

РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГІБРИДНОГО АЕРОСТАТИЧНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Вступ

Гібридний аеростатичний літальний апарат (ГАЛА) – це літальний апарат, що використовує у процесі свого руху як аеростатичну, так і аеродинамічну підйомні сили. При цьому перша створюється за рахунок використання оболонки апарату, що наповнена газом, легшим за повітря (наприклад, гелій, водень; як і у конвенційних керованих аеростатах), а аеродинамічна сила створюється за рахунок специфічної форми цієї оболонки, що зазвичай не притаманна класичним аеростатам.

Це дозволяє суттєво збільшити можливості літального апарату, та забезпечити йому більшу підйомну силу (а отже і взяти більше корисного навантаження), ніж в разі використання аеростату класичного типу. Порівняно з класичними аеродинамічними літальними апаратами, ГАЛА має мати більшу ступінь безпеки для пасажирів, або вантажу, а також кращі економічні показники (витрата палива, дальність польоту, вантажопідйомність). З очевидних недоліків, слід зазначити, що ГАЛА має в кілька разів нижчу швидкість руху, аніж аеродинамічні літальні апарати ЛА (літаки та вертольоти).

В нашому дослідженні були вивчені особливості аеродинамічного конструювання подібного літального апарату. Була прийнята вихідна концепція, згідно з якою, оболонці ГАЛА, був наданий вигляд крила малого подовження, а сам ЛА мав використовувати схему конструювання «літаюче крило». Оскільки на разі не існує інформації про ефективне використання, побудову чи розрахунок літального апарату подібної схеми, для порівняння майбутніх характеристик було вирішено обрати дирижабль Zeppelin NT фірми Zeppelin Luftschifftechnik GmbH. В ході роботи були досліджені особливості крил малого подовження, виконаний підбір профілю, з урахуванням особливостей руху аеростатичного літального апарату. Також нами було зроблено удосконалення обраного профілю для того, щоб найбільш ефективно використовувати можливості аеродинамічної схеми конструювання ЛА. Крім того, було зроблено декілька тестових моделей оболонки ГАЛА. В ході комп'ютерних випробувань була обрана найбільш ефективна з них.

На базі проведеної роботи можна сказати, що ефективність обраної схеми була теоретично доведена. Зокрема, згідно з результатами роботи стало зрозуміло, що ефективне використання аеродинамічних

властивостей аеростатичного ЛА дозволяє як найменш в 2 рази збільшити вантажопідйомність ЛА.

Практична значимість роботи полягає в сформованих методичних рекомендаціях по дослідженню аеродинамічних характеристик гібридного літального апарату, та створення його аеродинамічної форми.

Актуальність роботи полягає в тому, що вона пропонує можливість розширити спектр використання транспортних та пасажирських ЛА за рахунок використання нового типу апаратів, що може вирішувати задачі, які раніше виконувалися за допомогою інших, не авіаційних видів транспорту, а також збільшити ефективність застосування авіації в цілому.

Проблеми вирішені в ході дослідження:

1. Надати ЛА таких аеродинамічних характеристик, що дозволило б збільшити його ефективність порівняно з аналогами в рази.
2. При підвищенні ефективності – зберегти габаритні розміри літального апарату на рівні, що відповідає найближчим аналогам, чи, за можливості – зменшити.
3. Реалізувати можливість створення ГАЛА, використовуючи при цьому аеродинамічну схему «літаюче крило» з метою позбавлення від додаткових елементів конструкції оболонки.

Нерозв'язані задачі:

1. Знаходження оптимального балансу між аеростатичною та аеродинамічною підйомною силою
2. Забезпечення польоту за умови відмови двигунів
3. Низька горизонтальна швидкість, порівняно з конвенційними літальними апаратами

Мета роботи полягає в розробці методики розрахунку аеродинамічних характеристик гібридного аеростатичного апарату, з урахуванням збереження його аеродинамічних характеристик та використання схеми компонування «літаюче крило».

Наукова новизна роботи полягає в необхідності покращення існуючого науково-методичного апарату, що призначений для розрахунку аеростатичних ЛА.

Постановка задачі

Обрати аеродинамічний профіль, що задовольняв би як шуканим аеродинамічним характеристикам, так і конструктивним особливостям ГАЛА.

Адаптувати обраний аеродинамічний профіль під використання аеродинамічної схеми «літаюче крило».

Зробити тестові моделі оболонки ГАЛА, а також виконати їх комп'ютерні випробування, та обрати найбільш ефективну з них по результатам випробувань.

Об'єкт дослідження – аеродинамічні характеристики гібридного апарату.

Вибір профілю

Для створення підйомної сили оболонка аеростатичного апарату має бути правильним чином спрофільована. Але через конструктивні міркування (м'яка чи напівжорстка обшивка, неможливість точно витримати правильну форму в певних зонах), вводиться ряд обмежень на форму профілю:

- неможливість використовувати профілі з великою кривизною;
- неможливість використання профілів з малою товщиною.

Згідно з роботами [1] та [2] малий коефіцієнт C_m мають профілі з невеликою відносною увігнутістю, а також профілі, центральна дуга яких має обернену увігнутість, або максимально увігнутість розташована поблизу від носика профілю. Профілі відбиралися за наступними параметрами:

- максимальна кривизна – не менше 5%; через те, що дирижабль не пристосований до польотів на великих кутах атаки – йому потрібний профіль, що створює підйомну силу починаючи з малих, або нульових кутів атаки;
- розташування максимальної кривизни – не більш ніж на 30% хорди; через те, що оболонка апарату, який проектуємо буде мати схему «літаючого крила» та не матиме додаткових поверхонь для парирування моментів.

Всі S-образні профілі мають досить складну геометрію задньої кромки, і як результат – не підходять до обраних цілей. В наслідку був обраний профіль BRUXEL 33. Він був обраний через простоту його геометрії, та задовільних характеристик.

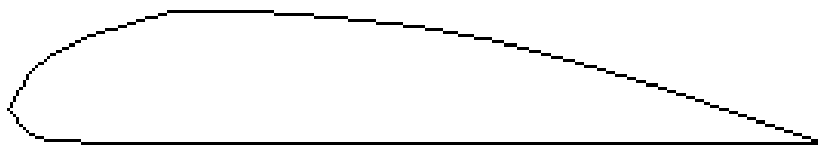


Рис. 1. Профіль BRUXEL33

Максимальна товщина – 12,99% на 30% хорди і максимальна кривизна – 6,5% на 30% хорди. Вихідні характеристики профілю при швидкості 70 км/год і хорді 75 м на висоті 300 м, що відповідає $M= 0.058$ та числі $Re= 98.92 \cdot 10^6$.

Характеристики профілю відображені на рис. 2, рис. 3 та рис. 4. В якості точки відліку коефіцієнту C_m була обрана точка 25% хорди профілю.

Адаптація профілю

Довжина хорди в площині симетрії гондоли вибрана така ж, як і у гондоли порівняльного апарату. В якості попередньої точки центра мас гондоли була вибрана точка 40% від кореневого профілю.

Для компенсації моменту профіль модифікується шляхом відгину останніх 10% хорди. На рис. 5 представлений графік значень моментів профілю в залежності від ступеню відгину «хвостика».

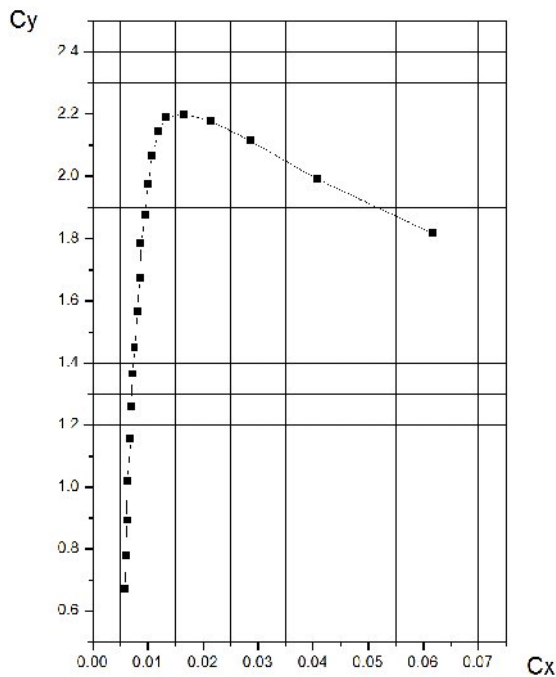


Рис. 2. Залежність $C_y(C_x)$ для оригінального профілю

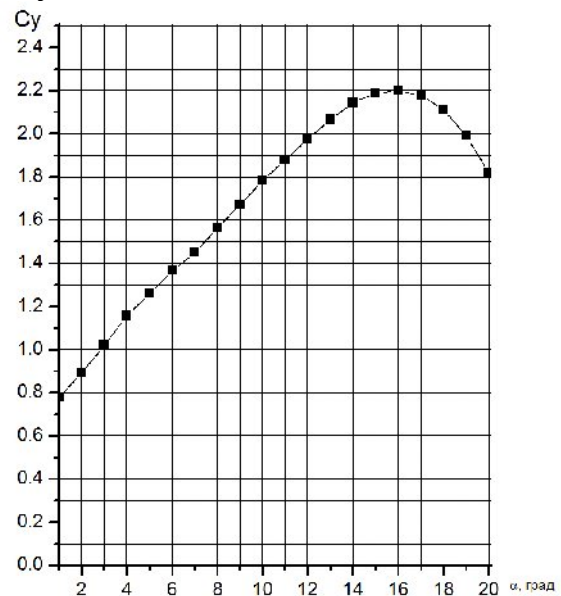


Рис. 3. Залежність $C_y(\alpha)$ для оригінального профілю

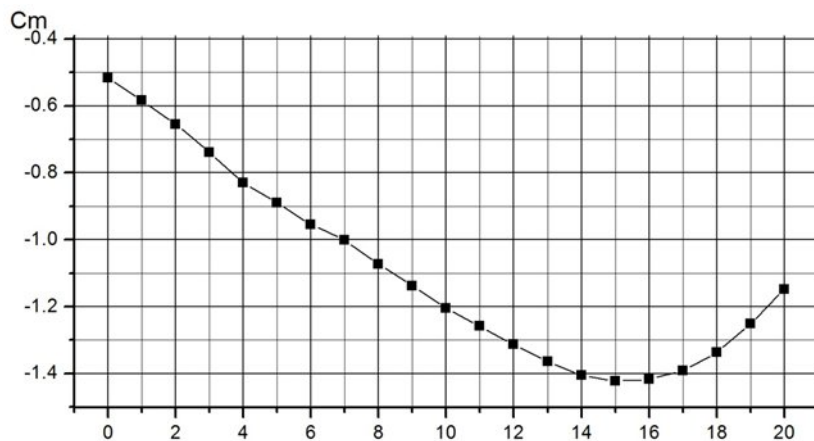


Рис. 4. Залежність $C_m(\alpha)$ для оригінального профілю

Оскільки при посадці гондола аеростату має бути майже паралельна землі (кути нагину більш ніж 3° вже відчуються пасажирями) крейсерський кут атаки був обраний на рівні 2° .

В результаті аналізу графіка можна побачити, що для компенсації моменту, остання координата профілю має бути не менше 2,4% від хорди профілю. Даний модифікований профіль і був використаний для побудови моделі оболонки.

Згідно [3] у крил малого видовження значну роль у обтіканні має перетікання повітря з нижньої на верхню поверхню крила. Як наслідок – підйомна сила крила падає через зони вирівнювання тиску, з'являються. Експерименти доводять, що вихрова пелена вже на самій поверхні крила малого видовження згортається в два потужних вихрових джгута, що відходять під великим кутом до поверхні. Підйомна сила і момент через просторове обтікання крил малого видовження не є лінійними функціями кута атаки.

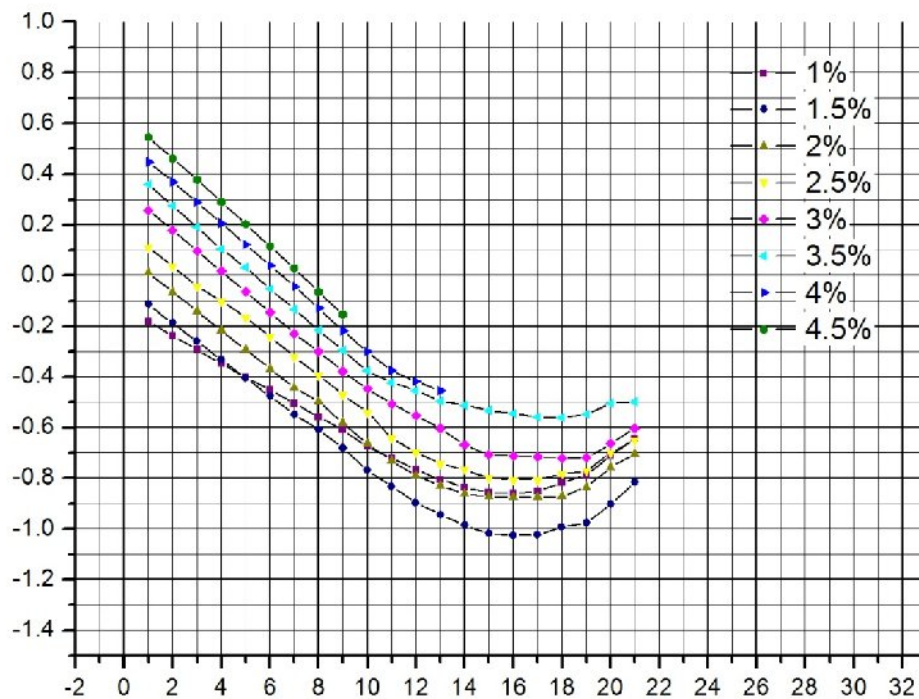


Рис. 5. Залежність $C_m(\alpha)$ для профілів в залежності від відгину «хвостика»

Критичний кут атаки у крила малого видовження значно вище, ніж у крила з більшим значенням видовження. Збільшення критичного кута атаки у таких крил є наслідком вирівнювання тиску вздовж хорд крила на верхній поверхні. Для крил з видовженням менше 2 критичний кут атаки складає біля 30-35 градусів.

Вибір моделі оболонки

Були побудовані три моделі оболонок з таким розрахунок, щоб їхній об'єм був аналогічний об'єму Zeppelin NT. Для цього були вибрані наступні параметри оболонки: хорда кореневого профілю – 75м, хорда

кінцевого профілю – 25 мм. Відстань між кореневим і кінцевим перерізами – 15 м. Задня твірна між кореневим і кінцевим профілями – сплайн по 3 точках. Передня твірна відрізняється для кожного з трьох варіантів. В першому випадку – створена дугою кола. У другому та третьому – еліпсами з різним співвідношенням діаметрів. Моделі за якими будувались розрахункові моделі зображені на рис. 6 – рис. 8.

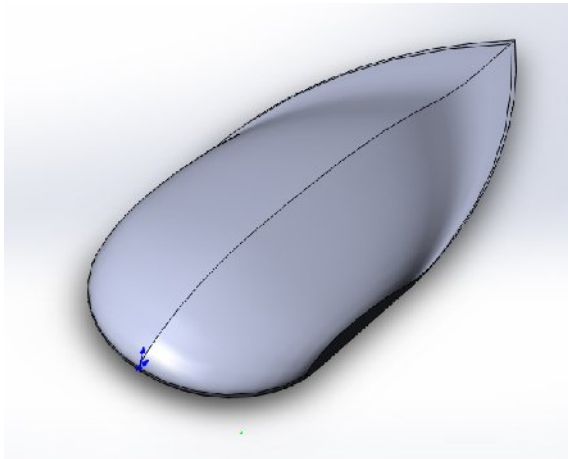


Рис. 6. Модель оболонки з передньою кромкою, побудованою колом

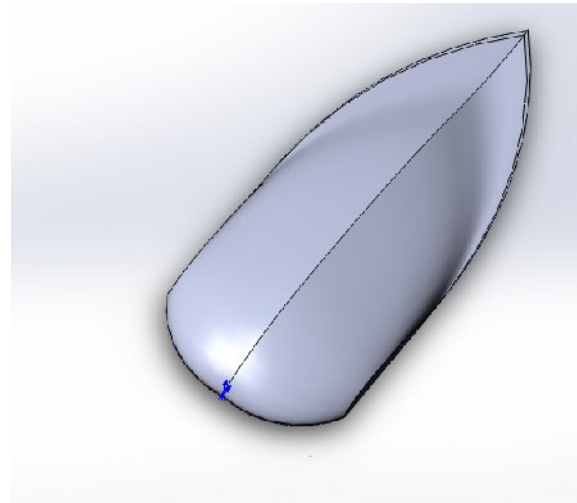


Рис. 7. Модель оболонки з передньою кромкою, побудованою еліпсом (більший діаметр еліпсу створює передню кромку)

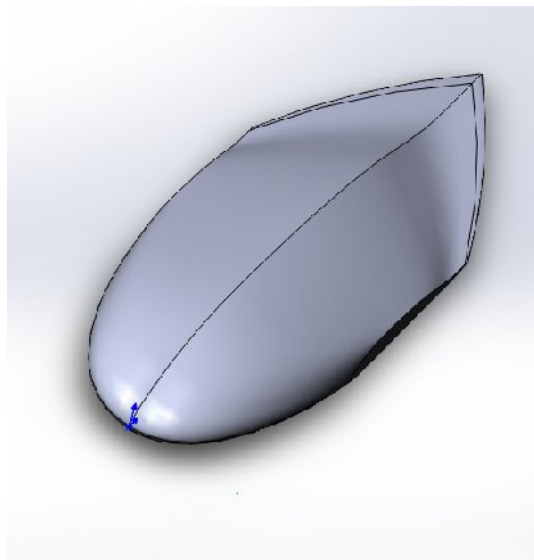


Рис. 8. Модель гондоли з передньою кромкою, побудованою еліпсом (менший діаметр еліпса створює передню кромку)

Згідно з цією геометрією були створені моделі для програм розрахунку панельно-вихровим методом. Параметри швидкості для

розрахунку моделі були прийняті такими ж як і для розрахунку профілю ($M = 0.058$, $Re = 98.92 \cdot 10^6$).

В результаті були отримані графіки для C_x та C_y для всіх розрахункових схем в діапазоні $-2 \dots +2^\circ$.

За результатами розрахунку ми можемо зрозуміти, що найбільша аеродинамічна якість буде у оболонки, що створена колом на куті 2° .

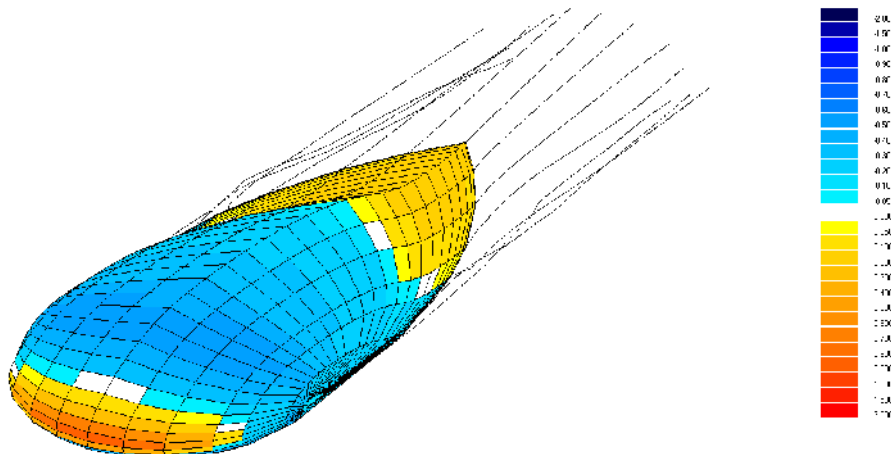


Рис. 9. Розподіл тиску оболонки з передньою кромкою, що створена колом за $\alpha=0^\circ$

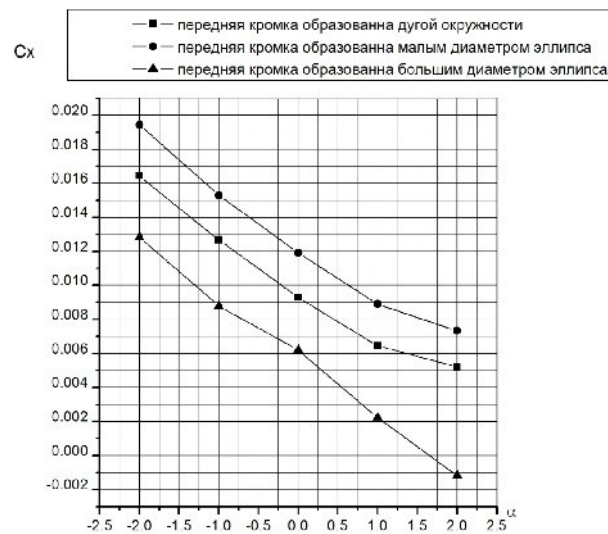


Рис. 10. Залежність $C_x(\alpha)$ від типу передньої кромки

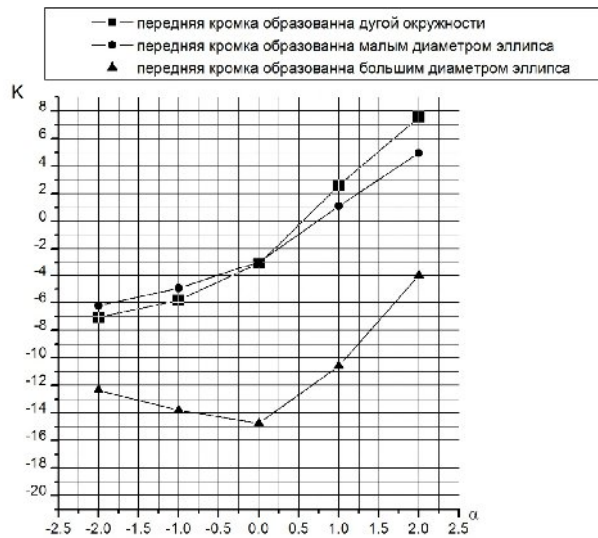


Рис. 11. Залежність $K(\alpha)$ від типу передньої кромки

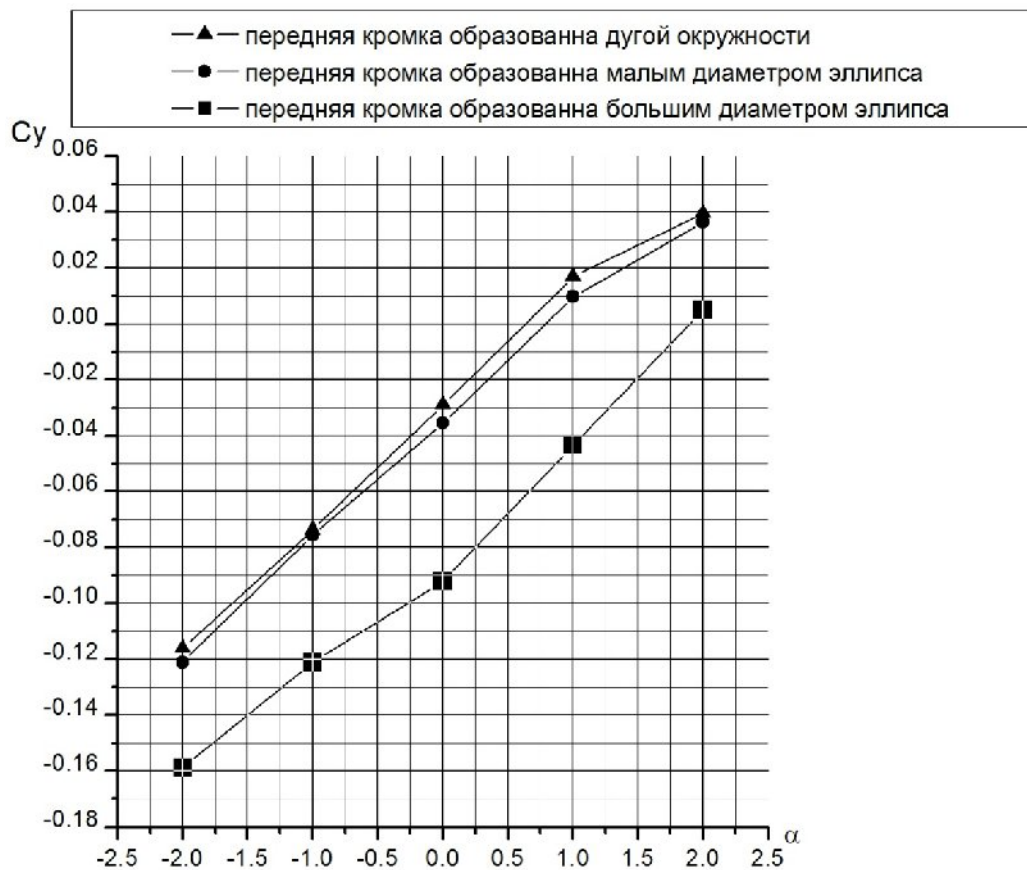


Рис. 12. Залежність $C_y(\alpha)$ в залежності від передньої кромки

Отже C_y оптимального режиму - 0.03946. звідси отримуємо –

$$Y = 0,03946 * \frac{1,24 * 19,44^2}{2} * 882,96 = 8163,6 \text{ кг}$$

де 882,96 – площа планової проекції оболонки.

З вихідних порівняльних даних ми маємо, що максимальна злітна маса Zeppelin NT дорівнює 8 040 кг. У отриманому аеростатичному

літальному апараті лише підйомна сила від динамічного руху складає 8163,6 кг.

Висновки

На основі отриманих результатів можна зробити наступні висновки:

1. При виборі профілю потрібно користуватись двома основними обмеженнями: не використовувати профілі з великою кривизною; не використовувати профілі з малим значенням товщини.
2. Профіль повинен мати максимальну кривизну не менше 5%, та вона має розташовуватися не більше ніж на 30% хорди.
3. Для адаптації профілю при використанні схеми «літаюче крило» необхідно відігнути кінцеву частину профілю на деяке значення, що може бути виміряна в відсотках до всієї хорди.
4. Зі збільшенням кута відгину кінцевої частини необхідно пам'ятати, що це призводить до збільшення C_m при тих же кутах атаки.
5. Критичний кут атаки для обраного крила (оболонки ГАЛА) є досить високим та складає 30-35 градусів.
6. За рахунок використання крила малого видовження можливо, що потрібно буде використати додаткові конструктивні елементи (вінглети) для зменшення індуктивного опору та збільшення якості ЛА.
7. Найбільший тиск тестові моделі зазнають в області «носу» оболонки та її прикінцевої, відігнутої частини.
8. Найменший коефіцієнт тертя має оболонка, передня частина якої була побудована з використання еліпсоїдних форм великого діаметру, проте коефіцієнт підйомної сили, та загалом аеродинамічна якість значно більша у оболонки, що використовувала твірні форми кола.

Список використаної літератури

1. *Красильщиков П. П.* «О зависимости между некоторыми геометрическими параметрами профиля и его аэродинамическими характеристиками»
2. *Красильщиков П. П.* «Серия профилей Р-II»
3. *Бойко Ю. С.* «Воздухоплавание в изобретениях»
4. *Бойко Ю. С.* «Инновации фирмы Zeppelin»
5. *Бойко Ю. С.* «Воздухоплавание»
6. Труды ЦАГИ - выпуск 234 - Солодкин Е.Е. - Влияние формы монопланного крыла на его аэродинамические характеристики
7. *Полозов Н.П. Сорокин М.А.* «Воздухоплавание»