

Міністерство освіти і науки, молоді та спорту України
Головне управління освіти і науки Дніпропетровської облдержадміністрації
Дніпропетровське обласне територіальне відділення МАН України

Відділення: Фізика і астрономія
Секція: експериментальна фізика

Аеродинаміка. Турбулізатори.

Роботу виконав:

Федоров Костянтин Сергійович
ученик 9 класу

Дніпропетровського Обласного
ліцею-інтернату фізико -
математичного профілю

Науковий керівник:

Дмитренко Костянтин Ігорович

ЗМІСТ

Вступ

Розділ 1. Історія та теоретичні засади аеродинаміки

Розділ 2. Опис експерименту

Висновки

ВСТУП

У сучасному світі розвиток технічних напрямків наукової діяльності все більше набирає обсяг та отримує все більшу популярність та підтримку на різних рівнях організації суспільства. Існуючі теоретичні побудови фізики, математики та інших технічних галузей знаходяться у постійному процесі самовдосконалення та перевірки. Не виключенням є і аеродинаміка. Поняття аеродинаміка є розділом гідроаеромеханіки, в якому вивчаються закони руху повітря і сили, що виникають на поверхні тіл, відносно яких відбувається його рух. У аеродинаміці розглядають рух з дозвуковими швидкостями, т. Е. В нормальних умовах до 340 м / с (1200 км / ч).

Спеціальний розділ аеродинаміки - аеродинаміка літака - займається розробкою методів аеродинамічного розрахунку і визначенням аеродинамічних сил і моментів, що діють на літак в цілому і на його частини - крило, фюзеляж, оперення і т. д. До аеродинаміці літака відносять: розрахунок стійкості, балансування літака, теорію повітряних гвинтів, теорію крила. Питання, пов'язані із змінним нестационарним режимом руху літальних апаратів, розглядаються в спеціальному розділі - динаміці польоту.

Результати аеродинаміки знаходять різноманітні застосування в літакобудуванні, авіабудуванні, автомобілебудуванні та в різних літальних апаратах.

Прикладні задачі аеродинаміки:

- розподіл тиску на поверхні тіла;
- визначення сил та моментів, що діють на обтічне газом тіло;
- розподіл швидкостей в повітряному потоці, обтічне тіло;
- розрахунок вентиляції;
- розрахунок пневмотранспорту.

В якості яскравого прикладу проявів законів аеродинаміки є авіабудування. Конкретним прикладом можна вважати створення авіамоделей та вдосконалення конструкцій та їх елементів, що зумовлює актуальність обраної теми.

Мета дослідження полягає у практичній реалізації головних постулатів аеродинаміки в питанні ламінарно-турбулентним огинанням повітрям профілю крила. В якості об'єкту для експерименту застосовується модель планера класу А-1 з встановленими турбулізаторами і без них.

Виходячи з мети перед нами поставлені наступні завдання:

1. Ознайомлення з існуючими теоретичними викладками видатних фізиків
2. Розрахунок та проектування моделі планера класу А-1.
3. Виготовлення натурної моделі та встановлення на крила відповідних турбулізаторів
4. Проведення експерименту

Робота складається зі вступу, основної частини та висновків. У вступі сформульована актуальність обраної теми, поставлені завдання, які підпорядковані загальній меті дослідження. В основній частині сконцентровані теоретичні викладки стосовно цього питання, надано загальний опис експерименту та його етапів, надається загальний опис історії розвитку аеродинаміки. Висновки містять узагальнення результатів проведеної роботи.

РОЗДІЛ 1. ІСТОРІЯ ТА ТЕОРЕТИЧНІ ЗАСАДИ АЕРОДИНАМІКИ

Газодинаміка (або газова динаміка) - розділ механіки, який вивчає закони руху газоподібного середовища і її взаємодії з рухомими в ній твердими тілами. Найчастіше зустрічається під назвою аеродинаміка (від ін. -греч. Άηρ - повітря і δύναμις - сила), але включає в себе не тільки аеродинаміку, а й власне газову динаміку. Остання історично виникла як подальший розвиток і узагальнення аеродинаміки, і саме тому часто говорять про єдину науці - аерогазодинаміки. Як частина фізики, аерогазодинаміки тісно пов'язана з термодинамікою і акустикою. Як зазначалося вище, аеродинаміка це розділ гідроаеромеханіки, в якому вивчаються закони руху повітря і сили, що виникають на поверхні тіл, відносно яких відбувається його рух. У аеродинаміці розглядають рух з дозвуковими швидкостями, т. Е. В нормальних умовах до 340 м / с (1200 км / ч).

Газова динаміка виникла як подальший розвиток аеродинаміки і має справу з ситуаціями, в яких умови суттєво відрізняються від нормальних.

На відміну від класичної аеродинаміки, газова динаміка має справу з такими завданнями, в яких стисливість газу стає істотним фактором, що впливає на його поведінку. В першу чергу, це завдання про рух газових потоків зі швидкостями, близькими або перевищують швидкість звуку в газі, що призводить до появи значних перепадів тиску і ударних хвиль. Іншим прикладом служать ті процеси в газових середовищах, які супроводжують екзотермічними (горіння, вибух) або ендотермічними (дисоціація) хімічними реакціями: у цих випадках через зміни середньої молекулярної маси газу і процесів енерговиділення модель ідеального газу непридатна.

Виникнення газової динаміки відноситься до середини і другої половини XIX століття і пов'язаний з основоположними роботами Х. Допплера, Г. Рімана, Е. Маха, У. Дж. Ранкина і П.-А. Гюгоньо. Бурхливий розвиток даний розділ механіки переживає в XX столітті; серед багатьох імен учених, що внесли значний внесок у розвиток газової динаміки, слід назвати С. А. Чаплигіна, Дж. Тейлора, Л. І. Седова, Я. Б. Зельдовича.

У нашій науковій роботі ми будемо розглядати тільки аеродинаміку в її початковому вигляді.

1.1. Історія аеродинаміки. Головні теоретичні засади

Мрія про політ сформувалася у свідомості людства ще в глибоку давнину. Підтвердженням тому виявляються в ході розкопок маленькі фігурки з крилами або ж аналогічні зображення на стінах печер. Археологи вважають, що свідченнями мрії про крила тисячі, а то й десятки тисяч років. Однак, першим серйозним перешкодою до її здійснення стало навіть не відсутність необхідного базису наукових знань, а світоглядні проблеми. Для міфологічної свідомості характерна сакралізація польоту, яка полягала в тому, що здатністю літати наділялися виключно божества, такі як, наприклад, давньоєгипетський бог сонця Ра або його давньогрецький аналог Геліос. Відповідно, здатність літати була одним з незмінних атрибутів божественності. Крім того, мала місце і сакралізація небесної сфери, що вважалася обителлю богів. Таким чином, бажання людини знайти здатність до польоту входило в протиріччя з релігійним табу. Отже, перші спроби людини піднятися в небо вимагали певного світоглядного зсуву та в рамках міфологічної свідомості розглядалися як "богоборство".

Вдалою ілюстрацією до даного тезису є перший літературний згадка про політ людини, що датується I ст. до н.е. Мається на увазі описане Овідієм переказ, згідно з яким винахідник і архітектор Дедал із сином Ікаром, рятуючись від гніву царя Міноса, здійснили втечу з острова Крит, скориставшись крилами з пір'я, скріплених воском. Необхідно особливо підкреслити, що Дедал, не отримав можливості літати в дар від богів, як інший герой давньогрецької міфології - Персей, а наділив нею себе, створивши дане пристосування для польоту і, тим самим, показавши приклад "богоборства". Таким чином Дедала можна порівняти з ще одним міфічним героєм - Прометеєм, який, згідно з легендою, навчив людей поводитися з вогнем та порушив заборону богів. Сам політ Дедала, без сумніву, є вигаданим, проте міф ілюструє перший проблиск раціонального мислення і демонструє почало

оформлятися прагнення людини взяти під свій контроль сили природи і зайняти центральне місце у світоглядній картині світу, без чого неможливий генезис науки в принципі.

Додамо, що ставлення до польоту як до дива, досить довго існувала у свідомості людства, дозволяє розглядати бажання "створити диво" і, тим самим, "зрівнятися з богами" як основний мотив перших повітроплавців, які подібно Дедалу здійснювали польоти на імпровізованих крилах. Адже іншим способом складно пояснити готовність людей піддавати себе смертельному ризику. Виявлення сакральних мотивів у створенні прообразів літальної техніки виправдано ще і з тієї точки зору, що подання про колосальні військових і економічних перевагах, які може дати людству авіація, ще не було сформовано. Тим не менш, перші польоти, незважаючи на відтінок сакральності, зрештою служили завданню його поступової десакралізації і формуванню наукової картини світу у світогляді людства.

Міф про політ Дедала та Ікара заснований на мінімальному науковому базисі, основу якого складають спостереження за польотом птахів. Відзначимо, що перші серйозні роботи з аеродинаміки засновані на спостереженнях за птахами. Першим же науковою працею з вивчення польоту птахів стала робота давньогрецького філософа Аристотеля "Про частини тварин". Аристотель вважав, що швидкість польоту птаха пропорційна силі, яка діє на її тіло, тому для руху постійно необхідний «рушій», який рухає тіло, а сам при цьому залишається нерухомим. Він ввів поняття передачі функції "рушія" частинам повітря. Аристотель, природно, не міг зробити вірні висновки про фізику польоту птахів, не маючи уявлення про такі поняття, як інерція, прискорення і аеродинамічний опір, але його робота послужила фундаментом для подальших дослідників.

Головною помилкою, традиційної для більшості перших спроб польоту, що мали місце ще в найдавнішій історії, повне наслідування птахам аж до імітації руху крил і використання пташиного пір'я. Примітний приклад з епохи Середньовіччя, коли британський король Бладуд, подібно Дедалу,

використовував пташине пір'я, помилково вважаючи, що їх застосування допоможе польоту за рахунок повітря, що міститься всередині них. Однак, основною помилкою новаторів авіації було, природно, не використання пір'я, а нерозуміння того, що у птахів відношення потужності до ваги дуже велике і велика м'язова сила дозволяє їм піднімати в повітря свою малу вагу. Тіло людини не має подібними аеродинамічними показниками, в силу тяжкості кісток і відносної слабкості мускулатури рук і плечей.

Звичайно, не всі польоти були невдалими. В історії авіації є згадка про якийсь Данте з Італії, який в XIII в, змайструвавши собі крила, цілком успішно планував на них над Тразіментським озером.

Можна зробити висновок, що вдалі польоти лише сприяли утвердженню думки, що спроби освоєння небесного простору аж ніяк не безплідні і подальше продовження спроб створення літального апарату має сенс. Навпаки, численні невдачі зайвий раз підкреслювали технічну слабкість в конструкції крил і підштовхували до пошуку принципово іншого рішення, для якого були потрібні вже наукові знання.

Подальший технічний прогрес в епоху Середньовіччя, плодами якого стали доменні печі, Видавничий верстат, водяні і вітряні млини, дозволяв продовжити пошук цих рішень. Так, на зміну концепції крил прийшла концепція літаючої вози. Принцип дії таких пристроїв полягав у наступному: людина розташовувався всередині апарату і певними маніпуляціями з передавальним механізмом приводив у рух крила. Передбачалося, що таким чином людина зможе підвищити ефективність москалів і здійснити політ. Таким чином, деякі помилки попередніх натуралістів могли бути враховані.

Появі подібних проектів сприяло загальний розвиток суміжних з аеродинамікою наукових дисциплін, оскільки в період з XIII по XIV ст. на базі створених в Парижі і Оксфорді перших університетів, активно обговорювалися і досліджувалися питання статичної і гідравлічної рівноваги тіл на похилій площині, проблеми ваги і тяжкості. Широко використовувалися математичні методи. Однак, наукове знання на даному етапі було ще сильно переплетено з

містичними уявленнями. Як зазначає ряд авторів, характеризуючи аналогічний проект літаючої вози, запропонований Р. Бекон: "Незважаючи на вражаючу здатність передбачення, монах залишався сином свого часу: експериментальний метод переплелася у нього з елементами містики, наукова тверезість з астрологічними та алхімічними фантазіями, опис технічних відкриттів - з казками про духів і драконах ". Всяке досягнення науки, в період панування Церкви, проходило сувору перевірку на відповідність релігійним догматам. Церква стримувала процес десакралізації польоту, вважаючи здатність до нього ознакою змови з нечистою силою. Поява авіації стало б куди більшою загрозою для авторитету Церкви, ніж інші плоди технічного прогресу, як, наприклад, Видавничий верстат, який служив справі поширення священного писання. Успішне підкорення людиною повітряного простору, який у свідомості людей тієї епохи здавалося настільки неймовірним і нездійсненим, могло послужити колосальному зрушенню в їхній свідомості і прискорити наближення епохи гуманізму і антропоцентризму, якою стала епоха Відродження. Оскільки особливе становище Церкви в дану епоху і її можливість перешкоджати науковим експериментам визначалася політичними факторами, то можна говорити про те, що політична і соціокультурна ситуація, характерна для даного історичного відрізка, стримувала розвиток авіабудування і аеродинаміки.

Подальший розвиток аеродинаміки пов'язано з фігурою Леонардо да Вінчі. Леонардо зробив наступний значний крок у вивченні польоту птахів у своїй роботі "Кодекс про політ птахів" і використовував спостереження для створення креслень принципово нових літальних апаратів. Його замітки докладно описували, що необхідно не тільки для рівномірного польоту, але і для зльоту і посадки, при поривах вітру і в інших ситуаціях. Вивчаючи політ птахів, він першим обгрунтував польоти з нерухомим крилом. Це його судження базувалося на наступному виведенні: "Коли птах знаходиться у вітрі, вона тримається на ньому без помахів крилами, бо та ж роль, яку при нерухомому вітрі крило виконує відносно повітря, виконує рухомий повітря

відносно крил, при нерухомих крилах". Таким чином, учений сформулював деякі принципи освіти аеродинамічній підйомної сили, що стало значним проривом у генезі аеродинаміки. Цілком імовірно, що невдачі інженерної думки, що намагалася скопіювати механіку польоту птахи, в результаті наштовхнули на необхідність приділити пильну увагу тому, як їй вдається триматися в повітряному потоці, коли крила залишаються нерухомими. В рамках концепції руху по повітрю з нерухомих крилом Леонардо да Вінчі розробив проект літального апарату, що представляє собою подобу примітивного керованого парашута. В одній з його рукописів є маловідомий малюнок, що датується 1510-1515гг., На якому зображений чоловік, який, тримаючись руками за площину, спускається по повітрю. Необхідно згадати про проект вертольота (1480-рр). На відміну від сучасних вертольотів з лопатевим гвинтом, машина повинна підніматися в повітря за допомогою добре відомого в XV в. архимедова гвинта, але в його конструкції не враховано вплив реактивного моменту на гвинтове обертання. Таким чином, проекти літальних апаратів Леонардо хоча і випередили епоху, але ще далекі від досконалості. На жаль, роботи вченого не знаходили послідовників аж до XIX ст., Оскільки його рукописи весь цей час залишалися неопублікованими. Відсутність інтересу до якнайшвидшого втілення на практиці теоретичних концепцій літальних апаратів можна пояснити відсутністю розуміння практичної вигоди від створення авіації. Повітроплавання та вивчення польоту птахів, як і раніше залишалося долею небагатьох ентузіастів.

Відкриття фундаментальних законів аеродинаміки не можливий без запозичень з суміжних областей і насамперед гідродинаміки. Дослідником, які зробили серйозний внесок, в розширення і поглиблення знань в області гідродинаміки став І. Ньютон. Вчений приділяв величезну увагу вивченню проблеми опору, без дозволу якої не можливий подальший прогрес в аеродинаміці. Ньютон спростував припущення про неможливість руху тіл в порожнечі, висловлене Аристотелем і Декартом. Ньютон виділяв 4 види опору: залежне від щільності середовища, тобто від інерції, від зчеплення частинок

рідини між собою, від сили тертя між поверхнею тіла і рідиною, від пружності середовища. Для оцінки опору тертя він дав класичну формулу, згідно з якою дотичне напруження тертя пропорційно похідній швидкості середовища по нормалі до напрямку руху. Згодом формула узагальнена на випадок довільного руху середовища і стала основною при вирішенні задач механіки в'язкої рідини. Подальший прогрес в гідродинаміці і в теорії опору, зокрема, пов'язаний з іменами Д.Бернуллі, Ж. Д'Аламбера, Л. Ейлера. Якщо в цілому охарактеризувати їх роль в гідродинаміці, то ми зобов'язані Аламберу і Ейлера, формулювань фізичних принципів опору, а Ейлера - математичним обґрунтуванням принципів. Для аеродинаміки найважливіше те, знамените рівняння, що отримало згодом назву закону Бернуллі, згідно з яким сила тиску залежить від швидкості потоку, експлікована для освіти підйомної сили крила. Однак сам автор прикладного значення теореми не передбачав, оскільки повноцінні дослідження з аеродинаміки не проводилися.

Прикладом впливу техніки на розвиток науки є перший в історії політ повітряної кулі, вчинений в 1783 р братами Монгольф'є. Куля, як відомо, піднявся в повітря за допомогою теплого повітря, так і не розкривши принципу освіти аеродинамічної підйомної сили, однак успіхи в його використанні дозволили позбавити науку від ряду помилок. Справа в тому, що самі брати Монгольф'є припускали, що грози і блискавки свідчать про те, що повітря наповнене електрикою і, стало бути, у разі наповнення кулі "неподібним" речовиною (димом) відбудеться електризація, яка і потягне кулю в повітря. У корені невірні твердження, проте викликали спалах інтересу до даної проблеми і дозволили, зрештою, встановити істину. Крім того куля використовувався як науковий прилад для систематичних спостережень зміни температури з набором висоти. Перші серйозні успіхи в повітроплаванні дозволили розгледіти перспективи авіації, оскільки аеростат використовувався і у військових цілях для стеження за ворожими військами. Однак, його істотним недоліком стала втрата підйомної сили при охолодженні повітря, що часто ставало причиною аварій і катастроф при випробуваннях. Тому авіабудування і аеродинаміка

знову отримали стимул для пошуку нового рішення. Тим не менше, значна роль технічного винаходу в генезі аеродинаміки не викликає сумнівів, тим більше що його використання знаменувало відмову від хибної установки на те, що людина повинна літати точно так само, як птах, сформованої ще міфологічним свідомістю. Завершальною фазою генезису аеродинаміки варто вважати появи літака і наукове обґрунтування теорії авіації. В даному випадку, ми спостерігаємо перехід від "технізації науки" до "сциентизації техніки".

Підйом у повітря принципово нових літальних апаратів став можливий завдяки систематичним дослідженням і обчисленням, а не випадковому відкриттю, яким багато в чому був винахід повітряної кулі. Згідно з останніми дослідженнями, винахід першого в світі літака стало заслугою зовсім не братів Райт, як прийнято вважати, а нашого співвітчизника А. Ф. Можайського. Думка про створення літального апарату важче повітря з'явилася у Можайського в 1855 р, коли він почав вести ретельні спостереження за польотами птахів і експериментальних польотів на повітряних зміїв. Він став першою у світі людиною, який літав подібним чином і випередив на десять років французького випробувача Майо (1886), на вісімнадцять років англійця Баден-Поуел (1894) і на двадцять років австралійця Харгрева (1896). В результаті проведених досліджень Можайський на початку 1878 прийшов до висновку, що можна використовувати опір повітря для створення підйомної сили. З цього приводу він писав: "... для можливості польоту в повітрі існує деяке відношення між тяжкістю, швидкістю і величиною площі або площині, і безсумнівно те, що чим більше швидкість руху, тим більшу тяжкість може нести та ж площа". формулювання одного з найважливіших законів аеродинаміки - про значення швидкості для створення підйомної сили - дана Можайским за 11 років до опублікування подібних робіт Маррея і Лилиенталя, які прийшли до того ж висновку тільки в 1889. Основоположником теорії авіації вважається Н.Е.Жуковский. Відомо, що велика частина проектів літальних апаратів спиралася на сформовані їм знання. Жуковський дав перше математичне обґрунтування виникнення аеродинамічної підйомної сили в 1905 р у праці

"Про приєднані вихори", в якому вивів теорему про підйомної сили крила. Принципове значення теореми полягає в тому, що створення підйомної сили вона пов'язує з наявністю циркуляції швидкості навколо профілю або, іншими словами, з інтенсивністю вихору приєданого. Теорема Жуковського дозволяє розраховувати значення підйомної сили за заданою циркуляції Γ , але саме значення Γ залишає довільним. Саме теорема лягла в основу сучасної теорії крила і гребного гвинта. З її допомогою обчислені підйомна сила крила, тяга гребного гвинта, і сила тиску на лопатку турбіни. На закінчення відзначимо, що ще до перших випробувань літака з'явилися праці, предвосхитившие ті колосальні переваги, які дасть застосування авіації на полі бою. Бажання забезпечити країні вирішальну перевагу в майбутніх війнах, завдяки створенню авіації, безсумнівно, кінцевою метою проведених вченими різних країн розрахунків і обчислень. Запити практики продовжували чинити серйозний вплив на генезис науки. Надалі наука і техніка стали взаємно доповнювати один одного, оскільки випробування в бою перших моделей літаків давало приводи для нових розрахунків та обчислень, розширюючи і поглиблюючи тим самим теоретичне знання.

Перші проблеми та їх вирішення в аеродинаміці

На початку свого розвитку аеродинаміка мала справу з вельми невеликими швидкостями руху повітря, бо літальні апарати мали малу швидкість польоту. Природно, що теоретичною основою аеродинаміки з'явилася гідродинаміка - наука про рух крапельної (несжимаемой) рідини. Основи цієї науки були створені в XVIII в. членами Російської Академії наук Л. Ейлером (1707-1783) і Д. Бернуллі (1700-1783) У науковому трактаті «Загальні принципи руху рідин» (1755) Л. Ейлер вперше вивів основні диференціальні рівняння руху так званих ідеальних (нев'язких) рідин і газів. Відкриття фундаментального закону гідродинаміки, що встановлює зв'язок між тиском і швидкістю в потоці нестисливої рідини, належить Д. Бернуллі, який опублікував цей закон в 1738 г, у своїй праці «Гідродинаміка».

При малих швидкостях польоту вплив на характер руху повітря такого його важливого властивості, як стисливість, нехтує мало. Однак розвиток артилерії - нарізний і реактивної, високошвидкісних літаків ставило завдання вивчення законів руху повітря або взагалі газу при великих швидкостях. Виявилось, що якщо розрахувати сили, що діють на рухоме тіло з великими швидкостями, на основі законів руху повітря з малими швидкостями, то ці сили можуть сильно відрізнятись від реальних. Пояснення талому явищу довелося шукати в самій природі руху повітря (газу) з великими швидкостями, що полягає в зміні його щільності в залежності від тиску, який при таких швидкостях може бути досить значним.

У цій зміні і проявляється властивість стисливості газу.

Властивість сжимаемости обумовлює зміну внутрішньої енергії газу, що слід враховувати при розрахунку параметрів, що визначають рух середовища. Зміна внутрішньої енергії, пов'язане з параметрами стану і виробленої роботою, яку може здійснювати стискається газ при розширенні, визначається першим законом термодинаміки. Таким чином, в аеродинаміці стискання газу повинні були бути використані термодинамічні співвідношення.

Якщо газове середовище рухається з малою швидкістю, то теплосодержание буде велике в порівнянні з кінетичної енергією. У цьому випадку практично можна не враховувати зміни теплосодержання при зміні швидкості течії, т. Е. При зміні кінетичної енергії рідини. Тому в аеродинаміці течій з малими швидкостями (гідродинаміки) немає необхідності користуватися термодинамічними поняттями і співвідношеннями.

При дуже великих швидкостях польоту, званих іноді гіперзвуковими швидкостями, якими характеризується рух ракет, а також космічних кораблів при вході в щільні шари атмосфери, яка омиває газ зазнає не тільки зміна щільності, але відчуває значне підвищення температури, що викликає в ньому різні фізико-хімічні перетворення . Значна частина кінетичної енергії, пов'язаної зі швидкістю польоту, перетворюється в тепло і хімічну енергію. Всі ці особливості руху газового середовища зумовили появу аеродинаміки

великих швидкостей, або газодинаміки, - спеціального розділу аеродинаміки, в якому вивчаються закони руху повітря (газу) при великих дозвукових і надзвукових швидкостях, а також закони взаємодії між газовим середовищем і тілом, що рухається в ній з такими швидкостями.

Одним з основоположників газодинаміки є акад. С.А. Чаплигін (1869-1942), який опублікував у 1902 р видатний наукову працю «Про газових струменях». У цій праці виведено рівняння, складові теоретичну основу сучасної газодинаміки і ввійшли у світову та вітчизняну науку як рівняння Чаплигіна.

Разом з розвитком теоретичної аеродинаміки створювалася експериментальна аеродинаміка, предметом якої є дослідне дослідження взаємодії між тілом і омиває його газовим потоком за допомогою різних технічних засобів - аеродинамічних труб та інших установок, що імітують обтікання літальних апаратів.

Під керівництвом Н.Є. Жуковського (1847 - 1921) були побудовані перші в Росії аеродинамічні лабораторії (у Московському державному університеті, Московському вищому технічному училищі і в Кучино, під Москвою). При безпосередній допомозі В.І. Леніна і з ініціативи М. Є. Жуковського в 1918 р був організований Центральний аерогідродинамічний інститут (ЦАГІ), що став нині одним з найбільших світових центрів аеродинамічної науки, що носить ім'я Н.Є. Жуковського.

У міру розвитку авіаційної, артилерійської та ракетної техніки, вдосконалення теоретичних основ аеродинаміки змінювався характер аеродинамічних установок від перших, порівняно невеликих за розмірами і малоскоростної аеродинамічних труб, до гігантських за величиною високошвидкісних труб ЦАГІ (1940) і сучасних гіперзвукових установок, а також спеціальних пристроїв, в яких штучно створюється надзвуковий потік розігрітого газу (так звані труби з підігрівом повітря, ударні труби, плазмові установки та ін.).

Характер взаємодії між газовим середовищем і рухомим в ній тілом може бути різним. При невеликих швидкостях руху взаємодія носить в основному силовий характер. У міру зростання швидкостей силова взаємодія супроводжується нагріванням поверхні внаслідок теплопередачі від газу до тіла: таким чином, виникає теплове взаємодію. При дуже великих швидкостях аеродинамічний нагрів виявляється настільки сильним, що може призвести до руйнування матеріалу стінки літального апарату шляхом його оплавлення або сублімації і, як результат, до уносу зруйнованої частини матеріалу і зміни характеру нагріву стінки. Аеродинамічний нагрів може також призвести до хімічної взаємодії між твердою стінкою і омиваючої газоподібної середовищем, в результаті чого виникає той же ефект винесення частини речовини. Високі швидкості польоту можуть виявитися причиною виносу маси і внаслідок механічної взаємодії між газовим середовищем і рухомим тілом, що полягає в ерозії матеріалу стінки і пошкодженні його структури.

Дослідження всіх видів взаємодії між газовим середовищем і літальним апаратом здійснити аеродинамічні розрахунки, пов'язані з обчисленням кількісних критеріїв зазначеного, а саме з визначенням аеродинамічних сил і моментів, теплопередачі і виносу маси (абляції). При цьому в сучасній постановці зазначена задача зводиться не тільки до визначення сумарних аеродинамічних величин (сумарною підйомної сили або лобового опору, сумарного теплового потоку від розігрітого газу до поверхні і ін.), Але і до обчислення розподілу аеродинамічних силових і теплових - по поверхні обтічного літального апарату (тиск і напруга тертя, теплові потоки, локальний винесення маси).

Рішення такого завдання вимагає більш глибокого дослідження руху газу, ніж це необхідно для визначення сумарного аеродинамічного впливу. Це дослідження полягає у визначенні параметрів газу, що характеризують рух, в кожній точці займаного ним простору і в кожен момент часу

Сучасні методи дослідження руху газоподібного середовища спираються на ряд принципів і гіпотез, встановлених в аеродинаміці. Однією з таких гіпотез

є гіпотеза про нерозривність, або сплошности, просувалася газової середовища, відповідно до якої можна знехтувати міжмолекулярними проміжками і молекулярними рухами і розглядати безперервні зміни основних параметрів газу в просторі і в часі. Ця гіпотеза впливає з умови, що полягає в тому, що довжина вільного пробігу молекул і амплітуда їх коливального руху досить малі в порівнянні з лінійними розмірами, що характеризують обтікання, наприклад розмахом крила, діаметром або довжиною корпусу та ін. Запроваджена гіпотеза сплошности не повинна суперечити поняттю про сжимаємості газового середовища, хоча, здавалося б, за відсутності молекулярних проміжків середовище має бути несжимаемой. Реальність сжимаемой суцільного середовища впливає з того положення, що в багатьох дослідженнях можна не враховувати існування молекулярних проміжків, але в той же час допускати можливість різного ступеня концентрації (щільності) в результаті зміни величини цих проміжків.

В аеродинамічних дослідженнях визначення взаємодії між газовим середовищем і рухомим в ній тілом ґрунтується на принципі зверненого руху, відповідно до якого взаємодіє система нерухома газове середовище (повітря) рухомий об'єкт замінюється системою рухома газове середовище - нерухомий об'єкт. У разі заміни однієї системи іншою має бути дотримано умову, при якому швидкість набігаючого на нерухоме тіло газового потоку була б дорівнює швидкості руху цього тіла в нерухомому середовищі. Зазначений принцип: зверненого руху впливає із загального принципу відносності класичної механіки, згідно з яким сили не залежать від того, яке з двох взаємодіючих тіл (в даному випадку газ або літальний апарат) спочиває і яке знаходиться і прямолінійній рівномірному русі.

Система диференціальних рівнянь, що лежить в основі рішення задач обтікання, в сучасній аеродинаміці зазвичай розглядається окремо для двох основних видів руху: вільного (нев'язкого) потоку і течії в тонкому пристеночном шарі газу - прикордонному шарі, де рух розглядається з урахуванням тертя. Це розділення потоку спирається на гіпотезу про

відсутність зворотного впливу прикордонного шару на вільний потік. Відповідно до цієї гіпотези параметри нев'язкого обтікання, т. Е. На зовнішньому кордоні прикордонного шару, будуть такими ж, як і на стінці за відсутності цього шару.

Знаходження аеродинамічних параметрів літальних апаратів при їх несталому русі, характеризується зміною кінематичних параметрів за часом, представляє собою зазвичай дуже складне завдання. Для практичних цілей використовують спрощені методи вирішення цього завдання. Таке спрощення можливо для тих випадків, коли зазначене зміна відбувається досить повільно. Це характерно для багатьох літальних апаратів. При визначенні їх аеродинамічних характеристик можна виходити з гіпотези стаціонарності, відповідно до якої ці характеристики в несталому русі приймаються такими, як в сталому, і визначаються кінематичними параметрами цього руху в даний момент часу.

При проведенні аеродинамічних експериментів і розрахунків необхідно брати до уваги різні обставини, пов'язані з фізичним подобою досліджуваних явищ обтікання. Аеродинамічний розрахунок натурних літальних апаратів (ракет, літаків) заснований на попередніх великих дослідженнях (теоретичних і експериментальних) обтікання моделей. У теорії аеродинамічного подоби знаходяться умови, які повинні дотримуватися в таких дослідженнях на моделях, і встановлюються характерні і зручні параметри, що визначають основні режими досліджуваних процесів, звані параметрами або критеріями подібності. Сучасні проблеми подібності, а також теорія розмірностей, широко використовується в аеродинаміці, викладені у фундаментальній праці акад. Л. І. Седова «Методи подібності і розмірності в механіці».

Аеродинаміка є, образно висловлюючись, багатогалузевий наукою. У відповідності з потребою бурхливо розвивається авіаційної та ракетно-космічної техніки в аеродинаміці визначилися більш-менш чітко виражені основні наукові напрямки і розділи, пов'язані з аеродинамічними дослідженнями літальних апаратів в цілому і їх окремих конструктивних

елементів, а також найбільш характерних видів газових течій і процесів, супроводжуваних обтікання. Природно, що всяка класифікація аеродинаміки певною мірою буде умовною, оскільки всі ці напрямки і розділи або, у всякому разі, частина з них взаємопов'язані. Тим не менш, така «галузева» спеціалізація аеродинамічній науки становить практичний інтерес.

Розглянемо деякі характерні напрямки і розділи сучасної аеродинаміки. Можна визначити два основних напрямки, за якими розвивається сучасна аеродинаміка. Перше з цих напрямків являє собою так звану силову аеродинаміку, яка займається вирішенням завдань, пов'язаних з силовим впливом середовища, т. Е. З перебуванням розподілу тиску і напруги тертя по поверхні літального апарату, а також з визначенням результуючих аеродинамічних сил і моментів. Отримувані дані використовуються для розрахунків на міцність конструкції апарату в цілому і окремих елементів, а також для визначення його льотних характеристик. Другий напрямок включає проблеми термодинаміка і аеродинамічного нагріву - науки, що об'єднує аеродинаміку, термодинаміку і теплопередачу і досліджує обтікання у зв'язку з тепловим взаємодією. В результаті цих досліджень знаходяться теплові потоки від розігрітого газу до стінки і визначається її температура. Ці дані необхідні при розрахунку на міцність і проектуванні охолоджувальних пристроїв літальних апаратів. Разом з тим облік зміни властивостей омиває газу під впливом високих температур дозволяє уточнити кількісні критерії силового впливу як зовнішнього потоку, так і прикордонного шару. Всі ці проблеми мають особливо важливе значення при дуже великих швидкостях польоту, при яких теплові процеси протікають дуже інтенсивно. Однак рішення таких проблем ще більше ускладнюється, оскільки пов'язано з необхідністю враховувати хімічні процеси, що відбуваються в газі, а також вплив хімічної взаємодії між газоподібної середовищем і матеріалом стінки.

Якщо мати на увазі діапазон швидкостей руху літальних апаратів від малих дозвукових до дуже великих надзвукових, то, як уже вказувалося, можна виділити наступні основні розділи в науці про дослідження обтікання:

аеродинаміка нестисливої рідини, або гідродинаміка (число Маха обтекающего потоку $M = 0$), і аеродинаміка великих швидкостей. Остання в свою чергу поділяється на аеродинаміку дозвукових ($M \ll 1$) і навколздукових (транздукових, $M < 1$) швидкостей, а також аеродинаміку надзвукових ($M > 1$) і гіперзвукових ($M \gg 1$) течій. Необхідно підкреслити, що в кожному з цих розділів досліджуються процеси обтікання, які характеризуються деякими специфічними особливостями, властивими потокам із зазначеними числами Маха. З цієї причини дослідження таких потоків можуть базуватися на різній математичній основі.

Аеродинамічні дослідження ґрунтуються, як відомо з попереднього, на поділі потоку близько обтічних тіл на два види руху: вільне (зовнішнє) Невязка перебіг і прикордонний шар. Кожному виду руху присвячується самостійний розділ аеродинаміки, а саме вільному течією - аеродинаміка нев'язкої (ідеальної) рідини, прикордонному прошарку - аеродинаміка прикордонного шару.

Аеродинаміка ідеального середовища досліджує розподіл нев'язких параметрів при обтіканні, які розглядаються як параметри на зовнішньому кордоні прикордонного шару і ϵ , отже, граничними умовами для рішень диференціальних рівнянь цього шару. До нев'язки параметрах відноситься тиск, знаючи розподіл якого можна знайти відповідні сумарні сили і моменти. Аеродинаміка ідеального середовища базується на фундаментальних рівняннях Ейлера.

1.2. Дослідження вчених минулого

Крістіан Доплер

Наукові інтереси Крістіана Доплера лежали в таких галузях фізики як оптика і акустика. Основні праці виконані по аберації світла, теорії мікроскопа і оптичного далекоміра, теорії кольорів і деяким іншим темам. У 1842 Доплер теоретично обґрунтував залежність частоти коливань, що сприймаються спостерігачем, від швидкості і напрямку руху джерела хвиль і спостерігача

відносно один одного. Це явище згодом було названо його ім'ям (ефект Доплера).

У 1848 році ефект Доплера був уточнений французьким фізиком Арманом Фізо, а в 1900 році - і експериментально перевірений Аристархом Белопольським на лабораторній установці. Принцип Доплера отримав численні застосування в астрономії для вимірів швидкостей руху зірок вздовж променя зору (наближення чи віддалення від спостерігача) та їх обертання навколо осі, параметрів обертання планет, кілець Сатурна, що дозволило уточнити їх структуру; турбулентних потоків в сонячній фотосфері, вимірювання траєкторій супутників, контроль за термоядерними реакціями та ін., а потім і в найрізноманітніших галузях фізики і техніки (в повітряної навігації і аж до радарів, використовуваних ГИБДД). Широке застосування ефект Доплера отримав в сучасній медицині: він застосовується в безлічі приладів ультразвукової діагностики.

Ріман

Дослідження Рімана в галузі механіки ставляться до вивчення динаміки течій стисливої рідини (газу) - зокрема, надзвукових. Поряд з Х. Доплером, Е. Махом, У. Дж. Ранкін і П.-А. Гюгоньо Ріман став одним з основоположників класичної газової динаміки.

Ріманом був запропонований метод аналітичного рішення нелінійного рівняння, що описує одномірне рух стисливої рідини; пізніше геометрична розробка даного методу призвела до створення методу характеристик (сам Ріман терміна «характеристика» та відповідних геометричних образів не використав). Фактично ним був створений загальний метод для розрахунку течій газів в припущенні, що дані перебігу залежать тільки від двох незалежних змінних.

У 1860 р Ріман знайшов точне загальне рішення нелінійних рівнянь одновимірного течії стискання газу (за умови його баротропного); воно являє

собою біжучий плоску хвилю кінцевої амплітуди (просту хвилю), профіль якої - на відміну від випадку хвиль малої амплітуди - міняє з часом свою форму.

Досліджуючи задачу про поширення малих збурень при одновимірному русі баротропної рідини, Ріман запропонував виконати в рівняннях руху заміну залежних змінних: перейти від змінних i (тиск і швидкість) до нових змінних:

$$J_1 = v + \int \frac{dp}{\rho c} \quad J_2 = v - \int \frac{dp}{\rho c}$$

(що отримали назву інваріантів Рімана), в яких рівняння руху приймають особливо простий вигляд (тут - щільність рідини, - швидкість звуку).

Саме Ріманом механіка зобов'язана поняттям про ударні хвилях. Явище утворення ударних хвиль в потоці стискання газу вперше було виявлено не експериментально, а теоретично - в ході що проводилося Ріманом вивчення рішень рівнянь руху газу (серед яких, як з'ясувалося, є рішення з рухомими поверхнями сильного розриву).

Ріман зробив і першу спробу отримати умови на поверхні розриву (т. Е. Співвідношення, що зв'язують скачки фізичних величин при переході через дану поверхню). Проте в цьому він не досяг успіху (оскільки фактично виходив із законів збереження маси, імпульсу і ентропії, а слід було виходити із законів збереження маси, імпульсу і енергії); правильні співвідношення в разі одновимірного руху газу були отримані Ранкин (1870) і Гюгоньо (1887 р).

Е. Мах

Маху належить ряд важливих фізичних відкриттів. Перші його наукові роботи відносяться до оптики та акустиці і присвячені вивченню процесів слуху та зору (пояснення механізму дії вестибулярного апарату, відкриття оптичного явища - так званих кілець, або смуг, Маха). Серед робіт цього періоду - «Про колір подвійних зірок на підставі принципу Доплера» (1861), «Пояснення музичної теорії Гельмгольца» 1866), «Про стробоскопическом визначенні висоти тону» (1873), «Про відображення і в ламанні звуку» (разом з

Фішером , 1873), «Оптико-акустичні експерименти» (1873), «Основи вчення про кінестезії» (1875) та ін.

З 1881 Мах займався питаннями газової динаміки (одним з основоположників якої він вважається [2]). Він вивчав аеродинамічні процеси, що супроводжують надзвукове рух тіл; відкрив і досліджував процес виникнення ударної хвилі. У цій області ім'ям Маха названий ряд величин і понять: число Маха, конус Маха та ін.

Великою популярністю користуються оглядові твори Маха: «Історія і корінь принципу збереження роботи» (1872), «Механіка: Історико-критичний нарис її розвитку» (1883), «Аналіз відчуттів» (1886).

Природничо-наукові праці Маха багаті екскурсами в область філософії; такі, зокрема, лекції «Економічна природа фізичного дослідження» (1882) і «Про перетворення і пристосуванні в природничо-науковій думки» (1884).

Чаплигін

Основні роботи С. А. Чаплигіна відносяться до гідроаеродинаміки, неголономній механіці, теорії диференціальних рівнянь, теорії авіації.

1.3. Аеромеханіка і газова динаміка

В кінці XIX - початку XX століття Чаплигін починає займатися струминними течіями. У 1902 році він представляє в Московський університет докторську дисертацію «Про газові струмені» і захищає її в 1903 році. У ній Чаплигін вдалося звести (шляхом переходу до так званої площини годографа) загальну задачу про двомірному стаціонарному плоскому ізентропіческом русі стискання газу до вирішення одного лінійного рівняння в приватних похідних.

Дана робота, в якій був запропонований метод досліджень струменевих рухів газу при будь-яких дозвукових швидкостях, поклала початок новій галузі механіки - газовій динаміці; остання зіграла надалі величезну роль у розвитку авіації (втім, на початку XX століття для авіації ще не було актуально дослідження газових течій зі швидкостями, що наближаються до швидкості звуку). Лише через 30 років робота Чаплигіна послужила основою для вирішення завдань про звукові течіях, а розвиток створених у ній методів

привело до вирішення основних питань, пов'язаних з роботою крила при великих дозвукових швидкостях.

Найважливіший внесок був зроблений С. А. Чаплигиним у вирішення завдання про сили, що діють з боку потоку повітря на обтічне їм крило літака. Першим серйозного просування в даному напрямку домігся Н. Е. Жуковський, що довів у 1906 р теорему (теорема Жуковського), за якою підйомна сила крила виражається формулою, де - густина рідини, - швидкість необуреного потоку на нескінченному віддаленні від крила, - циркуляція швидкості по охоплює крило контуру. Але загального способу обчислення циркуляції Жуковський не дав, і його теорема практично не використовувалася.

У 1910 р С. А. Чаплигін зробив в Московському математичному суспільстві доповідь «Про тиск плоскопараллельного потоку на перегороджують тіла (до теорії аероплана)», який в тому ж році був опублікований у вигляді окремої брошури, а в наступному році - у вигляді статті в журналі «Математичний збірник». У ньому Чаплигін, використовуючи методи теорії функцій комплексного змінного, дав новий аналітичний висновок формули Жуковського (формула Чаплигіна) і вказав, що величина циркуляції однозначно визначається з вимоги кінцівки швидкості біля задньої кромки профілю крила (постулат Жуковського - Чаплигіна).

Назва постулату пояснюється тим, що незалежно від С. А. Чаплигіна і майже одночасно з ним до гіпотези про кінцівки швидкості біля задньої кромки профілю крила прийшов і М. Є. Жуковський (у роботі «Про контурах підтримують поверхонь аеропланів»); при цьому вчені керувалися різними міркуваннями. Якщо Жуковський виходив з спостережень за реальними течіями рідини близько профілю крила при малих кутах атаки, то Чаплигін виходив з виду характеристичної функції обтікання профілю та вимоги однозначності аналітичного рішення. Спираючись на дану гіпотезу, можна однозначно обчислити циркуляцію швидкості навколо профілю, знаючи його форму. Таким чином, постулат Жуковського - Чаплигіна служить природним

доповненням до теоремою Жуковського і разом з нею дає повне рішення задачі про сили впливу потоку на обтічне тіло.

У доповіді «Вихрова теорія підйомної сили крила» (прочитаний 22 жовтня 1913 на засіданні Московського математичного товариства) С. А. Чаплигін вперше розглянув теорію крила кінцевого розмаху і показав, що в цьому випадку при знаходженні підйомної сили потрібно враховувати додатковий потік, який створює близько крила два кінцевих вихору, збігають з кінців крила, довівши все дослідження до явної формули.

У 1914 році з'явилася фундаментальна робота Чаплигіна «Теорія решітчатого крила», в якій закладено основи теорії обтікання решіток циркуляційним потоком, що явилася базою для розрахунку гвинтів, турбін та інших лопаткових машин. У наступних працях Чаплигін вирішив ряд складних завдань, пов'язаних з визначенням точки докладання підйомної сили, визначенням сил, що діють в несталому польоті, теорією так званого механізованого крила, питаннями стійкості крила у польоті і т. Д.

С. А. Чаплигін вивів формули для підйомної сили і індуктивного опору, які не підтвердилися в дослідах М. Є. Жуковського, але виявилися вірними; кілька років по тому вони стали основою «індуктивної теорії Прандтля».

У 1922 р Чаплигін у своєму творі «До загальної теорії крила моноплана» вперше досліджував метацентричної криву крила; при цьому він показав, що для моноплана вона завжди є параболою, з'ясував механічний зміст фокусу і параметра даної параболи і встановив, як пов'язана її форма зі стійкістю крила.

Таким чином, аеродинаміка є динамічною перспективною галуззю наукового пізнання у межах багатовимірної сфери технічних наук.

РОЗДІЛ 2. ОПИС ЕКСПЕРИМЕНТУ

В процесі наукової-дослідної роботи були взяті вільнолітаючі планери класу А-1(Ф-1-Н).

Ці планери умовами проведення змагань, мають низку обмежень:

-площа несучих поверхонь до 18 дм²

-вага більше 220г

у зв'язку з цим, постійно існує необхідність вдосконалювати конструкцію моделі планера, для най ліпших показників польоту.

у першому раунді експерименту, було взято модель планера класу а-1 класичної конструкції, з набірним крилом, обтягнутим тонкою, не жорсткою плівкою.

Були використані нитковий турбулізатор, прокладений вздовж центроплану крила та пластинчатий турбулізатор, зроблений з фотоплівки.

Під час експерименту ми хотіли визначити, який саме турбулізатор зробить політ планеру більш плавним і тривалішим. Планер ми підіймали в повітря завдяки лесу завдовжки 30 метрів.

Умови експерименту:

24/08/2014 Дніпропетровськ аеродром Підгородне

Швидкість вітру 6 м/с.

Температура повітря 25 °С

	Політ1	Політ2	Політ3	Політ4
Нитковий	164 сек	99 сек	143 сек	112 сек
Пластинчатий	64 сек	43 сек	103 сек	94 сек
Без турбулізатора	72 сек	92 сек	104 сек	89 сек

ВИСНОВКИ

Загальні висновки роботи повністю відповідають поставленим завданням дослідження. У результаті проведення експерименту ми отримали наступні дані.

Експеримент надійно показав, значне покращення літних характеристик планера, за умови використання ниткового турбулізатора, що напевне доводить, ефективність часткового збурення ламінарного потоку, з верхнього боку крил, що сприяє збільшенню підйімальної сили, і підвищення якості польоту планера.

Але враховуючи необхідність і важливість надточного встановлення турбулізатора по хорді крила, і не достатню обробку класичних профілів з турбулізаторами в розрахункових програмах, порівняно з даними виключно профілів. Можна прийти до висновку що використання турбулізаторів не дає відчутного поліпшення співвідношення «якість польоту – зусилля».

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Авиамодельный спорт. Информационные материалы. — М.: Изд-во ДОСААФ СССР, 1980. — 100 с.
2. *Гаевский А. Ю.* Самоучитель работы на персональном компьютере. — К.: А.С.К., 2001. — 312 с.
3. *Голубев Ю. А., Камышев Н. Й.* Юному авиамodelисту. — М.: Просвещение, 1979. — 218 с.
4. *Гончаренко В. В.* Как люди научились летать. — К.: Веселка, 1979. — 85 с.
5. *Зигуненко С. Н.* Я познаю мир. Авиация и воздухоплавание. — М.: А.С.Т., 2001. — 300 с.
6. *Ляшенко Н. В., Исаенко В. Й.* Авиамodelирование. — К.: Рад. шко-ла, 1979.
7. *Павлов А. П.* Твоя первая модель. — М.: Изд-во ДОСААФ СССР, 1979. — 180 с.
8. *Пехота О. М.* Освітні технології. — К.: А.С.К., 2001. — 252 с.
9. *Рожков В. С.* Авиамодельный кружок. — М.: Просвещение, 1978. — 158 с.
10. *Тамберг Ю. Г.* Развитие интеллекта ребенка. — СПб.: Речь, 2002. — 208 с.
11. *Черненко Г. Т.* Русские изобретатели и ученые. Энциклопедия. — СПб.: Тимошка, 2000. — 216 с.
12. *Pawel Wlodarczyk.* Modelarstwo lotnicze i kosmiczne. — Warszawa. 2001. — 384 с.
13. *Walter Diem.* Die schonsten Drachen bauen und fliegen. — Berlin, 2001. — 260 с.
14. *Матеріали з вільної електронної енциклопедії Wikipedia [код доступу на 23.01.2014 // <http://uk.wikipedia.org>]*

ДОДАТОК 1

Модель планера А-1

Расчет модели ведется исходя из технических требований к моделям планеров класса А-1: общая площадь несущих поверхностей не более 18 дм², масса не менее 220 г, длина леера не более 50 м.

Схему модели планера выбирают самую простую - прямоугольную форму крыла и стабилизатора с небольшими скруглениями на концах. Площадь несущих поверхностей берут равной $S_{\text{сум}} = S_{\text{кр}} + S_{\text{ст}} = 18 \text{ дм}^2$, где $S_{\text{кр}}$ - площадь крыла; $S_{\text{ст}}$ - площадь стабилизатора.

Площадь стабилизатора для подобных моделей в практике авиамоделизма принимают $S_{\text{ст}} = (20-25\%)S_{\text{кр}}$, или $S_{\text{кр}}/S_{\text{ст}} = 4-5$.

Принимаем $S_{\text{кр}} = 4S_{\text{ст}}$, тогда $S_{\text{сум}} = 4S_{\text{ст}} + S_{\text{ст}} = 5S_{\text{ст}} = 18 \text{ дм}^2$, откуда $S_{\text{ст}} = 3,6 \text{ дм}^2$; $S_{\text{кр}} = 14,4 \text{ дм}^2$.

Определим основные размеры крыла и стабилизатора. У крыла, имеющего в плане прямоугольную форму, удлинение $\lambda_{\text{кр}} = l_{\text{кр}}/b_{\text{кр}}$, или $\lambda_{\text{кр}} = 12_{\text{кр}}/S_{\text{кр}}$, где $l_{\text{кр}}$ - размах крыла; $b_{\text{кр}}$ - длина хорды крыла; $S_{\text{кр}}$ - площадь крыла.

Для моделей планеров наиболее выгодные удлинения крыла $\lambda_{\text{кр}} = 10-20$. Выбираем $\lambda_{\text{кр}} = 11,5$; для обеспечения высокой прочности крыла длину его хорды берем $b_{\text{кр}} = 112 \text{ мм}$, тогда размах крыла $l_{\text{кр}} = \lambda_{\text{кр}}/b_{\text{кр}} = 11,5 \times 112 = 1290 \text{ мм}$.

Из опыта известно, что наивыгоднейшее удлинение стабилизатора $\lambda_{\text{ст}} = \lambda_{\text{кр}}/2 - \lambda_{\text{кр}}/3$, причем $\lambda_{\text{кр}}/2$ соответствует малым, а $\lambda_{\text{кр}}/3$ большим удлинениям крыла. Для нашей модели выбираем $\lambda_{\text{ст}} = 4,5$. Удлинение стабилизатора $\lambda_{\text{ст}} = l_{\text{ст}}/b_{\text{ст}}$, где $l_{\text{ст}}$ - размах стабилизатора; $b_{\text{ст}}$ - длина хорды стабилизатора. Рекомендуемая длина хорды стабилизаторов для таких моделей $b_{\text{ст}} = 90 \text{ мм}$, тогда $l_{\text{ст}} = \lambda_{\text{ст}}b_{\text{ст}} = 4,5 \times 90 = 410 \text{ мм}$; после уточнения берем 400 мм.

Теперь требуется определить плечо $L_{\text{го}}$ горизонтального оперения стабилизатора - расстояние между центром тяжести модели и центром давления стабилизатора. Упрощенно можно считать плечом расстояние

между точками, находящимися на $1/3$ длины хорды от передней кромки крыла и стабилизатора. Плечо $L_{го}$ - один из важнейших факторов, обеспечивающих продольную устойчивость модели в полете. Влияет на продольную устойчивость и профиль горизонтального оперения. Все это учитывает коэффициент эффективности A . Его значения для моделей планеров равны 0,7-1,2. Для профилей создаваемой модели примем $A = 1,1$; тогда

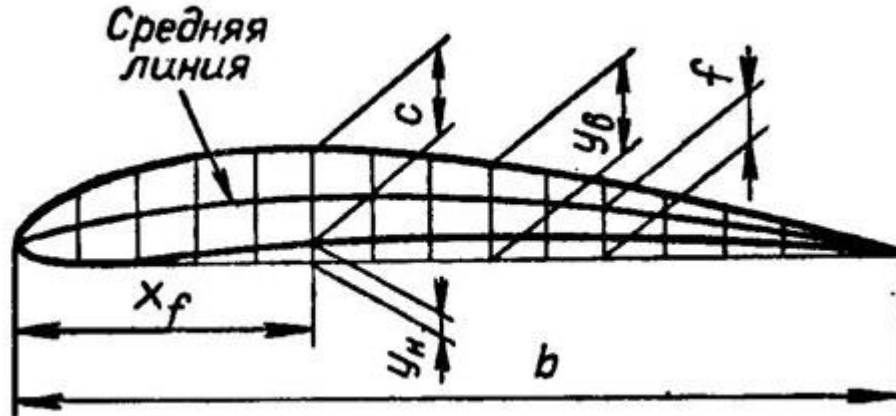
$$L_{го} = Ab_{кр}S_{кр}/S_{ст} = (1,1 \times 1,12 \times 14,4/3,6) \text{ дм} = 4,92 \text{ дм} \approx 500 \text{ мм}.$$

Площадь киля определим по формуле $S_k = A_k S_{кр} L_{кр} / l_k$, где A_k - коэффициент эффективности киля, равный 0,016; l_k - плечо киля. Примем плечо киля равным плечу горизонтального оперения стабилизатора, т. е. $l_k = L_{го} = 500$ мм, тогда $S_k = (0,016 \times 14,4 \times 13/5) \text{ дм}^2 = 0,6 \text{ дм}^2$.

Длину L_H носовой части фюзеляжа примем равной 150 мм (по статистике это значение находится в пределах 150-200 мм).

Определив основные размеры, выполняют в масштабе 1:1 рабочий чертеж модели планера в трех проекциях - в плане (сверху), спереди и сбоку в следующем порядке: вычертив крыло в плане, на продольной оси модели указывают ЦТ и отмечают $L_{го}$. Затем вычерчивают стабилизатор, причем его хорда на $0,3$ своей длины должна перекрывать $L_{го}$. Отложив длину носовой части фюзеляжа, наносят его контур; максимальная толщина фюзеляжа 12 мм. На продольную ось фюзеляжа (вид сбоку) переносят с вида сверху ЦТ и проводят относительно него хорду крыла под углом 3° к продольной оси фюзеляжа; строят вид крыла сбоку. Фюзеляжу и килю придают аэродинамически целесообразную форму, наносят профиль стабилизатора, приняв его установочный угол равным $2-3^\circ$. Обмечают на фюзеляже место крепления стартового крючка - в 10-15 мм от ЦТ ближе к передней кромке. Выполнив две проекции, вычерчивают вид модели спереди, после чего делают чертежи отдельных ее элементов.

Выбор и расчет профиля. Профиль крыла или оперения - это сечение их плоскостью, параллельной обтекающему потоку. Такое сечение может иметь разную форму.



Геометрия профиля крыла. b - длина хорды; y_v - верхняя ордината профиля; y_n - нижняя ордината профиля; c - толщина профиля; f - относительная вогнутость; x_f - расстояние наибольшей вогнутости профиля

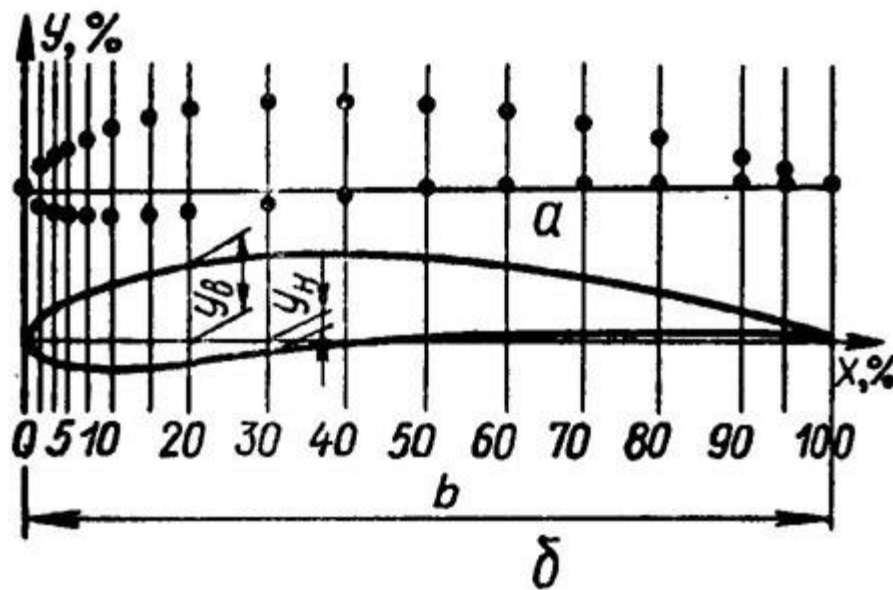
Отрезок прямой от передней точки (носика) профиля до задней (хвостика) называется длиной b хорды. Расстояние по перпендикуляру от хорды до точек обвода профиля изменяется; суммарное расстояние, равное $y_v + y_n$, также меняется. Наибольшая сумма этих значений называется толщиной профиля и обозначается c . Для сравнения профилей в большинстве случаев толщину их задают не по абсолютному значению, а в процентах от длины b хорды, т. е. по относительной толщине \bar{c}_0 . Важная геометрическая характеристика профиля - форма средней линии. Средняя линия соединяет переднюю и заднюю точки профиля и делит пополам отрезки, определяющие толщину профиля. Наибольшая величина прогиба f средней линии относительно хорды называется вогнутостью профиля, а отношение вогнутости к длине хорды - относительной вогнутостью.

Для хорды длиной 112 мм профиля В-8356 она примет вид (табл. 1).

x	%	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
	мм	0	1,4	2,8	5,6	8,4	11,2	16,8	22,4	28	33,6	44,8	56	67,2	78,4	89,6	100,8	112
$y_{в}$	%	1,11	3,00	4,15	5,83	7,08	8,00	9,15	9,97	10,28	10,37	9,91	8,88	7,50	5,90	4,20	2,32	0,33
	мм	1,24	3,36	4,65	6,52	7,92	8,96	10,24	11,6	11,5	11,6	11,0	9,94	8,4	6,6	4,7	2,59	0,36
$y_{н}$	%	1,11	0,17	0,03	0,05	0,25	0,50	1,19	1,87	2,35	2,70	3,05	2,98	2,67	2,22	1,62	0,89	0,0
	мм	1,24	0,19	0,03	0,05	0,28	0,56	1,33	2,09	2,63	3,02	3,41	3,33	2,99	2,48	1,81	0,99	0,0

Таблица 1. Таблица, в которую вписывают координаты профиля, выраженные в миллиметрах и в процентах от длины хорды

В таблицах профилей Г. Бенедика дополнительно дают радиус носика в процентах от длины хорды ($r = 0,9$).



Откладывание точек ординат (а) и вычерчивание профиля крыла летающих моделей (б)

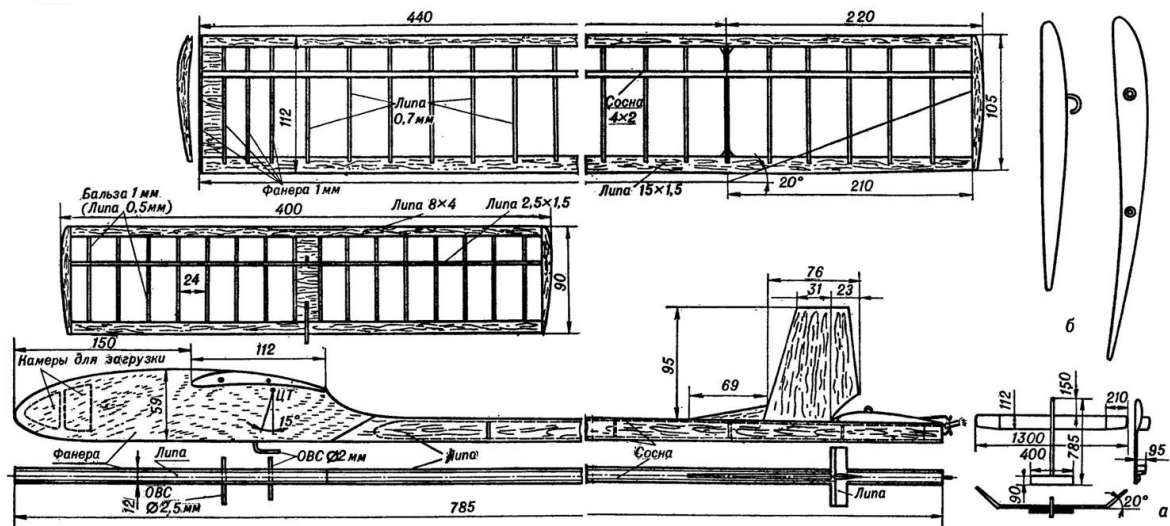
На базовой прямой (ось x) откладывают длину b хорды. На ней отмечают точки, отстоящие от начала координат на расстояниях (%): 0; 1,25; 2,5; 5; 7,5; 10; 15; 20; 30; 40; 50; 60; 70; 80; 90; 95; 100. Через эти точки проводят перпендикуляры, на которых откладывают ординаты точек контура профиля вверх и вниз - в зависимости от знака: положительные - вверх от оси x , отрицательные - вниз. Полученные точки соединяют плавной линией, которая и образует контур профиля. Носик его вычерчивают так: от начала координат откладывают вверх размер, равный 1,11% длины хорды - 1,24 мм; на этом уровне вправо от вертикали откладывают размер $r = 0,9\%$ от длины хорды (1,00 мм). Полученная точка и будет центром, из которого радиусом $r = 1,00$ мм описывают контур носика профиля. Аналогично рассчитывают

профиль стабилизатора. Для него можно выбрать профиль Gottingen 564, обеспечивающий широкий диапазон рабочих углов атаки. Для хорды стабилизатора, равной 90 мм, таблица координат примет вид (табл. 2).
 Постройка модели. По вычерченным профилям крыла и стабилизатора тщательно выполняют шаблоны из листового дюралюминия или фанеры. Заготовив необходимый материал, приступают к постройке модели.

x	% мм	0	2,5	5,0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
		0	2,25	4,5	9	18	27	36	45	54	63	72	81	90
y_n	% мм	2,30	4,60	5,65	6,85	7,85	8,20	8,10	7,60	6,70	5,60	4,05	2,25	0,00
		2,01	4,14	5,08	6,16	7,06	7,38	7,29	6,84	6,03	5,04	3,64	2,02	0,00
y_n	% мм	2,30	0,70	0,25	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
		2,01	0,63	0,22	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0

Таблица 2. Для хорды стабилизатора, равной 90 мм, таблица координат примет вид

Носовую часть фюзеляжа изготавливают из липовой пластины толщиной 10 мм. Ее вырезают по контуру, делают внутри отверстия и приклеивают к пластине две липовые рейки сечением 10X2 мм. С вклеенными четырьмя распорками они образуют хвостовую балку. На свободном ее конце закрепляют сосновый брусок, в который на эпоксидной смоле вставляют крючок из проволоки ОВС диаметром 1 мм. Площадку для крепления стабилизатора делают из липы толщиной 3 мм, упор на ней из липовой рейки сечением 4X4 мм. Крючок для буксировки модели из проволоки ОВС диаметром 2 мм вклеивают в носовую часть фюзеляжа на расстоянии 206 мм от переднего края. Боковые стороны фюзеляжа оклеивают фанерой толщиной 1 мм в носовой части и липовым шпоном - в хвостовой.



Модель планера А-1. а - чертеж; б - профили крыла и стабилизатора

Штыри для стыковки половин крыла выполняют из стальной проволоки ОВС (передний - диаметром 2,6 мм, задний - диаметром 2 мм) и закаливают. Затем их туго вставляют в гнездо носовой части фюзеляжа. Киль из липовой пластины толщиной 1,5 мм врезают в фюзеляж. Руль направления на петлях из лески прикрепляют к задней кромке киля.

Крыло наборное, из двух половин; на каждой из них расположено 16 основных нервюр из бальзы или липового шпона толщиной 0,7 мм и 4 силовых из фанеры толщиной 1 мм. Порядок изготовления их таков: из фанеры вырезают 10 заготовок, слегка склеивают их и тщательно обрабатывают в тисках напильником, держа его параллельно верхней плоскости тисков (иначе можно исказить профиль нервюра). После этого сверлят в нервюрах два отверстия под штыри. Затем берут две нервюры, обрисовывают их по контуру чернилами, приклеивают к бруску размером 120 X 20 X 80 мм и обрабатывают ножом; кривизну профиля и правильность обработки контролируют линейкой. Для лонжеронов и передней кромки делают вырезы. Полученную заготовку разрезают вдоль на нервюры толщиной 1,6-2 мм по линейке острым скальпелем. Дальнейшую доводку нервюра до толщины 1,5 мм выполняют шлифовальной шкуркой, наклеенной на брусок. Затем нервюры покрывают эмалитом.

Для лонжеронов крыла используют сосновые рейки сечением 4X2 мм, для передней кромки - рейку из липы сечением 4X3 мм. Заднюю кромку

выстругивают из бальзы сечением 15x3 мм, вырезы для нервюр на глубину 4 мм делают скальпелем. Пользуясь чертежом, отмечают карандашом на лонжеронах и передней кромке места, где будут крепиться нервюры.

Нервюры устанавливают на лонжеронах, прикрепляют переднюю и заднюю кромки, места соединений промазывают клеем. Законцовку делают из пенопласта. Заднюю кромку крыла, пока еще прямоугольную, состругивают рубанком и обрабатывают шлифовальной шкуркой, чтобы она имела треугольное сечение и являлась продолжением профиля нервюры. Лобовую часть крыла на ширину 10 мм покрывают липовым шпоном толщиной 1 мм. Корневую часть обеих половин крыла (в месте силовых нервюр) также усиливают липовым шпоном.

Каждую половину крыла собирают отдельно. Надо быть внимательными, чтобы не сделать их "на одну сторону". В том месте, где должен быть угол поперечного V, крыло разрезают и склеивают с помощью уголков из 3-миллиметровой фанеры. Места соединений кромок усиливают уголками из целлулоида; угловую нервюру вырезают из липы. Собранный крыло тщательно зачищают шлифовальной шкуркой, наклеенной на деревянный брусок.

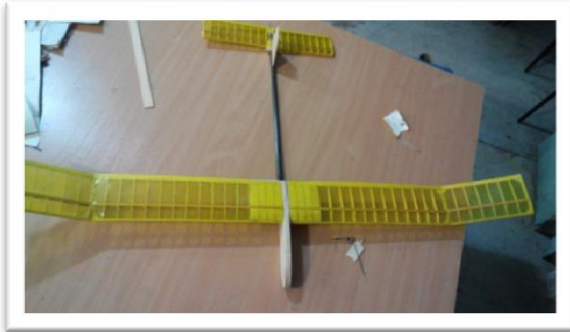
Конструкция стабилизатора аналогична конструкции крыла. Нервюры (16 шт.) - из бальзового шпона толщиной 1 мм (или липового - 0,5 мм); передняя и задняя кромки - бальзовые, сечением соответственно 8 X 6 и 10 X 2,5 мм. Лонжероны выструганы из липовых реек сечением 2,5 X 1,5 мм. Крючки из проволоки ОВС диаметром 1 мм привязывают нитками с клеем к центральной нервюре, выполненной из липы, среднюю часть усиливают тонким шпоном.

Стыки нервюр с кромками и лонжеронами промазывают клеем, кладут на ровную поверхность и сверху прижимают грузом. Стабилизатор получится ровным, без перекосов. После сборки неровности горизонтального оперения зачищают шлифовальной шкуркой.

Готовую модель собирают, т. е. крыло устанавливают с помощью штырей на фюзеляже, стабилизатор привязывают резиновой нитью к площадке на хвостовой балке фюзеляжа. Собранный модель центруют. Для этого в камеру носовой части фюзеляжа загружают дробь или мелкие кусочки свинца. Центр тяжести данной модели должен быть на расстоянии 38-40 мм от задней кромки крыла.

ДОДАТОК 2

Планер А-1 без турбулізатора



Крила і стабілізатор планера А-1



Розібраний планер



Крила планеру А-1 з турбулізаторами



РЕЗЕНЦІЯ

Технічна спрямованість у навчанні підлітків в останні десятиліття набирає все більшої актуальності. Одним з таких напрямків є авіамоделювання. За допомогою виготовлених власноруч моделей можна не тільки втілити дитячі мрії польоту у небі, а і перевірити існуючі теоретичні засади фізики, механіки та інших технічних наук.

Представлена робота є яскравим прикладом такого підходу до використання авіамоделей. Зокрема, перед нами були поставлені конкретні завдання, виконання яких дозволить перевірити висновки практичних робіт вчених різних поколінь та наукових шкіл. Для реалізації цього завдання нами була вибрана модель планеру класу А-1. Експеримент проводився у двох вимірах: з турбулізаторами та без. Виготовлення моделі проводилося на базі авіамоделного дитячого гуртка «Кокос» впродовж останнього року. За час проектування та будівництва реальної моделі Федоров К.С. проявив себе як самостійний цілеспрямований моделіст. Після отримання необхідного обладнання було проведено експеримент, який складався з декількох етапів. Встановлення турбулізаторів та регулювання моделей, їх контрольних запусків тощо. Встановлення та регулювання моделей показало, що параметри моделей та місце встановлення турбулізатора було обрано вірно.

Робота має логічну структуру, яка включає в себе вступ, основну частину та висновки. У вступі сформульована актуальність обраної теми, поставлені завдання, які підпорядковані загальній меті дослідження. В основній частині сконцентровані теоретичні викладки стосовно цього питання, надано загальний опис експерименту та його етапів, надається загальний опис історії розвитку аеродинаміки. Висновки містять узагальнення результатів проведеної роботи.

Керівник

авіамоделного дитячого гуртка «Кокос»

Дмитренко К.І.