плотность и скорость потока, размеры испытуемого объекта и действующую на него силу, введём для пластины в рассмотрение коэффициент сопротивления C_x и коэффициент подъёмной силы C_y .

Коэффициент сопротивления пластины в потоке C_x будет определяться, как отношение измеренной силы сопротивления к произведению скоростного напора на характерную площадь

$$C_x = \frac{X}{q * S} = \frac{X}{\frac{\rho_B * V_C^2}{2} * S}$$

Коэффициент подъёмной силы C_y будет определяться, как отношение измеренной подъёмной силы к произведению скоростного напора на характерную площадь

$$C_y = \frac{Y}{q * S} = \frac{Y}{\frac{\rho_B * V_C^2}{2} * S}$$

Продолжаем наш эксперимент, отклоняя пластину дальше и увеличивая угол атаки всё больше и больше. Подъёмная сила продолжает увеличиваться. Сила сопротивления также возрастает, однако на малых углах атаки подъёмная сила увеличивается значительно быстрее, чем сила сопротивления.

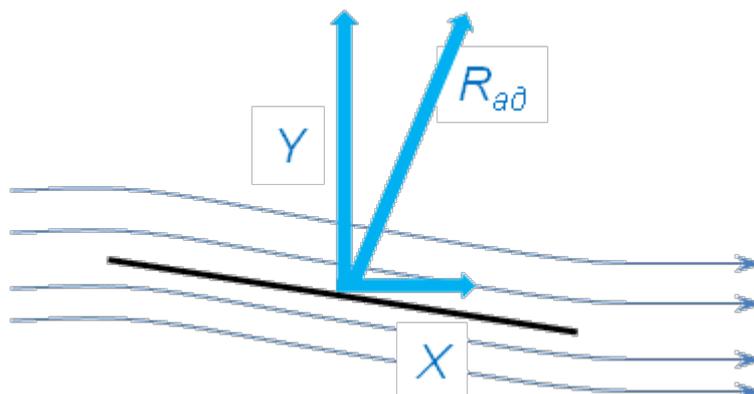


Рис. 17. Увеличиваем отклонение пластины.

Но, начиная с некоторого момента, скорость возрастания подъемной силы по мере дальнейшего увеличения угла атаки начинает замедляться. Зато сила сопротивления начинает расти со всё большей и большей скоростью. В результате полная аэродинамическая сила R начинает отклоняться назад (рис. 18).

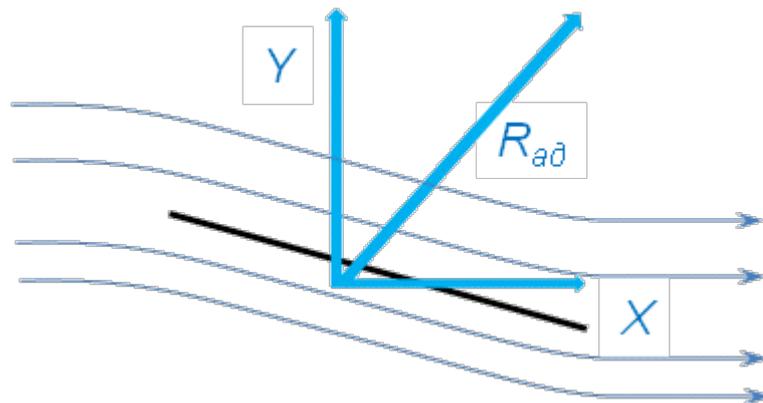


Рис. 18. По мере роста силы сопротивления полная аэродинамическая сила отклоняется назад.

И, наконец, количественные изменения переходят в качественные – после достижения некоего предельного значения угла атаки поток больше не в состоянии плавно обтекать верхнюю поверхность пластины. Струи потока отрываются от поверхности пластины и закручиваются, образуя вихрь – в аэродинамике такое явление называется «срыв потока». Подъемная сила при этом резко падает, а сила сопротивления – напротив, резко возрастает. То есть пластина уже не работает, как крыло – и если бы в нашем эксперименте не поток набегал на неподвижную пластину, а, наоборот, пластина двигалась бы в неподвижном потоке, удерживаемая подъемной силой, то в этот момент она бы резко затормозилась, потеряла способность создавать подъемную силу и упала бы вниз.

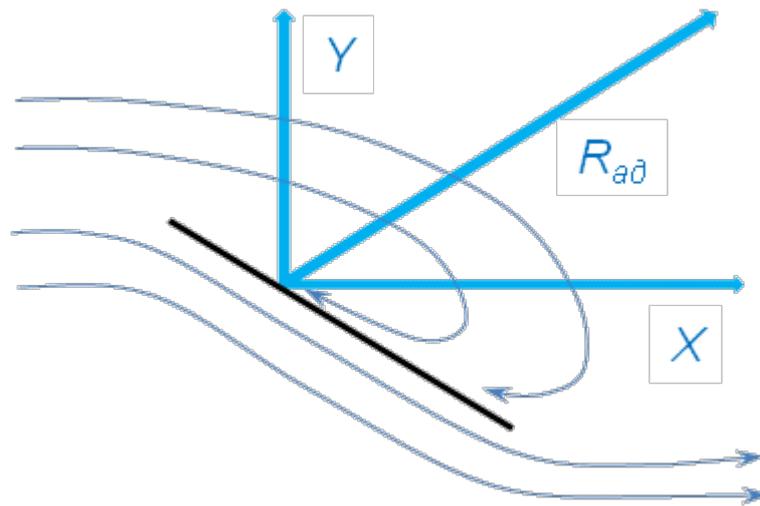


Рис. 19. Срыв потока

Покажем зависимость коэффициентов подъемной силы C_y и сопротивления C_x от угла атаки.

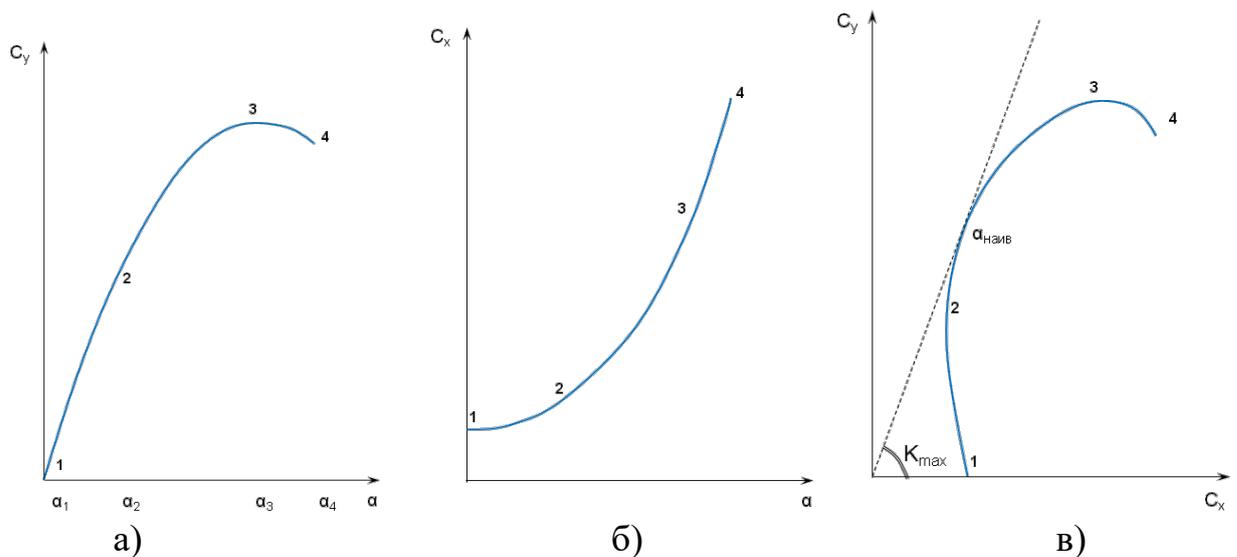


Рисунок 20. а – вид зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки; б – вид зависимости коэффициента сопротивления от угла атаки; в – вид поляры профиля;

Как видно из рисунка, существует некий наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{\text{наиб}}$, при котором отношение коэффициента подъемной силы к коэффициенту сопротивления достигает максимального значения. Это отношение $K = \frac{C_y}{C_x}$ называют аэродинамическим качеством. Если говорить образно, то эта величина показывает способность тела к планирующему полёту. Чем выше аэродинамическое качество – тем лучше планирует

летательный аппарат, то есть тем большее расстояние по горизонтали он сможет пролететь, начав планировать с заданной высоты.

Несложно догадаться, что все приведённые выше рассуждения верны и для купола парашюта-крыла. Для любого купола можно найти предельный угол атаки, наивыгоднейший угол атаки и максимальное аэродинамическое качество.

Схема сил, действующих на зонд, который спускается на планирующем парашюте, изображена на рис 21.

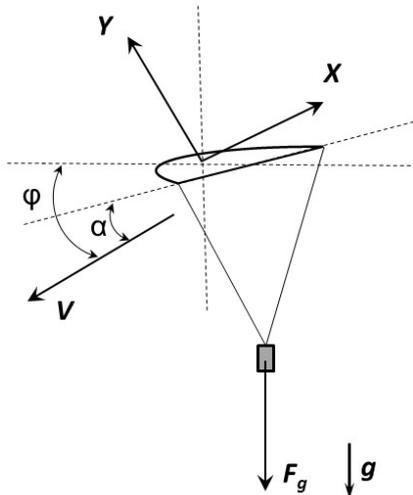


Рис 21. Силы, действующие на планирующий парашют

Таким образом, планирующий полёт зонда будет описываться уравнениями, представляющими собой равенство нулю суммы проекций действующих сил на горизонтальную и вертикальную оси:

$$Y * \cos(\varphi) + X * \sin(\varphi) - mg = 0;$$

$$Y * \sin(\varphi) - X * \cos(\varphi) = 0;$$

где

$$X = C_x(\alpha) * S * \frac{\rho * V^2}{2};$$

$$Y = C_y(\alpha) * S * \frac{\rho * V^2}{2};$$

$$V = \sqrt{\frac{2 * mg * \sin(\varphi)}{C_x(\alpha) * S * \rho}};$$

Решая эти пять уравнений, находим пять неизвестных – X , Y , V , α и φ . Здесь φ – угол наклона траектории планирования по отношению к горизонту (рис 22). Зависимости $C_x(\alpha)$ и $C_y(\alpha)$ определяются формой профиля планирующего парашюта, и их следует искать в справочниках или литературе [4].

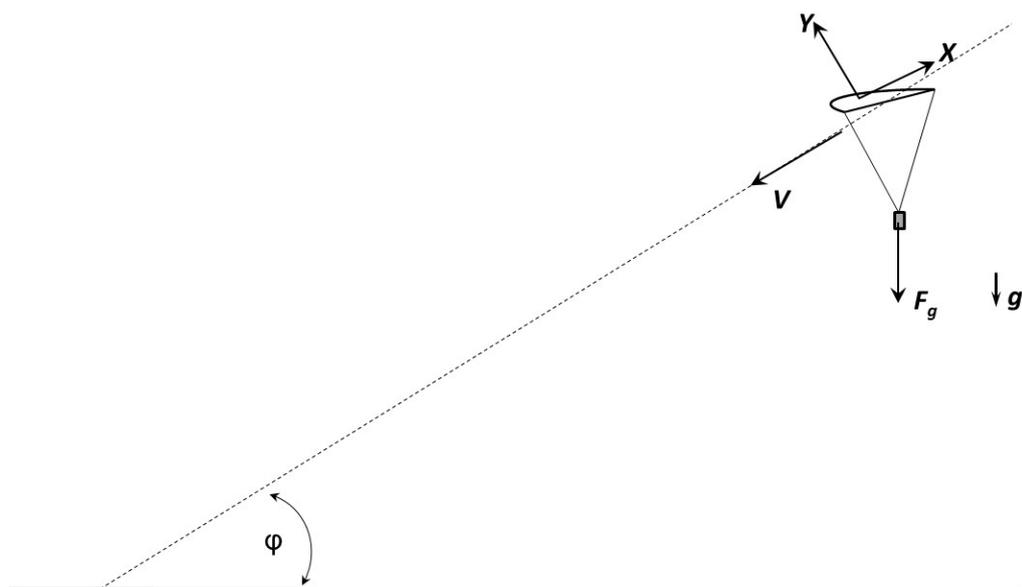


Рисунок 22. Спуск зонда на планирующем парашюте

Планирующие парашютные системы уже создавались авиамоделистами – следовательно, при желании всё должно получиться и у вас. Однако следует помнить, что задача их создания уже является весьма сложной, потому браться за её решение имеет смысл только при наличии достаточного опыта в проектировании, создании и испытании более простых систем спасения.

Поэтому пока снова вернёмся к нашему традиционному куполу. А чуть погодя рассмотрим ещё один интересный альтернативный способ возвращения зондов.

Требования к параметрам снижения

Итак, мы с вами уже знаем, как взаимосвязаны между собой размеры парашюта, масса микроспутника и скорость снижения, которую обеспечивает система спасения.

Очевидно, что масса спутника будет определяться его конструкцией и составом экспериментальной аппаратуры, находящейся на борту. Тогда в уравнениях остаются два независимых параметра – площадь купола и скорость спуска. Для решения проектной задачи необходимо задаться одним из них.

Чем может определяться максимальное значение площади купола? Очевидно – размерами той части отсека полезной нагрузки ракеты-носителя, которая отводится под размещение системы спасения. Однако малая масса вашего микроспутника (напоминаю, что по условиям соревнований вы не можете превышать величину 350 грамм при участии в Регулярной лиге и 1000 грамм при участии в Высшей лиге) в сочетании с характеристиками современных тканей позволяет, не выходя за это ограничение, создать целый

ряд куполов различной площади, обеспечивающих разные значения скорости снижения. Таким образом, при проектировании системы спасения следует задаваться желаемым значением скорости снижения, и рассчитывать характеристики системы спасения, исходя из требования её обеспечения.

Итак, чем плоха высокая скорость снижения? Ответ очевиден – спускающийся с высокой скоростью микроспутник будет представлять опасность для людей, находящихся в зоне его падения. Потому Правила соревнований требует, чтобы система спасения обеспечивала скорость спуска не выше 10 м/с.

Но и выбирать очень низкую скорость спуска тоже не рекомендуется. Конечно, в идеальную штилевую погоду весьма соблазнительно будет «повесить» микроспутник в воздухе на как можно большее время, чтобы собрать больше данных. Но идеальная погода является редкостью, обычно на стартовой площадке дует ветер, который сносит спускающийся под парашютом груз в сторону. Понятно, что чем ниже будет скорость снижения, тем больше будет этот боковой снос.

Пусть отделение микроспутника от ракеты-носителя произошло на высоте 250 метров, а скорость ветра составляет 5 м/с. Тогда при скорости снижения 10 м/с (максимально допустимой) микроспутник будет находиться в воздухе 25 секунд, а боковой снос составит 125 метров. Если мы снизим скорость спуска до 5 м/с, то время полёта увеличится в два раза и составит 50 секунд, а величина бокового сноса – 250 метров. Казалось бы – вполне приемлемые величины. Скорее всего, приземление будет происходить в зоне прямой видимости с точки старта или с пункта управления полётами, и найти приземлившийся аппарат не составит большого труда.

Но если мы используем более мощную ракету и поднимаем спутник на 1 километр, то ситуация меняется. Потому что уже в первом случае микроспутник будет находиться в воздухе 100 секунд, и боковой снос составит 500 метров, а во втором указанные величины составят, соответственно, 200 секунд и 1000 метров! Аппарат может приземлиться уже за границами отведённого для соревнований поля, оказаться в водоёме, болоте, труднопроходимых зарослях и т.д. Но даже в том случае, если вы осуществляете пуски в степи, которая простирается до самого горизонта, при поиске приземлившегося микроспутника в этом случае будет не обойтись без радиомаяка – высокая трава прекрасно скроет его вместе с парашютом.

По этой причине мы не рекомендуем выбирать скорость спуска менее 5 м/с.

Изготовление парашюта

Когда вы определитесь с конструкцией парашюта, можно приступить к его изготовлению.

Для этого вам, в первую очередь, потребуется швейная машинка, в которой предусмотрена возможность делать зигзагообразные стежки. Если у вас нет опыта швейных работ – перед началом потренируйтесь на кусочке

ткани, убедитесь, что вы понимаете, как работает машинка и что от неё ждать. И, конечно, спросите совета у более опытного знакомого.

Если вы уже освоились с шитьём на машинке и запаслись необходимыми материалами, то остальное, что вам потребуется – это терпение, внимание и время.

Первым шагом в изготовлении парашюта является создание полномасштабного шаблона купола (если вы изготавливаете круглый парашют) или сектора (если работаете над полусферическим или полуэллиптическим). Как можно точнее начертите контуры на листе плотной бумаги, и вырежьте шаблон. Если вы собираетесь изготавливать сектора полусферического парашюта или много одинаковых круглых куполов, то лучше будет использовать даже не бумагу, а фанеру, оргалит или плексиглас, чтобы контуры шаблона не сминались при многократной работе с ним.

Для того, чтобы ваш купол был лучше заметен в небе и особенно на земле после приземления лучше всего его изготавливать из яркой ткани контрастного цвета – белого, оранжевого, красного, желтого. Хорошо зарекомендовало себя использование в одном куполе секторов чередующихся цветов – например, таких, как красный и белый.

Используя шаблон, сделайте выкройку на листе ткани, затем вырежьте круглый купол или необходимое число секторов.

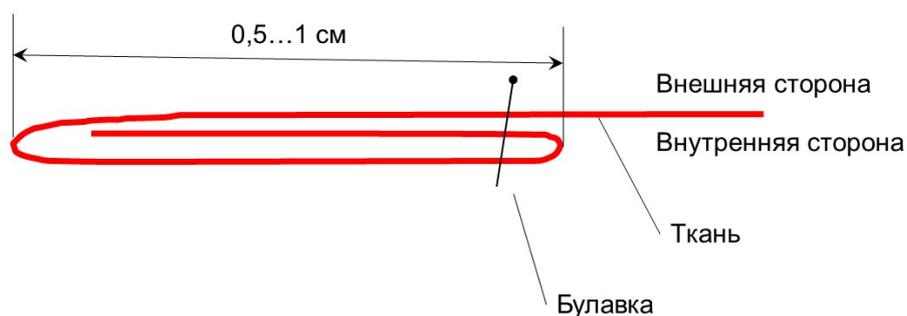


Рисунок 23. Схема изгиба кромок сектора купола

Следующим шагом является подгонка выкройки по краям – заранее оставленный припуск необходимо изогнуть, как показано на рисунке 23, и закрепить булавками. Затем прошейте края ручной иглой крупными стежками, длиной около 2 сантиметров. Выньте булавки – теперь ваш край хорошо держит получившийся шов. После этого прошейте края на машинке. В итоге у вас должен получиться аккуратный сектор, подобный изображенному на рисунке...



Рисунок 24. Изготовленный сектор купола

На следующем этапе вы соединяете сектора вместе. Для небольших куполов их можно соединить просто «внакладку», для более крупных используйте накладную ленту, как показано на рисунке 25.

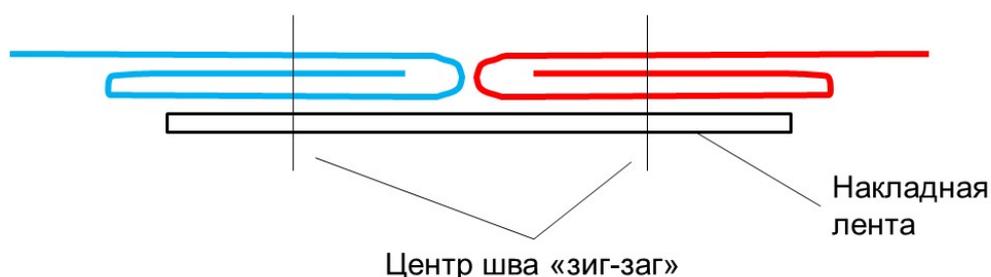


Рисунок 25. Схема соединения секторов

Продолжайте, пока не соедините между собой все сектора. После этого необходимо пришить к куполу стропы, как уже было показано на рис.8.

Последним этапом изготовления парашюта является формирование привязной петли. Лучше всего использовать для этого термоусадочную трубку. Поместите кусок термоусадочной трубки таким образом, чтобы все пришитые ранее к куполу стропы были одинаковой длины, и нагрейте утюгом или паяльником. У вас получится надёжная бронировка, скрепляющая концы всех строп. Получившуюся трубку согните в петлю, после чего просуньте внутрь второй термоусадочной трубки, которая, как нетрудно догадаться, должна быть большего диаметра, чем первая. После термоусадки в нужном месте у вас получится аккуратная петля, как на рисунке 26.

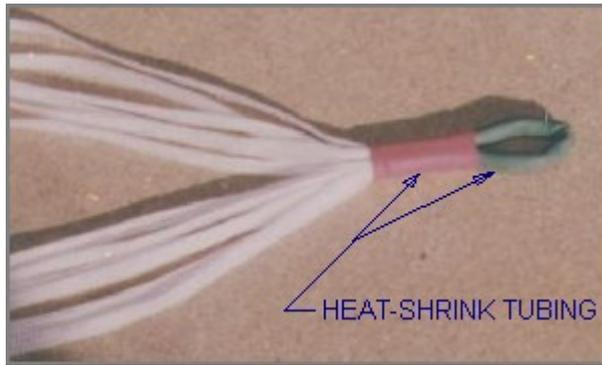


Рисунок 26. Изготовление петли для крепления строп к грузу

Испытания парашютной системы

После того, как вы изготовите парашют, наилучший способ убедиться в его работоспособности – это испытать его.



Рисунок 27. Бросковые испытания купола

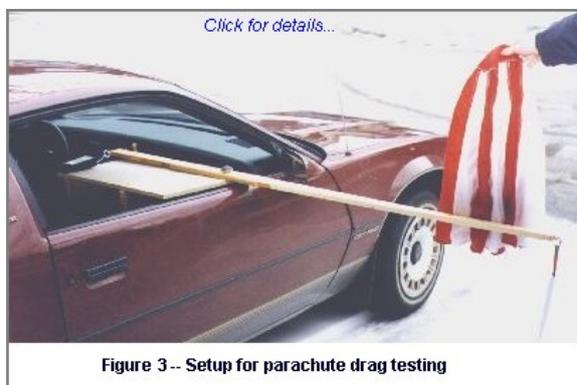
Конечно, отправлять в полёт на неопробованном куполе изготовленный вами микроспутник будет слишком рискованно. Поэтому нужно изготовить массово-габаритный макет – в качестве него проще всего использовать пустую банку из-под лимонада, заполненную песком так, чтобы её масса соответствовала массе вашего микроспутника.

Массово-габаритный макет с присоединённым к нему куполом следует сбросить с любого высокого объекта – обрыва или балкона здания. Пусть ваш товарищ с секундомером замерит время полёта аппарата от момента, как вы

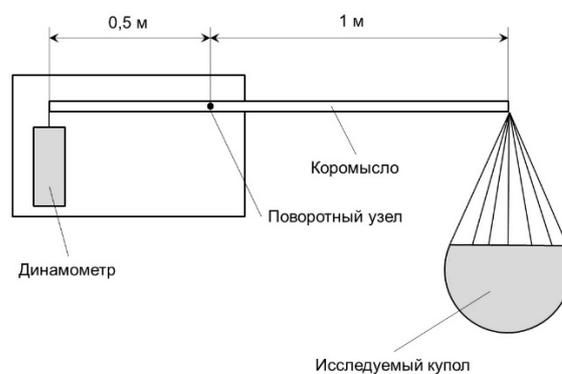
его отпустите, до момента приземления. Определив это время, вы найдёте скорость снижения, сможете сравнить её с расчётным значением и внести коррективы в величину коэффициента сопротивления – как мы уже упоминали, её табличные значения следует рассматривать, как ориентировочные.

Существует и другой, более точный способ определения коэффициента сопротивления купола в процессе испытаний. Этот способ потребует от вас несколько большего старания, поскольку требует изготовления вспомогательного оборудования. Но и результативность его гораздо выше, поскольку он позволяет определить зависимость коэффициента сопротивления вашей парашютной системы от скорости, с которой снижается микроспутник.

На рисунке 28 показано приспособление, которое изготовил уже упоминавшийся нами Ричард Накка.



а)



б)

Рисунок 28. Приспособление для испытания купола. а) – общий вид; б) конструктивная схема.

Как несложно понять из схемы, в качестве «аэродинамической трубы» используется движущийся автомобиль. Испытания проводятся несколько раз на разных скоростях движения, причем в общем случае каждое испытание провести дважды, двигаясь на автомобиле в противоположных направлениях – этим будет обеспечиваться коррекция ветрового воздействия. Конечно, следует дожидаться максимально спокойной погоды.

В результате вы получите график зависимости силы сопротивления (не забудьте, что динамометр будет показывать в два раза большую силу, чем та, что воздействует на парашют!) от скорости движения, подобную той, что изображена на рис. 29.

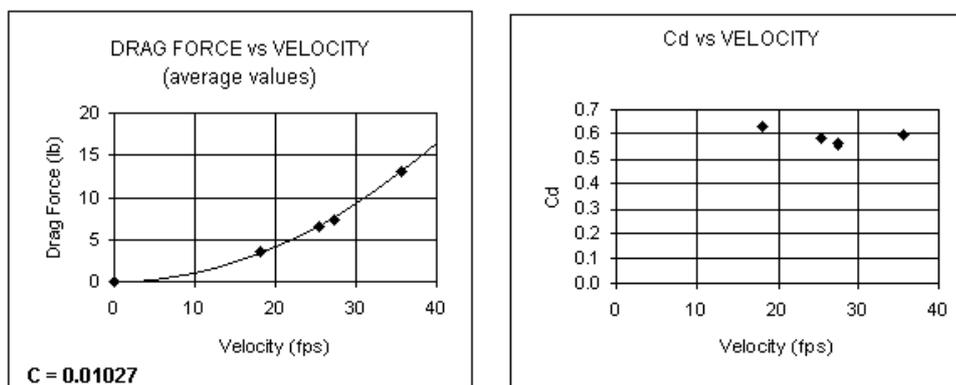


Figure 4 -- Results of drag testing, for 1-metre semi-ellipsoidal parachute

а)

б)

Рисунок 29. а) - зависимость силы сопротивления от скорости движения; б) – зависимость коэффициента сопротивления от скорости движения

Пересчитав полученные данные в соответствии с формулами, которые вы уже хорошо знаете, вы получите зависимость коэффициента сопротивления от скорости.

Результаты всех испытаний обязательно фиксируйте и сохраняйте для будущих работ – набранная таким образом статистика окажет вам незаменимую помощь при будущих разработках.

Роторная система посадки

Наконец, давайте рассмотрим ещё один вариант системы спасения, использующий для снижения скорости спуска атмосферного зонда принцип авторотации, то есть создания подъёмной силы за счёт вращения ротора, раскручиваемого набегающим потоком воздуха.

Этот принцип положен в основу полёта автожира – летательного аппарата, у которого сила тяги создаётся тянущим или толкающим двигателем, а подъёмная сила – раскручиваемым ротором. В режиме авторотации в ряде случаев возможно осуществить посадку аварийного вертолёт с отказавшим двигателем. А на заре космонавтики даже проводились поисковые работы в области использования авторотации в системах спасения возвращаемых аппаратов космических кораблей.

Для того, чтобы уяснить физические основы, составляющие суть этого явления, следует понять – лопасть самолётного винта или вертолётного ротора с точки зрения аэродинамики работает аналогично несущей плоскости-крылу, только совершает при этом не поступательное, а вращательное движение.

На рисунке 30 показаны силы, действующие на элементарное сечение лопасти ротора вертолёт в том случае, когда он приводится в движение двигателем и обеспечивает висение машины либо её вертикальный подъём.

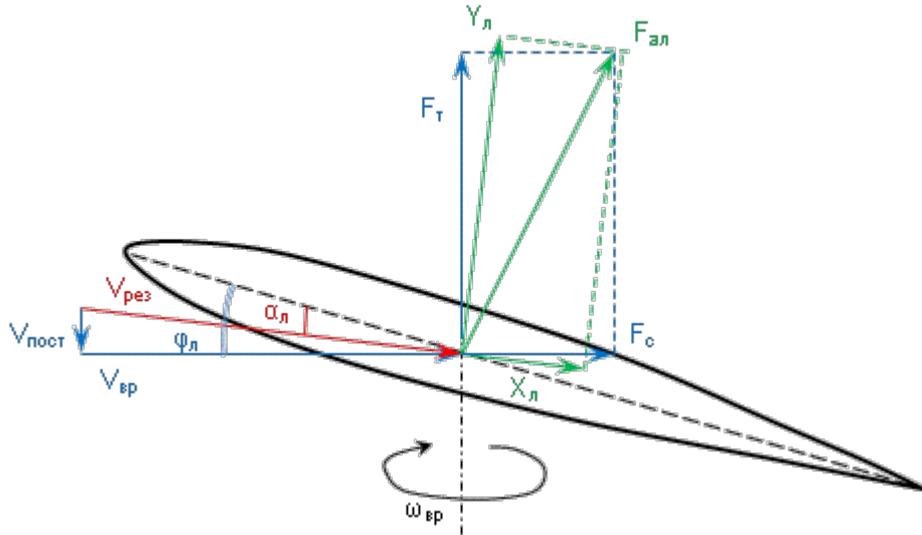


Рисунок 30. Распределение сил, действующих на элементарное сечение лопасти ротора в режиме создания тяги

Здесь:

$V_{вр}$ - скорость воздушного потока, обусловленного вращением рассматриваемого сечения лопасти;

$V_{пост}$ - скорость воздушного потока, набегающего на рассматриваемое сечение лопасти в осевом направлении;

$V_{рез}$ - результирующая скорость воздушного потока, набегающего на рассматриваемое сечение лопасти;

X_l - аэродинамическое сопротивление рассматриваемого сечения лопасти;

Y_l - подъёмная сила рассматриваемого сечения лопасти;

$F_{ал}$ - полная сила аэродинамического сопротивления рассматриваемого сечения, равная векторной сумме двух предыдущих сил;

F_T - сила тяги рассматриваемого сечения лопасти;

F_c - сила сопротивления вращению рассматриваемого сечения лопасти;

α_l - угол атаки рассматриваемого сечения лопасти;

φ_l - угол установки рассматриваемого сечения лопасти;

$\omega_{вр}$ - угловая скорость вращения лопасти;

Сила тяги ротора вычисляется, как сумма всех сил F_T , возникающих на элементарных сечениях всех лопастей. В режиме висения или равномерного движения по вертикали она равна по модулю весу вертолёта. А сумма моментов всех сил F_c относительно оси вращения ротора равна крутящему моменту, создаваемому на оси вращения ротора двигателем.

Что же происходит в режиме авторотации? Какая сила заставляет ротор раскручиваться в отсутствии вращающего момента, создаваемого двигателем?

Ответ на этот вопрос изображен на рисунке 31.

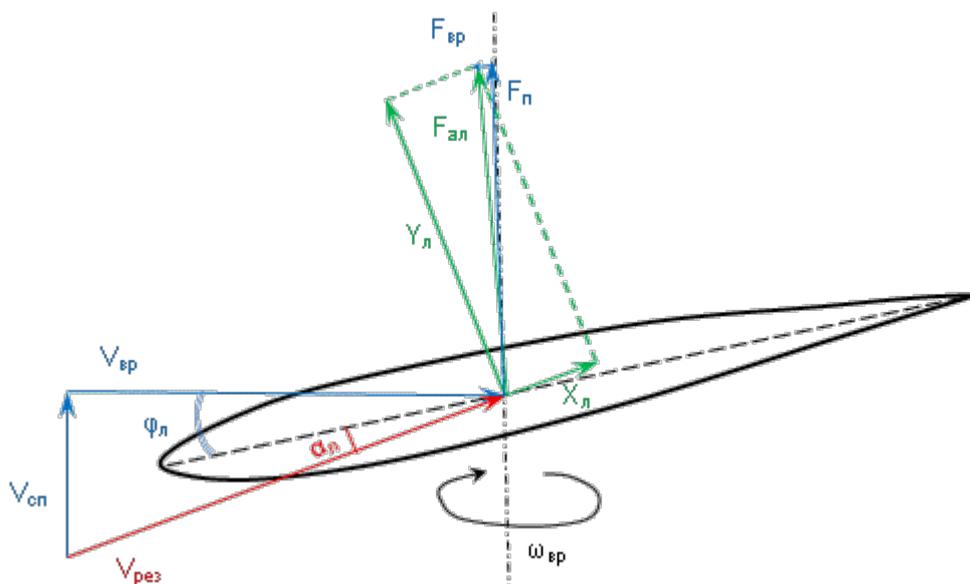


Рисунок 31. Распределение сил, действующих на элементарное сечение лопасти ротора в зоне авторотации

Что изменилось по сравнению с предыдущим рисунком?

Во-первых, угол установки сечения лопасти φ_l стал отрицательным.

Во-вторых – скорость воздушного потока, набегающего на сечение лопасти в осевом направлении, также сменила знак, и тождественно равна скорости спуска аппарата в режиме авторотации. Поэтому мы и обозначим её по-новому - $V_{сп}$.

В-третьих – полная сила аэродинамического сопротивления $F_{ал}$ теперь направлена так, что при проецировании на систему координат, связанную с осью вращения, её горизонтальная составляющая направлена вперёд и представляет собой движущую силу вращения $F_{вр}$, обеспечивающую раскрутку ротора. Вертикальная же составляющая по-прежнему направлена вдоль оси вращения и образует подъёмную силу $F_{п}$, которую при рассмотрении зонда, спускающегося на авторотации, было бы правильнее называть тормозящей силой.

Казалось бы всё просто? Однако наиболее внимательные уже заметили, что при такой картине сил ротор будет не вращаться с постоянной скоростью, а раскручиваться с ускорением – ведь горизонтальная составляющая $F_{вр}$ ничем не скомпенсирована! Где же мы ошиблись?

Самым удивительным будет то, что мы не ошиблись – ведь мы ставили целью понять, какая сила раскручивает ротор, если на него не действует вращающий момент двигателя. И мы её нашли – горизонтальная составляющая полной аэродинамической силы действительно **в некоторых** сечениях лопасти направлена вперёд по направлению вращения. В некоторых – но не во всех!

Вспомнив, что лопасть ротора вращается, как жёсткое целое, нетрудно понять, что горизонтальная скорость различных её сечений, то есть скорость

$V_{вр}$, для разных сечений будет разной. Она минимальна у комля лопасти, вращающегося по наименьшему радиусу, и максимальна у её законцовки, вращающейся по наибольшему радиусу. А поскольку скорость спуска $V_{сп}$ одна и та же для всех сечений, то разные сечения лопасти будут обдуваться набегающим потоком под разным углом атаки $\alpha_{л}$. Который, напротив, будет максимальным у комля лопасти и минимальным у её законцовки. К чему это приводит?

Картина обтекания сечения вблизи законцовки лопасти схематически показана на рисунке 32.

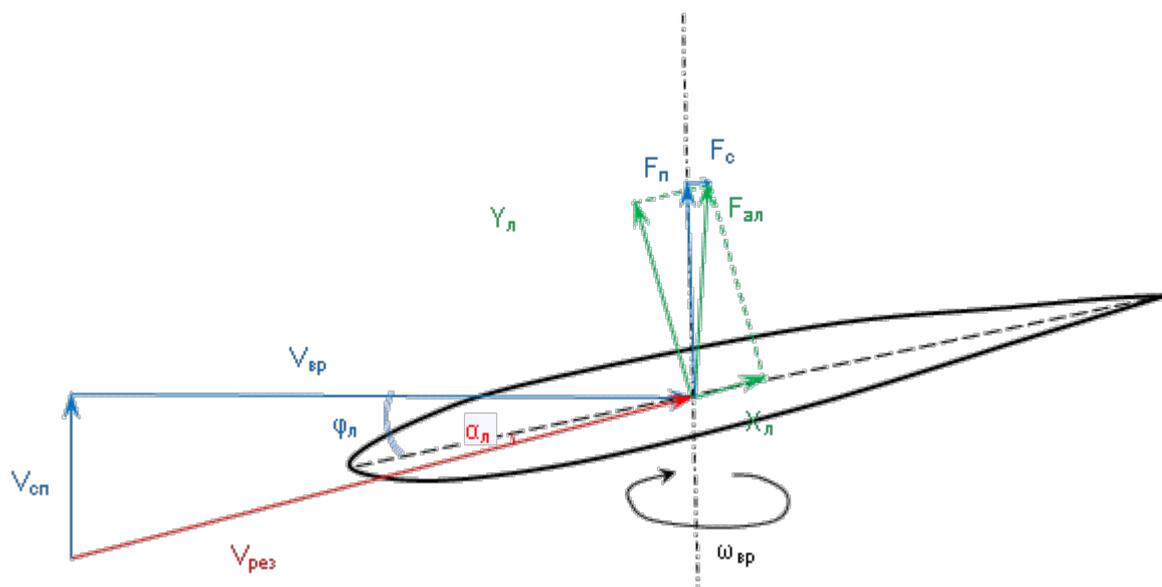


Рисунок 32. Распределение сил, действующих на элементарное сечение лопасти ротора в ведомой зоне

Из рисунка видно, что при снижении угла атаки снижается величина подъёмной силы сечения $Y_{л}$ (на самом деле, снижается и $X_{л}$, но при малых углах атаки изменение силы сопротивления происходит существенно медленнее, чем изменение подъёмной силы). Кроме того – обе силы отклоняются назад. Как следствие обоих этих явлений полная аэродинамическая сила тоже изменяет своё направление. И теперь при проецировании на систему координат, связанную с осью вращения, её горизонтальная составляющая направлена назад и представляет собой силу сопротивления F_c , противодействующую раскрутке ротора.

Зону лопасти, в которой в режиме авторотации возникает распределение сил, подобное показанному на рисунке 32, называют ведомой или пропеллерной. Ведомой – потому что она не создает приводящую силу вращения. Пропеллерной – потому что распределение сил на её сечениях полностью аналогично распределению сил при полёте под тягой, показанному ранее на рисунке 30.

Возле комля лопасти угол атаки вследствие сильного уменьшения скорости $V_{вр}$ достигает больших значений, при которых величина силы $Y_{л}$

снова начинает снижаться, а силы $X_{л}$ - существенно расти. При возникновении особо больших углов атаки возможно возникновение срыва потока, при котором сопротивление сечения становится максимальным, а подъёмная сила практически обнуляется. По этой причине эту зону называют зоной отрывного обтекания.

В итоге картина распределения сил становится такой, как изображена на рисунке 33.

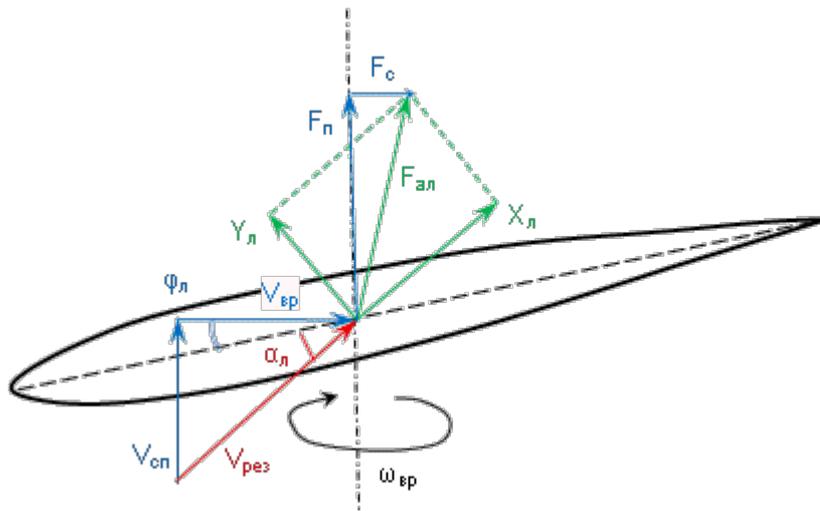


Рисунок 33. Распределение сил, действующих на элементарное сечение лопасти ротора в зоне отрывного обтекания

Таким образом, на вращающейся лопасти следует выделять три зоны – ведомую или пропеллерную зону, расположенную вблизи законцовки, ведущую зону или зону авторотации, расположенную в центре, и зону срывного обтекания, расположенную вблизи комля лопасти. Установившаяся скорость вращения винта достигается тогда, когда сила вращения, образуемая ведущей зоной, уравнивается силами сопротивления, образуемыми ведомой зоной и зоной отрывного обтекания.

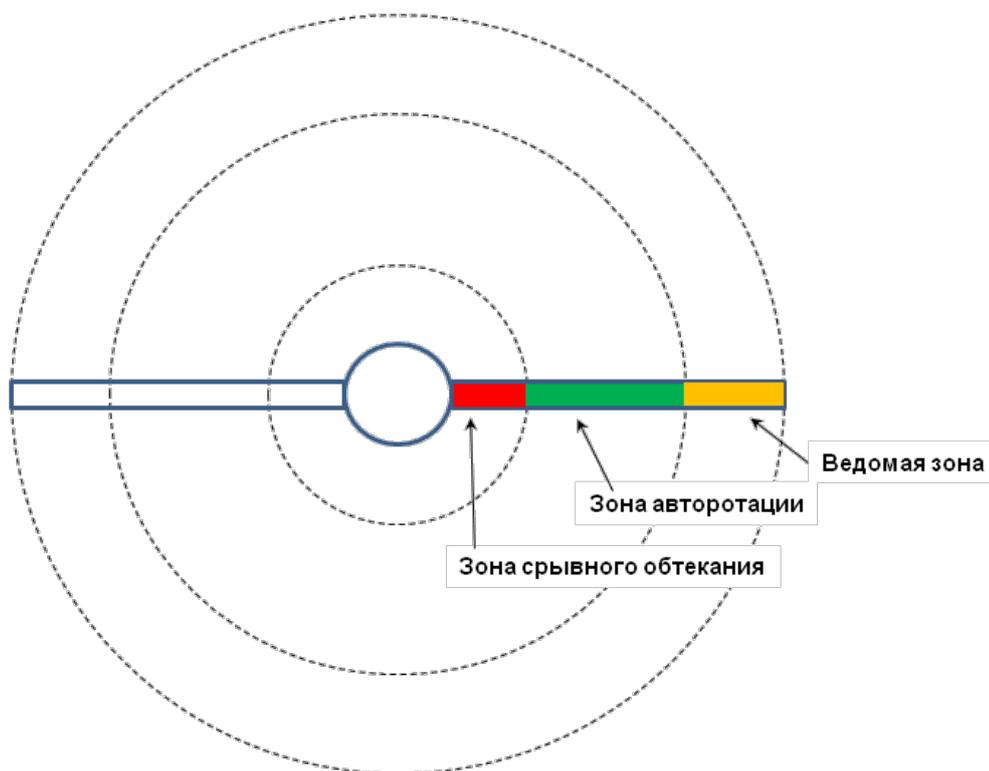


Рисунок 34. Зоны лопасти винта при авторотации

Теоретически, зная значение скорости спуска и силы тяжести, действующей на атмосферный зонд, можно рассчитать распределение всех указанных сил по сечениям лопастей, и подобрать форму профиля лопасти, а также угол её установки для обеспечения найденных значений. Однако расчёты эти будут достаточно громоздкими и уж точно потребуют знания интегрального исчисления. Поэтому, если вы взялись за разработку роторной системы спасения, то лучше сразу настроиться на углублённое изучение основ аэродинамики, теории вертолёта и, конечно, на необходимость осуществления большого количества экспериментов.

Пожалуй, на этом главу о системах спасения следует завершить. Потому что все теоретические премудрости в ограниченный объём издания вместить все равно не получится, да это и не нужно – ведь вы уже и сами поняли, что для их грамотного проектирования и изготовления придётся изучать множество статей и книг. Впрочем, это касается и других систем вашего атмосферного зонда.

И всегда помните, что по-настоящему интересный проект невозможно сделать по «методичке» - он может родиться только в ходе максимально творческого подхода. Потому – не бойтесь экспериментировать, и не бойтесь ошибаться! Рано или поздно, ваши старания приведут вас к желаемому результату!

Задания:

При работе над парашютом могут быть выполнены следующие задания:

1. Рассчитайте скорость приземления микроспутника без парашюта, если отделение произошло на высоте 250 м, 500 м, 1000 м. Для упрощения считать, что микроспутник не закручивается и падает вертикально, днищем вниз.
2. Рассчитайте необходимую минимальную площадь для разных куполов (круглого, полусферического, квадратного, крестовидного) для обеспечения приземления микроспутника со скоростью 5 м/с.
3. Измерьте удельный вес (г/м^2) разных доступных вам тканей, которые вы предполагаете использовать для выкройки купола.
4. Измерьте удельный вес разных нитей, которые вы предполагаете использовать для изготовления строп.
5. Рассчитайте полную массу парашютной системы при длине строп, соответствующей одному диаметру круглого купола. Затем увеличьте длину строп в два раза, рассчитайте новые значения коэффициента сопротивления купола и его необходимую площадь. После этого рассчитайте новую полную массу парашютной системы. В какую сторону она изменилась? Помните, что результат может зависеть от соотношения удельных масс ткани и нитей.
6. Проведите бросковые испытания парашютной системы с подвешенным грузом, сбросив её с известной высоты. Измерьте время спуска. Определите скорость спуска. Рассчитайте значение коэффициента сопротивления, которому она соответствует. Насколько найденное значение отличается от расчётного? Можете ли вы объяснить, почему?
7. Изготовьте два купола одинаковых размеров и формы, но в одном из них предусмотрите полюсное отверстие, а другой оставьте сплошным. Проведите бросковые испытания. Наблюдайте за поведением обоих куполов в воздухе.

Список литературы

1. Руководство к проекту CanSat. Выпущено: 08 октября 2010 года.
Менеджер по проекту: Торстейн; Torstein@rocketrange.no Специалист по программированию: Стиан Вик Мартиссен; stain@rocketrange.no
2. В. Канаев. Ключ на старт!
3. Н.А. Лобанов. Основы расчёта и конструирования парашютов

4. П.И. Иванов. Проектирование, изготовление и испытания парашютов:
методическое руководство для разработчиков парашютных систем,
конструкторов и испытателей