

Муниципальное бюджетное образовательное учреждение

«гимназия №8 им. академика Н.Н. Боголюбова

города Дубны Московской области»

Аэродинамика бумажного самолётка.

Работа учениц 11А класса
Ховановой Ксении
Александровны; Пороховой
Дарьи Денисовны

Руководитель проекта:
Учитель физики Смирнова
Ирина Александровна

Работа допущена к защите 15 мая 2019 г.

Подпись руководителя проекта _____

 (Смирнова И.А.)

Дубна 2019 г.

Содержание:

| | |
|---------------------------------------------------|----|
| Введение - - - - - | 3 |
| Часть 1. Теоретическая аэродинамика - - - - - | 5 |
| Часть 2. Экспериментальная аэродинамика - - - - - | 9 |
| Часть 3. Аэродинамика крыла самолёта - - - - - | 10 |
| Часть 4. Эксперимент - - - - - | 12 |
| Заключение - - - - - | 14 |
| Литература - - - - - | 15 |
| Приложения - - - - - | 17 |

ВВЕДЕНИЕ

Люди всегда мечтали обрести власть над воздушной стихией. Они строили различные механизмы, надеясь, что хоть один из них будет способ^{ен} оторваться от земли и взмыть вверх. Люди наблюдали за птицами, гадая, что же позволяем^т им подниматься в воздух и не падать обратно на землю. Люди пытались понять, почему некоторые объекты падают вниз, а другие могут парить в потоках воздуха. Из этих исследований со временем и сложилась такая наука, как аэродинамика.

Аэродинамика — это наука, изучающая законы движения воздуха (газа) и взаимодействие воздушного потока (газа) с находящимися в нем телами.

В результате взаимодействия воздуха с движущимися в нем твердыми телами возникают силы, которые называются аэродинамическими.

Долгое время аэродинамика являлась лишь специальным разделом физики. Как самостоятельная наука она возникла в начале 20 в. в связи с потребностями авиации. Рождавшаяся авиация требовала разработки теории и создания методов расчёта подъёмной силы крыла, аэродинамического сопротивления самолёта и его деталей. Одно из первых в мировой науке теоретических исследований этих вопросов содержится в работах русских учёных К. Э. Циолковского «К вопросу о летании посредством крыльев» и Н. Е. Жуковского «К теории летания».

Теория, позволяющая рассчитать подъёмную силу крыла, была разработана в начале 20 века Н. Е. Жуковским, С. А. Чаплыгиным, В. Куттой и Ф. Ланчестером. Одновременно с разработкой теории полёта для получения численных значений аэродинамических характеристик создаются специальные аэродинамические лаборатории, ставшие базой экспериментальной аэродинамики, создателями которой можно считать Н. Е. Жуковского, французского учёного Ж. Эйфеля и немецкого учёного Л. Прандтля.

В соответствии с методами решения возникающих задач аэродинамика делится на теоретическую и экспериментальную. Первая ищет решение путём теоретического анализа основных законов гидроаэромеханики, сформулированных в форме уравнений Л. Эйлером, Ж. Лагранжем, М. Навье, Г. Стоксом и др. Решение этих уравнений для большинства практически важных задач даже в наше время возможно только при допущении, что вязкость воздуха равна нулю. Однако решение упрощённых таким образом уравнений даёт результаты, противоречащие опыту. Например, сила аэродинамического сопротивления шара оказывается равной нулю (Д'Аламбера-Эйлера парадокс). Возникшее противоречие в известной степени было разрешено Л. Прандтлем, предложившим разделить пространство, в котором наблюдаются возмущения, вызванные движущимся телом, на две области: область, близкую к поверхности тела, где существенно

влияние вязкости, т. н. пограничный слой, и область вне пограничного слоя, где воздух можно рассматривать как идеальный газ.

Цель работы:

Познакомиться с основными положениями аэродинамики и исследовать некоторые из них на моделях летательных аппаратов.

Задачи:

1. Изучить основные аэродинамические силы, оказывающие влияние на тела, находящиеся в воздушной среде.
2. Выяснить, как и какие элементы строения самолёта влияют на длительность и траекторию его полёта.
3. Выявить отличия в строении и аэродинамических свойствах модели самолёта обычной проектировки и бумажного самолётика.
4. Сделать вывод по полученным данным.

Объекты исследования: бумажные самолётики различных моделей.

Метод исследования:

- 1) теоретический метод: сбор и анализ информации;
- 2) практический метод: замеры расстояния и времени планирования экспериментальных моделей.

Теоретическая аэродинамика

Главные параметры воздуха.

Воздух — это главным образом смесь двух газов азота (около 79%) и кислорода (около 21%). У земли воздух производит давление равное весу столба воздуха от верхней границы атмосферы до земли (на уровне моря $t=+15^{\circ}\text{C}$) равное $1,0332 \text{ кг/см}^2$.

Давлением называется сила, действующая на единицу площади и перпендикулярная ей. Обычно обозначается буквой (P), измеряется в килограммах на единицу площади (кг/м^2).

Температура — мера нагретости тела, она определяет скорость хаотического движения молекул. Измеряется в градусах Цельсия, Кельвинах или Фаренгейтах. В шкале Кельвина за 0° взята температура прекращения движения молекул (-273°), в шкале Цельсия - температура замерзания чистой воды при давлении 760 мм. рт. столба, в шкале Фаренгейта - температура замерзания насыщенного раствора соли в воде.

Плотность. В аэродинамике под понятием плотности обычно понимают массовую плотность. Она характеризует кинетическую энергию молекул воздуха. Обозначается буквой ρ (читается ро). Массовая плотность - это масса воздуха, содержащаяся в объеме 1 куб. м (м^3).

Физические свойства воздуха.

Характер взаимодействия воздуха и движущегося в нем тела зависит от физических его свойств: инертности, вязкости, сжимаемости.

Инертность. Инертностью называется свойство воздуха сопротивляться изменению скорости. Мерой инертности является его масса. Чем больше плотность воздуха, тем большую инертность будет иметь единица объёма. Инертность принято характеризовать массовой плотностью ρ .

Вязкость. Вязкостью воздуха называют его способность сопротивляться сдвигу одних слоёв относительно других. Воздух весьма липкая среда и при обтекании твердого тела скорость воздуха изменяется в определенном слое от 0 на поверхности тела до скорости потока. На торможение прилипшего воздуха и преодоление вязкости воздуха затрачивается энергия, что является причиной возникновения силы трения о воздух. Слой, в котором поток тормозится от своей скорости до нуля у поверхности тела называется пограничным слоем. Он невелик и имеет толщину от 1,5 до 3% от длины обтекаемого тела.

Сжимаемость. Воздух - это газ, он подвержен сжатию. Заметное влияние на обтекание тел сжимаемость оказывает на $M=0,4$ и более. До $M=0,4$ влияние сжимаемости обычно не учитывается. Число M (Маха) показывает отношение скорости полёта к скорости распространения звуковых волн. У

земли скорость звука около 1230 км/ч. С увеличением высоты плотность воздуха падает, он становится менее упругим и скорость звука падает. Следовательно, при равной скорости относительно воздуха с поднятием на высоту число M растет.

Строение самолёта

Самолёт — воздушное судно тяжелее воздуха, предназначенное для полётов в атмосфере с помощью силовой установки, создающей тягу, и неподвижного относительно других частей аппарата крыла, создающего подъёмную силу.

Основные элементы самолёта (См. приложение 1):

Крыло — создаёт при поступательном движении самолёта необходимую для полёта подъёмную силу за счёт возникающей в набегающем потоке воздуха разницы давлений на нижнюю и верхнюю поверхности крыла: давление на нижнюю поверхность самолётного крыла больше, чем давление на верхнюю его поверхность.

Фюзеляж — предназначен для размещения экипажа, пассажиров, грузов и оборудования, а также для крепления крыла, оперения, шасси, двигателей и т. п. Известны самолёты без фюзеляжа (например — «летающее крыло»).

Оперение — аэродинамические поверхности, предназначенные для обеспечения устойчивости, управляемости и балансировки самолёта. Для управления самолётом на оперении располагают отклоняемые поверхности — аэродинамические рули (руль высоты, руль направления), или же делают поверхности оперения цельноповоротными (на многих сверхзвуковых самолётах).

Шасси — система опор, необходимых для разбега самолёта при взлёте, пробега при посадке, а также передвижения и стоянки его на земле.

Силовая установка самолёта, состоящая из двигателя (например, воздушного винта), а также систем, обеспечивающих их работу — создаёт необходимую тягу, которая, уравнивая аэродинамическое сопротивление и обеспечивает самолёту поступательное движение.

Геометрические характеристики крыла.

(см. Приложение 2)

Аэродинамическими характеристиками называются зависимости коэффициентов $C_{ух}$, $C_{ха}$, $K_{(аэр. кач.)}$ от угла атаки крыла α , скорости подъема, а также их взаимные зависимости. При увеличении угла атаки коэффициент C_y α , следовательно, и подъёмная сила K растёт, но до определенного угла атаки, выше которого наблюдается резкое падение C_y .

Угол атаки, при котором C_y достигает своего максимального значения называется критическим углом атаки $\alpha_{кр}$. Падение C_y на $\alpha_{кр}$ объясняется срывом потока и большим вихреобразованием $\alpha_{кр}$. У современных самолетов составляет $15-20^\circ$. На $\alpha_{кр}$ и близких к нему устойчивость и управляемость самолета резко ухудшается. Эта зависимость справедлива при дозвуковых скоростях. При сверхзвуковых – на C_y влияет сжимаемость воздуха.

Угол атаки, при котором $C_y = 0$ (равен нулю) называется углом нулевой подъемной силы α_0 .

Поляры крыла — это универсальная характеристика крыла, она строится на основании зависимостей:

$$C_y = f(\lambda) \quad \text{и} \quad C_x = f(\lambda)$$

Аэродинамические характеристики самолета по форме похожи на аэродинамические характеристики крыла, но при этом должны быть учтены характеристики других частей самолета. Аэродинамическое качество самолета будет меньше аэродинамического качества крыла. Для самолета поляра сдвинется вправо по оси C_x , сохраняя форму поляры крыла.

Методы снятия показаний.

Для изучения и постановки экспериментов используется термоанемометрический метод измерения турбулентных пульсаций скорости. Он основан на использовании свойства металлического проводника изменять свое электрическое сопротивление при изменении температуры. Поэтому основной частью соответствующего измерительного прибора - термоанемометра является миниатюрный металлический преобразователь, помещаемый в исследуемую точку потока и нагреваемый электрическим током. Отвод тепла от преобразователя в поток происходит тем интенсивнее, чем выше скорость потока в окрестности преобразователя. Возникающее в результате его охлаждения изменение электрического сопротивления регистрируется чувствительной мостовой схемой, в одно из плеч которой и включен преобразователь. Предварительной градуировкой устанавливается соответствие между изменением электрического сопротивления и вызвавшим его изменением скорости потока. По указанной схеме работает термоанемометр, который принято называть термоанемометром постоянного тока, так как у него не меняется сила тока, протекающего через преобразователь.

Также применяется более совершенный термоанемометр, у которого поддерживается постоянным сопротивление преобразователя. Достигается это путем подачи через систему обратной связи на преобразователь соответствующего переменного тока, который нагревает его так, что происходит постоянная компенсация охлаждающего влияния потока. Ток

компенсации или напряжение являются в этом случае мерилем скорости потока около преобразователя. Приборы, работающие по этой схеме, носят название термоанемометров постоянной температуры. (см. Приложение 3)

К достоинствам этого метода можно отнести следующее: чувствительные элементы (преобразователи) термоанемометров, вводимые в поток, достаточно миниатюрны по своим размерам, так что возмущения потока от них невелики и искажения результатов измерений за счет пространственного осреднения пульсаций также минимальны; термоанемометры обладают малой инерционностью и поэтому реагируют на быстрые флуктуации почти мгновенно, что позволяет регистрировать достаточно высокочастотные пульсации без искажений; чувствительность термоанемометров обеспечивают уверенную регистрацию и дифференциацию пульсаций, которые составляют всего несколько процентов скорости потока; электрические сигналы, поступающие с выхода термоанемометра, легко допускают последующую статистическую обработку, как на аналоговых приборах, так и с помощью ПЭВМ.

Преобразователь термоанемометра обычно представляет собой очень тонкую (несколько микрометров) и довольно короткую (около 1 мм) металлическую нить, растянутую между металлическими державками.

Наиболее распространены металлические нити, изготовленные из вольфрама, платины или платино-иридиевого сплава.

Рассчитать точную характеристику датчика теоретически невозможно, поскольку при его изготовлении некоторые параметры не могут быть точно проконтролированы, например постоянство диаметра нити по ее длине, разброс физических свойств нити (температурная зависимость электрического сопротивления), длина термонити должна быть уменьшена в расчетах из-за охлаждения ее концов более массивными державками. Все эти обстоятельства приводят к тому, что характеристики системы “датчик-термоанемометр” получают экспериментально для каждого датчика на специальной градуировочной установке, представляющей собой канал с малой степенью интенсивности турбулентности. Датчик устанавливают в градуировочном канале совместно с датчиками средней скорости (например, трубка Пито), изменяя среднюю скорость потока, строят градуировочную кривую зависимости выходного напряжения термоанемометра от скорости потока, которая является единственной для данного датчика и заданного нагрева. Показания с выхода термоанемометра фиксируются с помощью вольтметра постоянного тока (ВК7-10А, Ц301/1, В2-38). После снятия градуировочной характеристики термоанемометр готов к измерениям.

Экспериментальная аэродинамика

В настоящее время одним из важных направлений исследований в практической аэродинамике является решение проблемы уменьшения трения при обтекании поверхности воздушного судна воздушным потоком. Для авиации уменьшение трения имеет большое значение с точки зрения улучшения экономичности воздушных перевозок. Уменьшение трения потока, обтекающего поверхности крыла, хвостового оперения и фюзеляжа, может дать значительный прирост дальности полета.

Известно большое число методов уменьшения трения потока газа. Один из эффективных способов управления сопротивлением трения основан на применении перфорированных поверхностей с демпфирующими полостями. В частности, были проведены исследования на кафедре теплоэнергетики Ульяновского государственного технического университета, в результате которых была установлена возможность существенного снижения сопротивления трения турбулентного потока газа в перфорированной трубе с демпфирующими полостями при определенном количестве перфорационных отверстий, приходящихся на каждую демпфирующую полость.

Для проведения этого и подобных ему экспериментов учёные используют аэродинамические трубы.

Аэродинамическая труба – это техническое устройство, предназначенное для моделирования воздействия среды на движущиеся в ней тела. Их применение в аэродинамике базируется на принципе обратимости движений и теории подобия физических явлений.

Аэродинамические трубы классифицируют по диапазону возможных скоростей потока, размеру и типу рабочей части, а также поджатию. Также существуют отдельные группы аэродинамических труб:

1. **Высокотемпературные** — дополнительно позволяют изучать влияние больших температур и связанных с ними явлений диссоциации и ионизации газов.
2. **Высотные** — для исследования обтекания моделей разреженным газом (имитация полёта на большой высоте).
3. **Аэроакустические** — для исследования влияния акустических полей на прочность конструкции, работу приборов и т. п.

Однако наиболее распространённые и лёгкие в сборке и использовании являются дозвуковые трубы. На принципе их строения основаны и остальные разновидности.

Схема дозвуковой аэродинамической трубы (см. приложение 3):

Аэродинамика крыла самолёта

Под аэродинамикой крыла самолёта часто подразумевают его подъёмную силу, ведь именно она позволяет самолёту передвигаться в воздушных потоках. Не последнюю роль в этом играет непосредственно форма крыла.

(см. приложение 4)

Взаимодействие воздуха с крылом формирует вокруг крыла области высокого и низкого давления, которые искривляют воздушный поток так, что он огибает крыло. Острая задняя кромка крыла приводит к тому, что в идеальном потоке из всех потенциальных решений уравнений движения реализуется только одно конкретное, исключаящее переток воздуха вокруг острой задней кромки. Это решение зависит от угла атаки и у обычного крыла имеет область пониженного давления над крылом и область повышенного давления — под ним. Соответствующая разница давлений формирует подъёмную силу крыла, заставляет воздух двигаться быстрее над верхней кромкой крыла и замедляет воздух под нижней. Количественно подъёмную силу удобно описывать численно через эту разницу скоростей над крылом и под ним в виде характеристики, которая называется «циркуляцией» потока. При этом в соответствии с третьим законом Ньютона действующая на крыло подъёмная сила означает, что крыло отклоняет вниз часть набегающего воздушного потока — для того, чтобы самолет мог лететь, часть окружающего его воздуха должна непрерывно двигаться вниз. Опираясь на этот движущийся вниз поток воздуха самолет «летит».

Аэродинамические характеристики бумажных самолётиков

Основным отличием бумажной модели самолёта является то, что большинство из них имеют преимущественно плоские поверхности в своём строении. Из-за этого главными элементами в строении самолётика выступают крыло и центр тяжести, заменяющий фюзеляж.

Крыло ровное, но во время полета оно располагается под некоторым углом к потоку воздуха, отчего возникает примерно тот же эффект, что и у профильного крыла (т.е. образуется угол атаки (угол между строительной осью самолета и вектором скорости)).

Бумажным самолётиком можно управлять, как настоящим. Например, скорость и траекторию полета можно корректировать, сгибая заднюю часть крыла подобно настоящим закрылкам.

Изучая литературу, мы выяснили, что конструкции самолетов существенно различаются в зависимости от цели их постройки. К примеру, самолеты для скоростных полетов по форме напоминают дротик они такие же узкие, длинные, жесткие, с ярко выраженным смещением центра тяжести к носу. Самолеты для максимально длительных полетов имеют большой размах крыльев, хорошо сбалансированы. Балансировка крайне важна для самолетов, запускаемых на улице. Они должны сохранять правильное положение, несмотря на колебания воздуха. Самолетам, запускаемым в

помещении, полезно смещение центра тяжести к носу. Такие модели летают быстрее и стабильнее, их проще запускать.

Эксперимент.

Оборудование:

Несколько различных моделей самолётиков, секундомер, рулетка, линейка.

Цель работы:

Проверить разные модели самолётов на их аэродинамические свойства без воздействия условий внешней среды и оценивать их по нескольким критериям:

- а) дальность полёта
- б) длительность полёта
- в) форма крыльев
- г) скорость полёта

Ход работы:

1. Отбор моделей.

Для эксперимента мы взяли несколько моделей бумажных самолётиков: 3 дротика (1, 3, 4) и 2 планера(2,5)

2. Запуск моделей.

Для проведения этой части эксперимента мы выбрали безветренный, ясный день, во избежание влияния внешних факторов на точность измерений. Каждый тип модели запускался по несколько раз, в таблицу заносились самые средние показатели времени и расстояния.

3. Вычисление скорости полёта по формуле $v=s/t$

| № | Размах крыльев, (м) | Положение центра тяжести | Форма крыльев | Траектория полёта | Дальность полёта (s), м | Время полёта (t), с | Скорость (v), м/с |
|---|---------------------|--------------------------|-------------------------------|-------------------|-------------------------|---------------------|-------------------|
| 1 | 0,175 | нос | Узкие без изгибов | дугобразная | 2,8 | 1,2 | 2,33 |
| 2 | 0,165 | нос | широкие с двумя доп. изгибами | дугобразная | 8,2 | 2,38 | 3,45 |
| 3 | 0,14 | центр | широкие с одним доп. | дугобразная | 6 | 1,5 | 4 |

| | | | | | | | |
|---|------|----------------------------|------------------------------|-----------|-----|-----|-----|
| | | | изгибо м | | | | |
| 4 | 0,12 | Равномерно в носовой части | узкие без изгибов | по прямой | 2,5 | 0,5 | 5 |
| 5 | 0,24 | в центре | широкие с одним доп. изгибом | по прямой | 8,6 | 2,1 | 4,1 |

Вывод

В ходе этого эксперимента мы выявили закономерную зависимость дальности полёта от размера и формы крыльев. Также из результатов следует, что Скорость самолётиков зависит от того, по какой траектории протекает полёт и от положения центра тяжести на модели.

Заключение

В ходе данной работы мы изучили неизвестную нам до этого науку, аэродинамику, и узнали много нового из механики и моделирования.

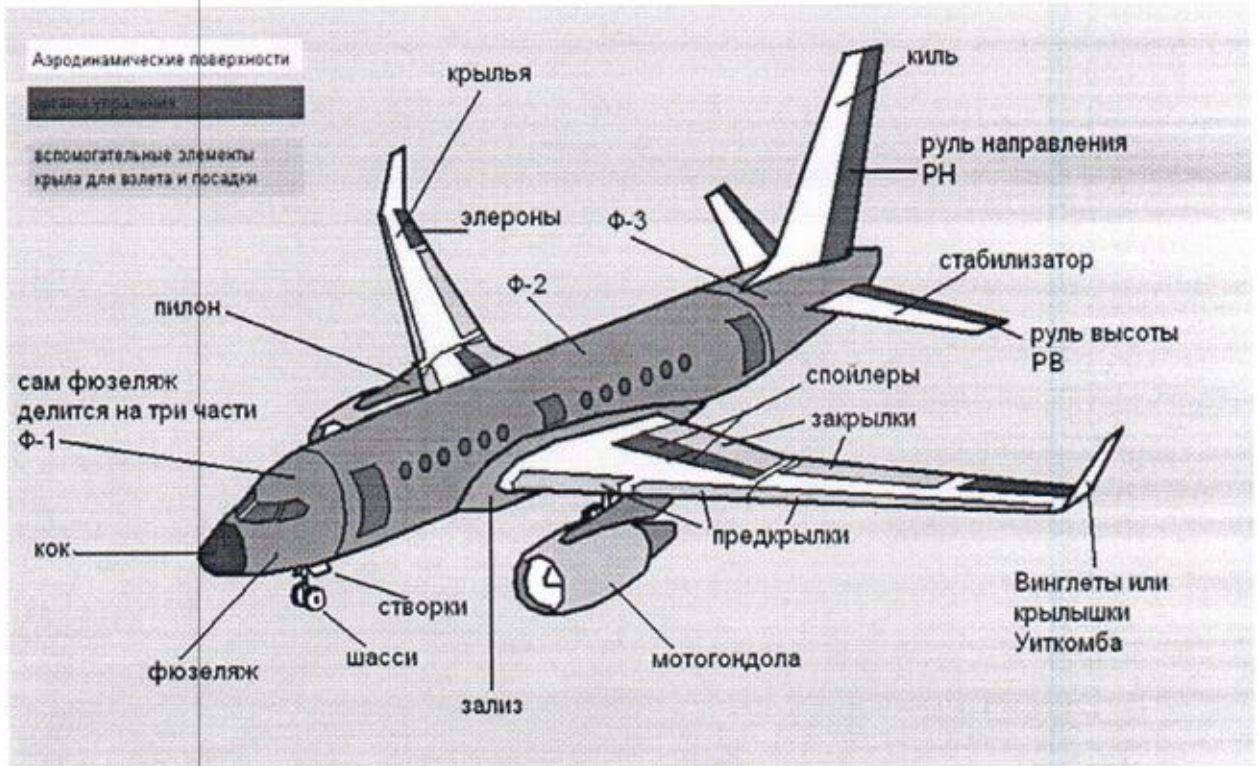
Мы ознакомились с простейшими моделями в технике оригами и их аэродинамическими свойствами. А также, имели возможность наблюдать за их проявлениями в реальном времени и на реальном объекте.

Мы наглядно убедились в закономерности наших гипотез в начале эксперимента и более углублённо изучили частный случай закона Бернулли для газов, лёгший в основу парадокса Д'Аламбера-Эйлера. К тому же, имея на руках результаты нашего эксперимента мы можем более точно корректировать полёт следующих запусков бумажных самолётиков или иных моделей, имеющих схожее строение.

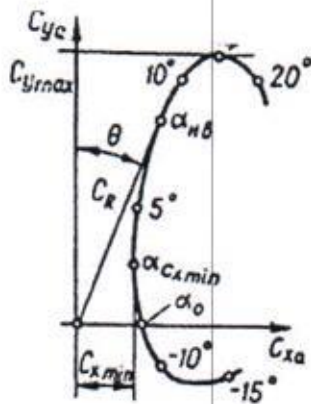
Литература

1. <https://bibliofond.ru/view.aspx?id=606299>
2. <http://works.doklad.ru/view/vGB3jfpInmo.html>
3. <http://chmalaerobatics.ru/aerodinamika>
4. <http://privetstudent.com/referaty/aviatsiya/503-aerodinamika-samoletov.html>
5. "Основы авиации" авторы: Г.А. Никитин, Е.А. Баканов
6. "Статистическое моделирование в вычислительной аэродинамике"
Хлопков Ю.И.
7. <http://www.xn-----6cdlj1acda1akwqfjtd1a4f.xn--p1ai/z-1900-1950-5.html>
8. <https://zen.yandex.ru/media/mirkrestikom/13-unikalnyh-samoletikov-iz-bumagi-letaiuscih-rekordno-daleko-5ac94ae77ddde8b690326f41>
9. <http://www.guinness-records.ru/samyiy-dalniy-polet-bumazhnogo-samoleta/>

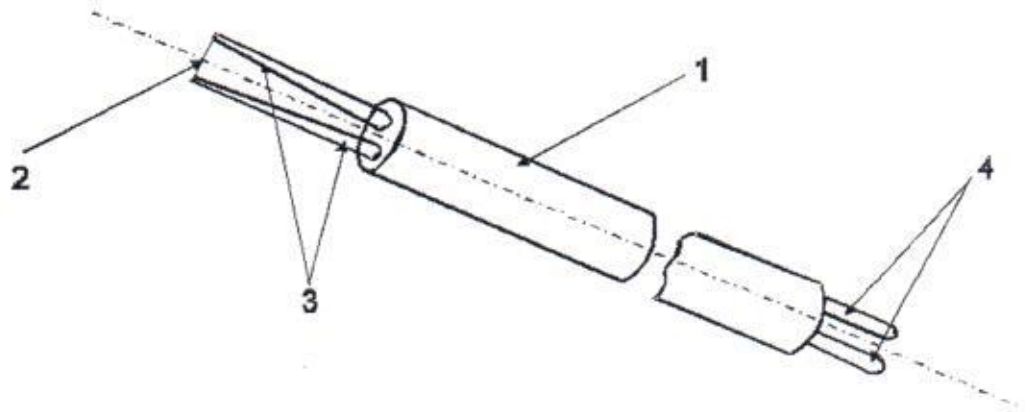
Приложения



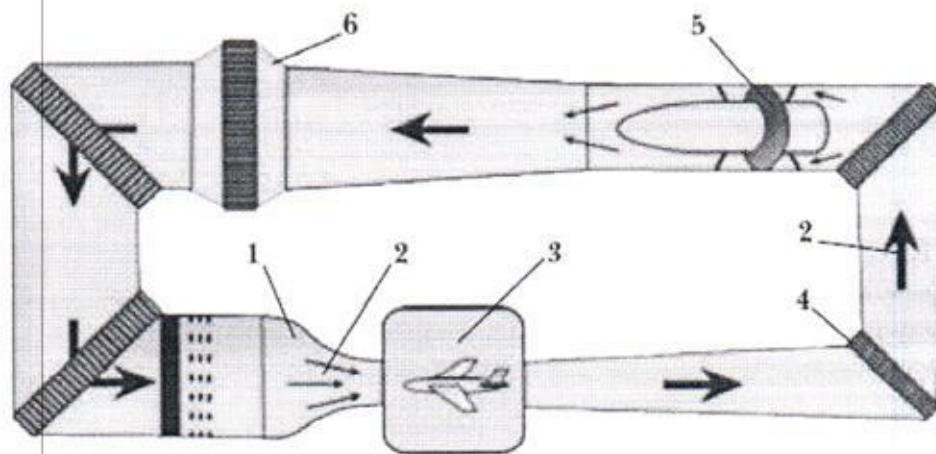
Приложение 1



Приложение 2.

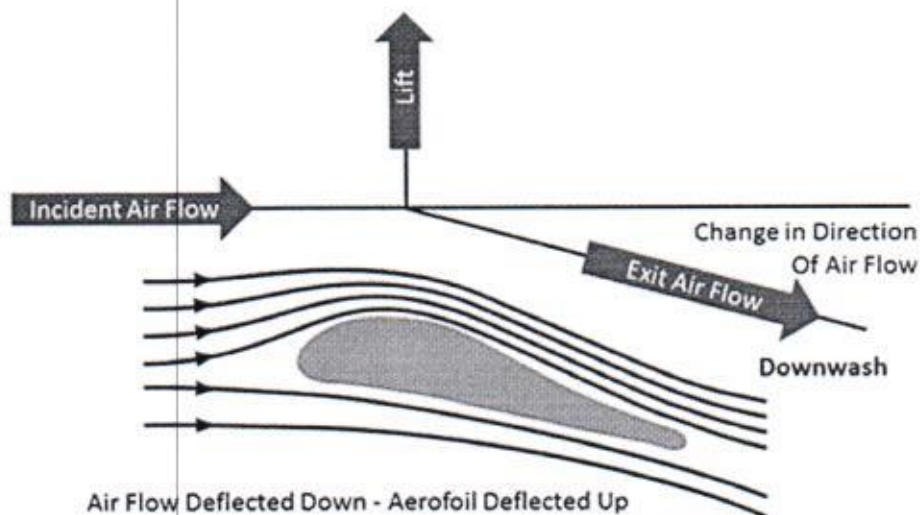


Приложение 3. (Датчик термоанемометра. 1-корпус; 2-нагреваемая нить; 3-держатели; 4-токоподводы)



Приложение 4. (1 - конфузор (для дополнительного ускорения воздушного потока); 2 - направление воздушного потока; 3 - рабочая часть с моделью; 4 - колено с поворотными лопатками (для устранения завихрений воздушного потока); 5 - компрессор; 6 - воздухоохладитель.

Aerodynamic Lift – Explained by Newton’s Laws of Motion



Lift occurs when a moving flow of air is turned by a solid object. The flow is turned in one direction, and the lift is generated in the opposite direction, according to Newton's Third Law of action and reaction. For an aircraft wing, both the upper and lower surfaces contribute to the flow turning or the downwash.

Приложение 5.