

УДК 629.7.018.1

Оценка и минимизация влияния различных поддерживающих устройств на интегральные аэродинамические характеристики моделей тел вращения и изолированных фюзеляжей вертолетов в аэродинамической трубе малых скоростей

Смирнова С.И.^{1*}, Пахов В.В.^{1}, Степанов Р.П.^{1***},**

Жерехов В.В.^{1**}, Баракос Дж.^{2*****}**

¹*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева, КНИТУ-КАИ, ул. Карла Маркса 10, Казань, 420111, Россия*

²*Ливерпульский Университет,
Brownlow Hill, Liverpool L69 3GH, Великобритания*

*e-mail: smirnova.softya.92@mail.ru

**e-mail: pahov.agd@kstu-kai.ru

***e-mail: robert_stepanov@inbox.ru

****e-mail: zherehov.agd@kstu-kai.ru

*****e-mail: g.barakos@liverpool.ac.uk

Аннотация

Работа посвящается учёту и минимизации влияния поддерживающих устройств на аэродинамические характеристики различных тел в аэродинамических трубах всегда уделялось большое внимание. Интерференция между моделью и державками имеет сложный пространственный характер, и зависит от типа поддерживающих устройств, и характера обтекания тел, углов атаки и скольжения. Особенно важное значение имеют поправки на влияние подвесной системы, которые связаны с систематическими погрешностями измерения, особенно для

удобообтекаемых моделей (тела вращений, изолированные фюзеляжи самолётов и современных вертолётотв).

В аэродинамический трубе КНИТУ-КАИ были проведены систематические экспериментальные исследования различных поддерживающих устройств на аэродинамические характеристики тел вращения различных удлинений и моделей фюзеляжей вертолётотв.

Сопротивление державок минимизировалось с помощью одно панельной подвесной системой разработанной на кафедре Аэродинамики МАИ. Этот подход позволил выявить влияние различных подвесных устройств (боковых цилиндрических державок и цилиндрической стойки) на интегральные аэродинамические характеристики различных моделей и оценить характер и величины поправок.

Ключевые слова: учёт и минимизация поддерживающих устройств, интегральные аэродинамические характеристики различных тел, аэродинамическая труба, типы поддерживающих устройств, тела вращения, изолированный фюзеляж моделей вертолётотв.

Учету и минимизации влияния поддерживающих устройств на аэродинамические характеристики моделей различных тел всегда уделялось и уделяется большое внимание [2]. Интерференция между моделью и державками имеет сложный пространственный характер, зависит от типа поддерживающих устройств, характера обтекания моделей, углов атаки и скольжения. Особенно

важное значение имеют поправки на влияние подвесной системы при экспериментах с моделями тел вращения, фюзеляжей самолетов и удобообтекаемых вертолетов. Минимизация влияния поддерживающих устройств связана с развитием и применением численных методов расчета интегральных и распределенных аэродинамических характеристик (например, CFD методов).

Обычно при проведении экспериментальных исследований удобообтекаемых тел в трубах малых скоростей на весах с внешним разложением сил применялась система двухпанельной подвески с боковыми цилиндрическими державками, как показано на Рисунке 1. Как известно, боковые цилиндрические державки создают дополнительное сопротивление, которое зависит от числа Рейнольдса Re (Рисунок 2), соотношения диаметров державок к геометрическим размерам модели и других факторов. Используя данные представленные на Рисунке 2 для заданного диаметра державок и скорости потока можно определить число Re , а следовательно и коэффициент сопротивления единицы длины цилиндра. Однако в этом случае нельзя достаточно точно учесть интерференцию между моделью и державками. Даже в зоне автомодельности зависимости $C_x(Re) 10^2 \leq Re \leq 10^5$.

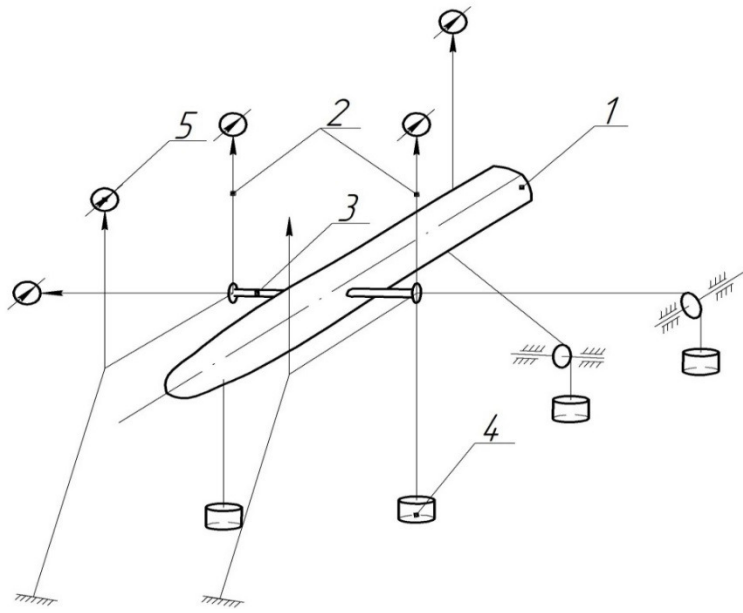


Рисунок 1. Типовая двухпанельная подвеска с цилиндрическими державками. 1 – модель тела вращения; 2 – двухпанельная подвесная система; 3 – боковые цилиндрические державки; 4 – растягивающие контргрузы; 5 – система измерения нагрузок на весах.

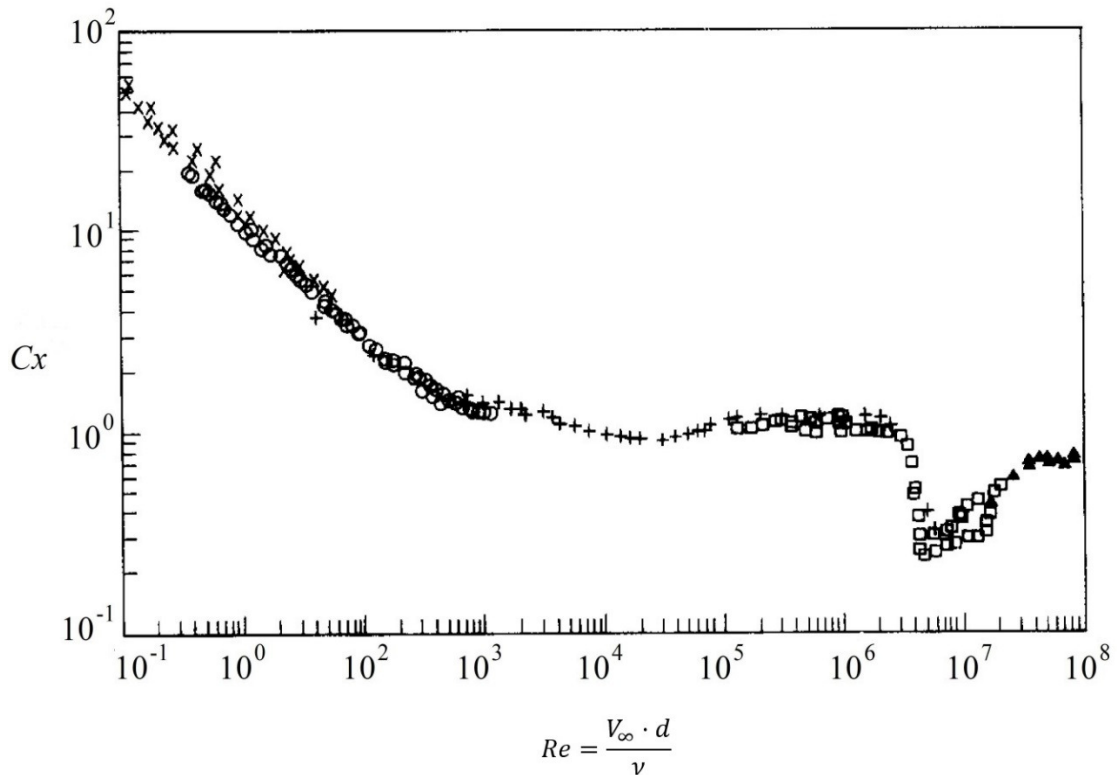


Рисунок 2. Экспериментальные результаты цилиндра, полученные в разных аэродинамических трубах: Wieselsberger (1921), Delany and Sorenson (1953), Finn (1953), Tritton (1953), и Roshko (1961) [1].

Коэффициент сопротивления цилиндрических державок минимизировался с помощью однопанельной подвесной системы, разработанной в МАИ Б.И. Миндровым [2]. Предложенная автором подвесная система состоит из одной проволочной панели, и как показано на Рисунке 3, исключает наличие цилиндрических державок. Это позволяет существенно уменьшить коэффициент лобового сопротивления подвесной системы и увеличить точность определения коэффициентов сопротивления тел вращения. Однако при испытаниях модели тел вращения в аэродинамической трубе КНИТУ им. А.Н. Туполева (КАИ) из-за асимметричного схода вихрей с модели при достаточно больших углах атаки происходили ее колебания относительно нормальной оси [3].

Отметим, что в России существуют три аэродинамические трубы типа Л. Прандтля: Т-5 ЦАГИ, труба Т-1 МАИ и труба Т-1К КАИ. Указанные аэродинамические трубы имеют, одинаковый диаметр $D=2,25\text{м.}$, проволочную систему подвески с внешним разложением сил, практически одинаковую начальную степень турбулентности потока $\varepsilon \cong 0,35\%$ и качество потока по равномерности распределения скоростей в сечениях рабочей части. При исследованиях в трубе Т - 1К подвеска Б.И. Миндрова [2] была усовершенствована. Задний узел подвески имел V - образную тягу, что позволило практически исключить колебания модели тел вращения относительно нормальной оси. Схема усовершенствования подвески приведена на Рисунок 4.

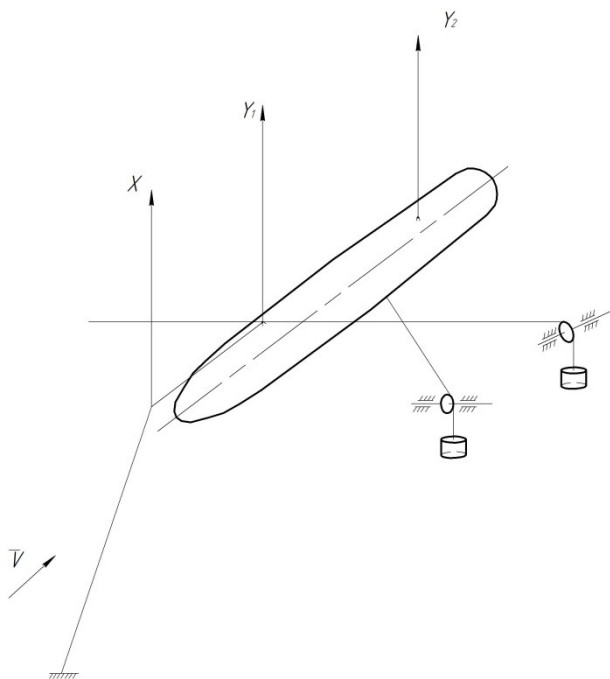


Рисунок 3. Однопанельная подвеска Миндрова Б.И. [1].

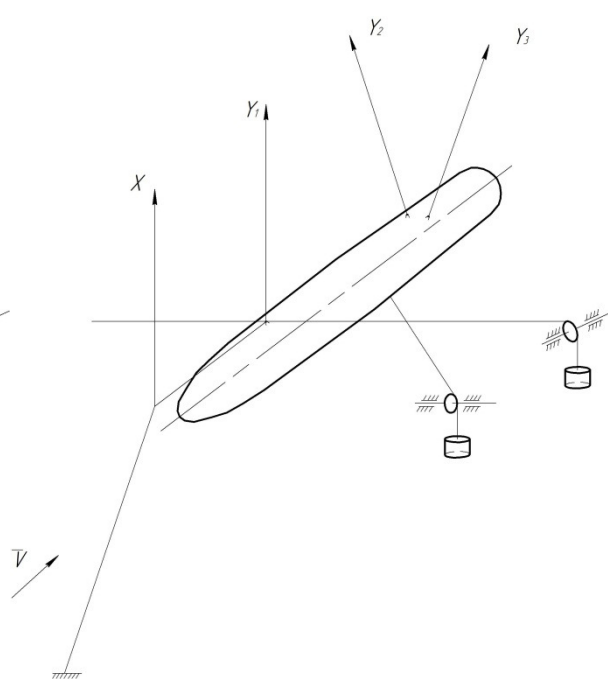


Рисунок 4. Усовершенствованная однопанельная подвесная система.

В работе Б.И. Миндрова [2] подставлены результаты сравнения однопанельной и двухпанельной подвесок с различными телами (тело вращения и дирижабль). Этот экспериментальный материал был использован при анализе данных полученных в аэродинамической трубе Т-1К КАИ.

В трубе Т1-К были испытаны геометрически подобные модели тел вращения с однопанельной и двухпанельной подвесными системами, а так же модели фюзеляжей вертолетов с указанными выше подвесными системами. Интегральные аэродинамические характеристики были отнесены к миделевым сечениям указанных моделей. На Рисунке 5 представлены схемы геометрически подобных тел вращения.

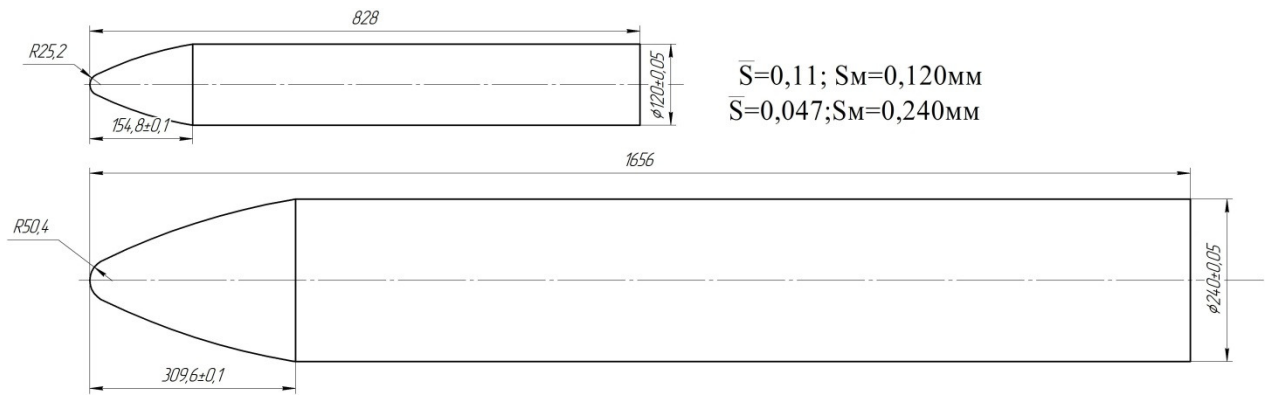


Рисунок 5. Схемы геометрически подобных тел вращения №1 и №2.

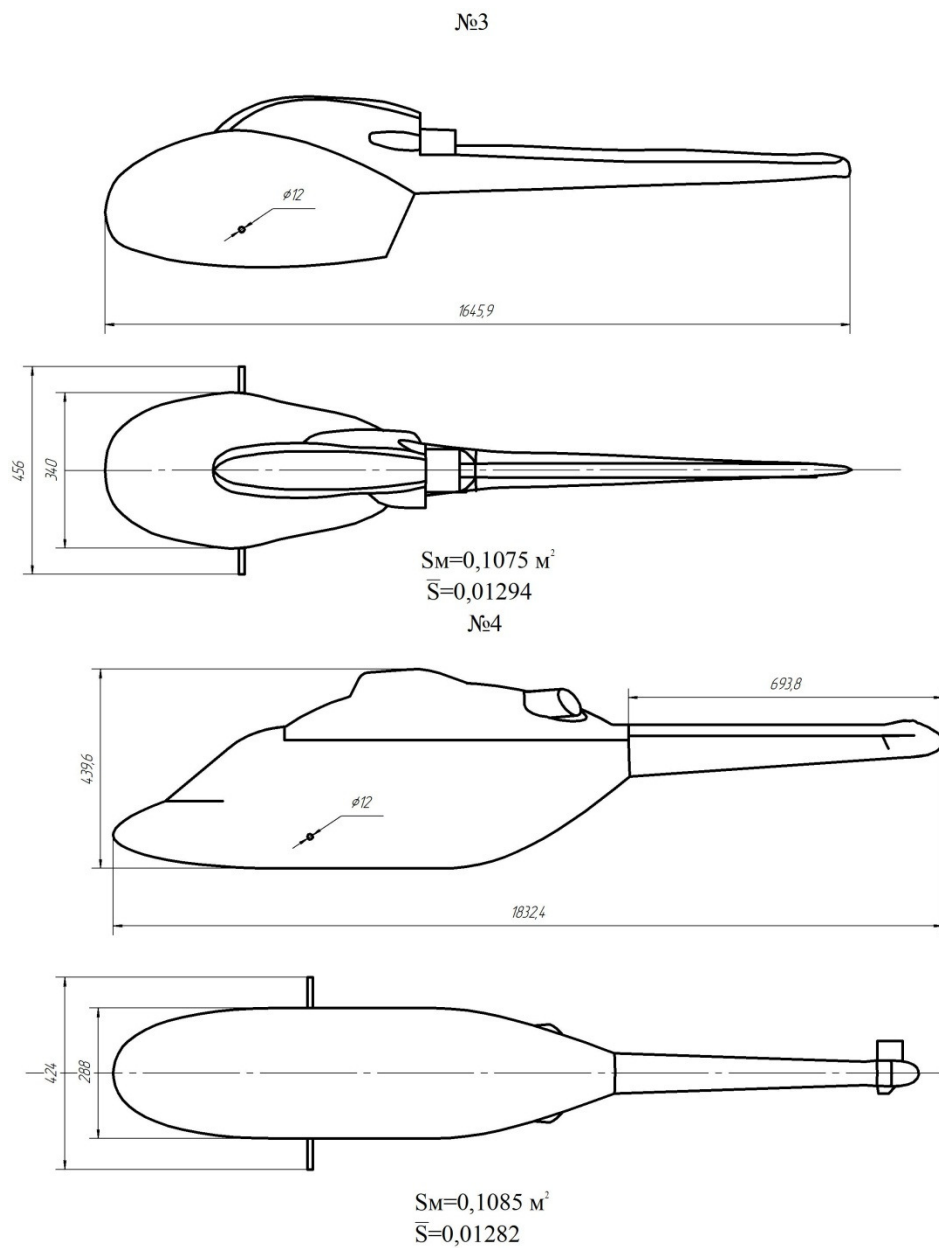


Рисунок 6. Иллюстрирует схемы моделей фюзеляжей вертолётов.

На Рисунке 6 схемы моделей фюзеляжей вертолётов с указанными площадями миделевых сечений и размерами державок. На геометрически подобных телах вращения оси цилиндрических державок располагались на одинаковых расстояниях от их носовой части. Для определения случайных ошибок измерений на указанных моделях были проведены их многократные испытания.

Для оценки влияния цилиндрических державок на характеристики тел вращения и моделей вертолётов использовался параметр [4]:

$$\bar{S} = \frac{2d \cdot l}{S_m};$$

где d – диаметр державок, l – длина державок, S_m – площадь миделя моделей.

Абсолютные и относительные параметры видны на Рисунке 5 и 6. На некоторых моделях были приведены восьмикратные испытания с однопанельными и двухпанельными подвесками.

Значения доверительных интервалов $|\epsilon|$ среднеквадратических погрешностей для 95% надежности аэродинамических коэффициентов вычислялось по формулам

$$|\epsilon| = \tau_{\alpha\beta} \cdot |\sigma_n|,$$

где σ_n – величина среднеквадратической погрешности, определяемой по результатам многократных испытаний

$$\sigma_n = \pm \sqrt{\frac{\sum(\delta C_i)^2}{n-1}};$$

здесь C_i - результат i -го измерения;

n - число повторных измерений величины ;

δC_i - остаточная погрешность, равная $\bar{c} - c_i$;

\bar{c} - среднеарифметическая погрешность $\bar{c} = \frac{\sum c_i}{n}$;

t_{α_B} - коэффициент Стьюдента, значения которого вычислены для различных n и различных доверительных интервалов α_B . Для числа измерений $n=8$ и надежности 95% $t_{\alpha_B} = 2,37$, $|\epsilon| = 2,37 \cdot |\sigma_n|$.

Предполагаемый подход позволил оценить влияние цилиндрических державок на интегральные аэродинамические характеристики моделей [4], [5].

На Рисунке 7 приведены данные характеризующие влияние геометрического угла атаки на коэффициент продольной силы для следующих конфигураций. Для моделей №1 и №2 с однопанельной подвеской, а 2 и 3 с двухпанельной подвеской при различных значениях $\bar{\alpha}$.

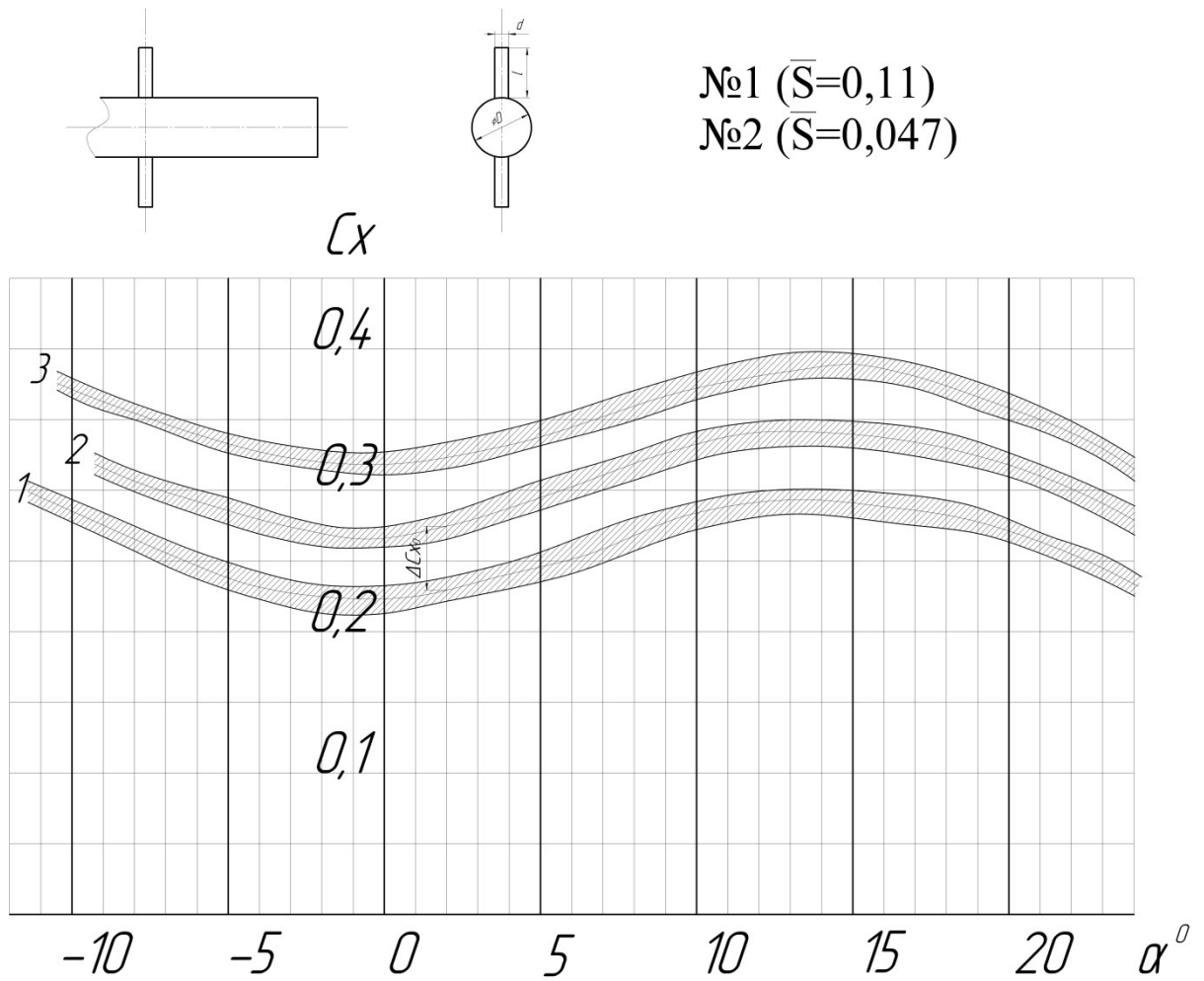


Рисунок 7.

- 1 - изолированная модель №1;
- 2 - модель №2 - цилиндрические боковые державки;
- 3 - модель №3- цилиндрические боковые державки.

На Рисунке 8 приведены фотографии моделей и фюзеляжа вертолѐта в аэродинамической трубе. Графики сравнения коэффициентов лобового сопротивления и коэффициента подъѐмной силы для этой модели представлены на Рисунке 9.

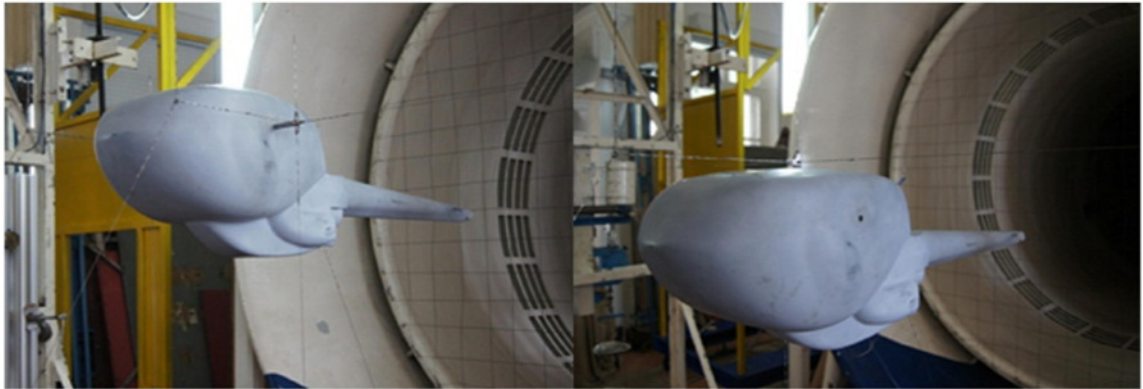


Рисунок 8. Модель №3 на двухпанельной слева и однопанельной подвеске справа.

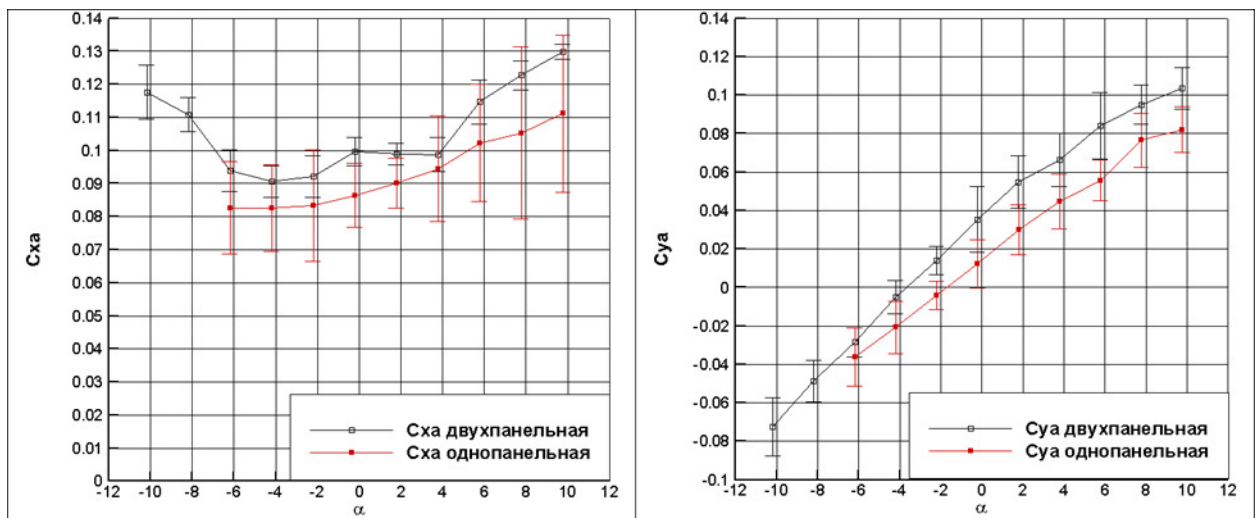


Рисунок 9. Сравнение характеристик модели №3 на обычной двухпанельной и однопанельной подвесках.

Видно, что однопанельная подвеска на модели вертолётa так же создаёт меньшее сопротивление по сравнению с двухпанельной. На Рисунке 10 представленная обработка характеризует приращение коэффициента продольной силы при $\alpha=0$, ΔC_{x0} в сравнении МАИ и КАИ. Из Рисунка 10 видно, что в рамках доверительного интервала функция $C_{x0}(\bar{S})$ является линейной, её можно охарактеризовать простой зависимостью $\Delta C_{x\alpha 0} = 0,91 \cdot \bar{S}$.

На Рисунке 10 заштрихованная область соответствует доверительным интервалам $|\epsilon_{C_x}|$ для указанных моделей.

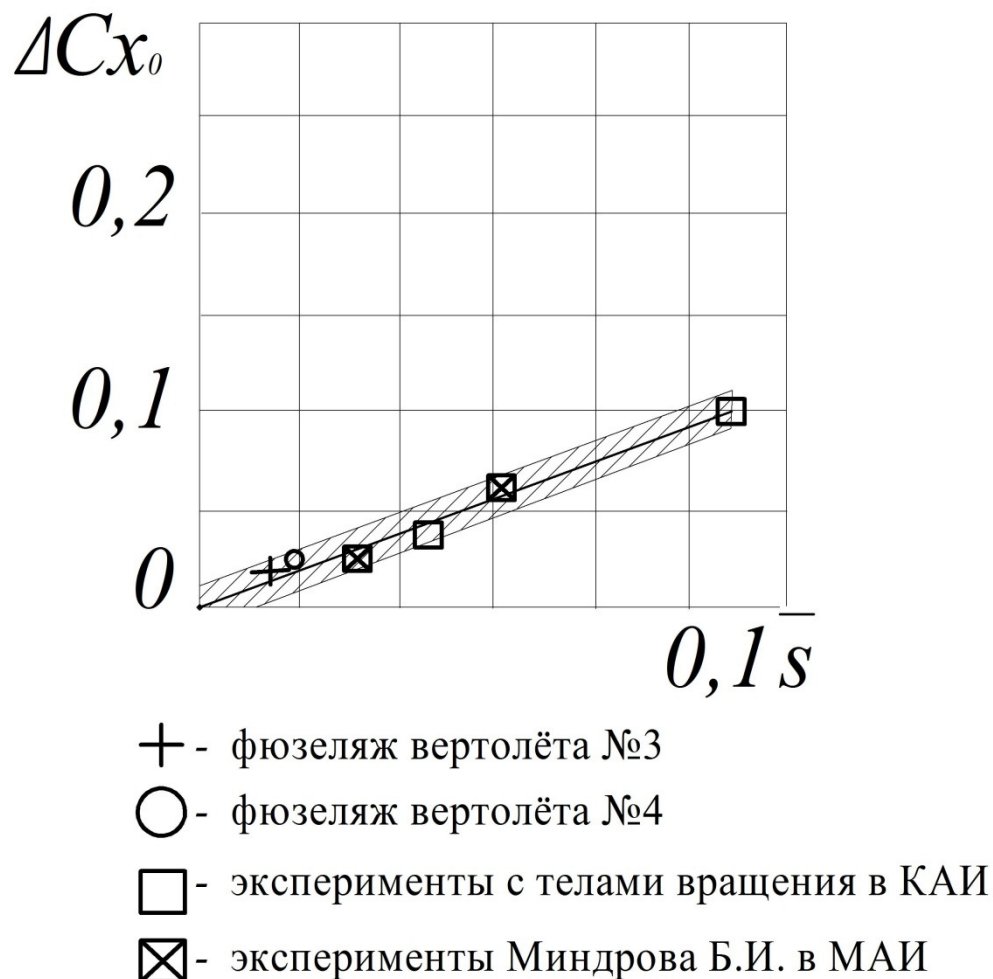


Рисунок 10. Поправки на влияние боковой цилиндрической державок, угол атаки $\alpha=0^0$.

Из графика видно, что чем меньше относительная площадь державок, тем меньше их влияние на коэффициент нормальной силы C_x . Зависимость поправки коэффициента лобового сопротивления ΔCx_0 в рамках доверительного интервалов случайных ошибок измерений является линейной. Такая экстраполяция позволяет

существенно приблизится к интегральным аэродинамическим характеристикам изолированных моделей, минимизируя влияния поддерживающих боковых цилиндрических державок.

На Рисунке 10 нанесены точки для тел вращения полученных в трубе КАИ и МАИ, а так же для моделей вертолетов №3 и №4 с однопанельной и двухпанельной подвеской.

Из рисунка 9 видно, что параметр \bar{S} вполне удовлетворяет характеристике $\Delta C_{x0}(\bar{S})$ приращения ΔC_{x0} для вертолета №3. Для вертолета №4 были получены аналогичные данные на Рисунке 10.

Учитывая, что зависимость $\Delta C_{x0} = f(\bar{S})$ является универсальной, можно утверждать, что при малых значениях \bar{S} (площадь миделя цилиндрической державки мала по сравнению с площадью миделя модели вертолета), модели вертолетов можно испытывать с цилиндрическими державками малой относительной площадью.

Наряду с приведенными выше результатами были проведены испытания по оценке влияния цилиндрической стойки на аэродинамические характеристики модели вертолета №4 (Рисунок 11).

На рисунке 12 представлены коэффициенты лобового сопротивления изолированного фюзеляжа модели №4 в присутствии цилиндрической стойки. Важной задачей в аэродинамике вертолетов является оценка влияния

поддерживающих устройств в трубах малых скоростей. Описание методики испытаний моделей вертолетов можно модно найти в работе [5].

В трубе КАИ были проведены исследования изолированной модели фюзеляжа вертолета № 4 в присутствии цилиндрической стойки Рисунок 11. Эта стойка предназначена для установки на ней модели с внутримодельными тензометрическими весами [5].

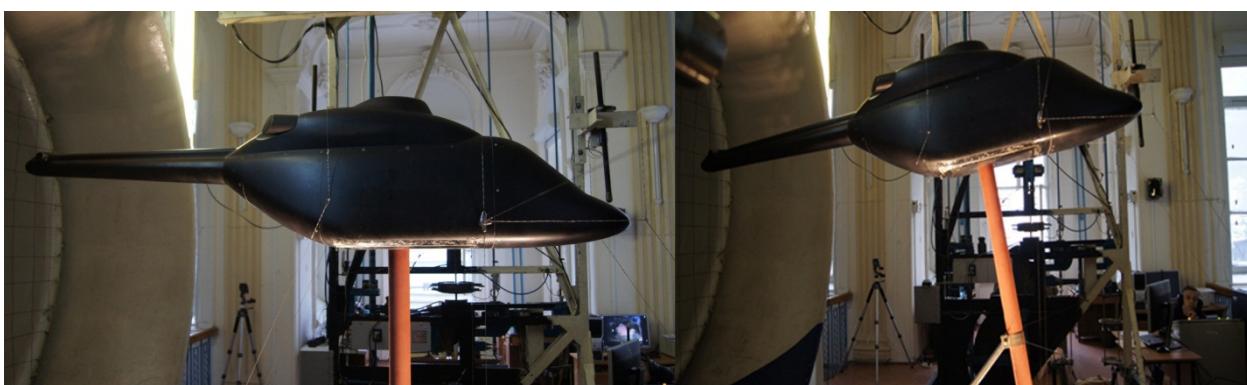


Рисунок 11. Модель фюзеляжа вертолётa №4 с цилиндрической стойкой.

Из Рисунка 12 видно, что цилиндрическая державка оказывает очень существенное влияние на коэффициент лобового сопротивления C_{xa} фюзеляжа. Аналогично можно оценить влияние и державок, например более обтекаемых по сравнению с цилиндрической.

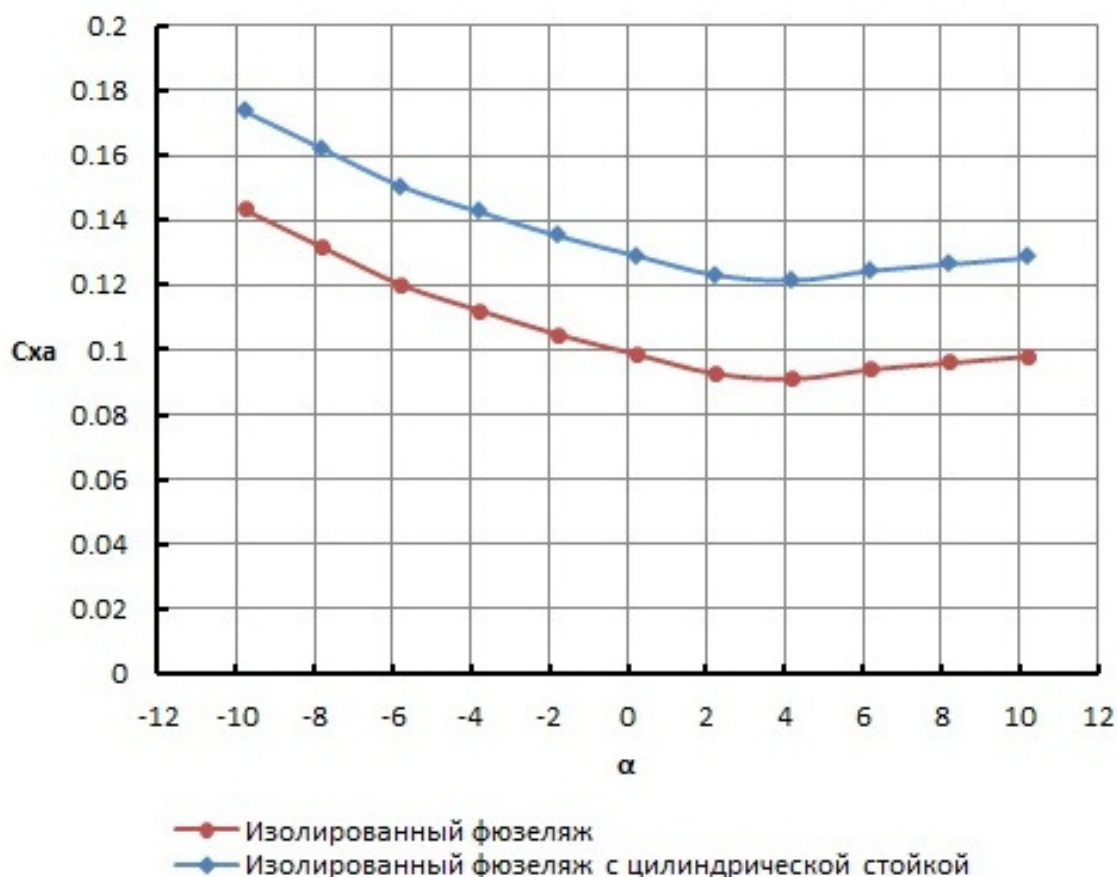


Рисунок 12. Данные эксперимента изолированного фюзеляжа и фюзеляжа №4 в присутствии цилиндрической стойки. $V=36$ м/с, нулевой угол скольжения. Обратная (полётная) позиция.

Наряду с весовыми испытаниями в трубе КАИ были проведены исследования характера обтекания цилиндрической стойки. Для измерений поля скоростей применялась LDA-система.

Принцип действия лазерного доплеровского анемометра (ЛДА) заключается в следующем. Движущийся объект облучают пучком лазерного излучения от неподвижного источника. Движущимся объектом здесь является крупнодисперсные частички испарившегося масла в дымогенераторе, попадая в поток частички начинают двигаться. Излучение отражается от частичек и регистрируется

неподвижным приемником. Вследствие эффекта Доплера, частота излучения, попадающего на приемник, будет отличаться от частоты излучения неподвижного источника на некоторую величину, пропорциональную скорости движения частичек относительно источника и приемника [6].



Рисунок 13. 3D LDA-система в рабочей части трубы.

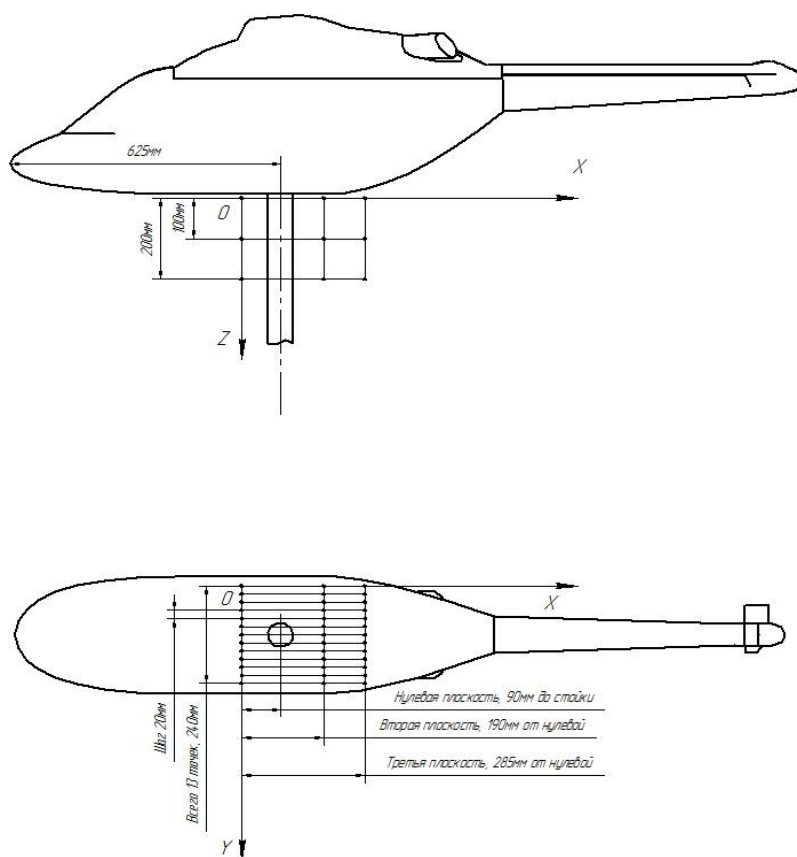


Рисунок 14. Координаты точек LDA - системой.

По оси X было задано 3 точки, а на Y по 13 точек. Их пересечения образовали три плоскости. Первая плоскость на 90 мм до стойки, вторая и третья 100 мм и 195 мм позади стойки.

Так же 3 плоскости по оси Z параллельно X были расположены на расстоянии 0, 100 и 200мм от нулевой точки.

Расположения точек в пространстве были заданы программным обеспечением траверс. Системы координат на рисунке 11 LDA программного обеспечения. Начало системы координат находилось примерно на расстоянии 10 мм от нижней поверхности фюзеляжа.

На рисунке 15 приведены LDA измерений с помощью LDA системы.

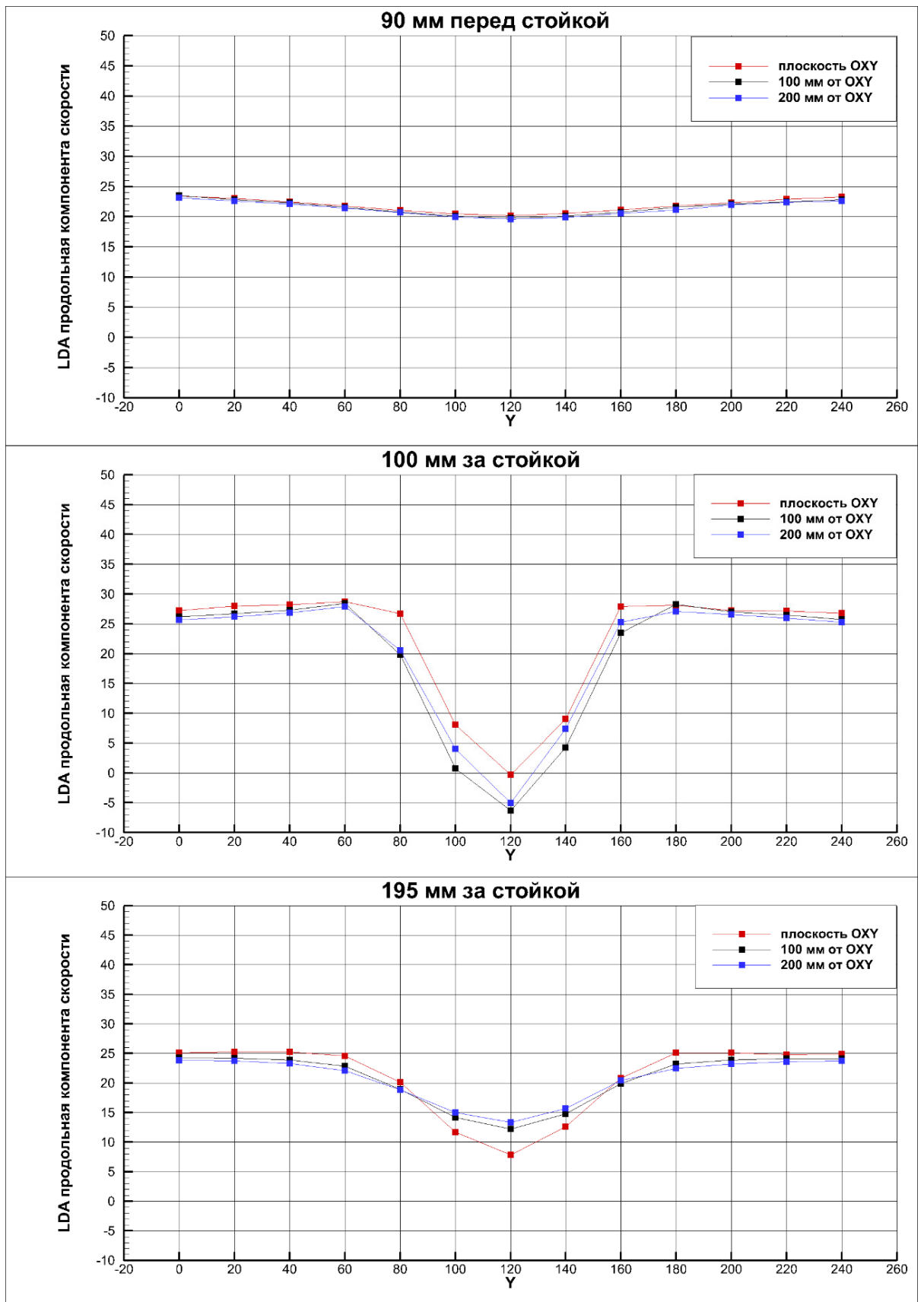


Рисунок 15. Распределение скоростей относительно стойки.

Выводы

1. Благодаря результатам работы [2] установлено, что модели тел вращения и вертолетов в аэродинамических трубах можно исследовать с подвеской на цилиндрических боковых державках при малых значениях \bar{S} .

2. Для малых значений \bar{S} , определена поправка на влияние цилиндрических боковых державок для моделей тел вращения и вертолетов.

3. Проведена оценка влияния цилиндрической державки для внутри-модельных весов на аэродинамические характеристики модели вертолета.

4. Для исследования физической картины интерференции державок различных типов целесообразно применение LDA системы.

Работа выполнена при поддержке гранта Правительства РФ для государственной поддержки научных исследований по постановлению Правительства 220 по договору от 30 декабря 2010г. №11.G34.31.0038.

Библиографический список

1. Ronald L. Panton. Incompressible flow, John Wiley and Sons Inc, 2005, 837p, ISBN 047126122X.
2. Миндров Б.И. Исследования модели тела вращения на весах с подвеской новой системы // Изв. вузов. Авиационная техника. 1969. №1. С.121-127.

3. Аэродинамика ракет: в 2-х кн. Кн. 1. Пер. с англ./Под ред. М. Хемша, Дж. Нилсена. М.: Мир, 1989. 426 с.
4. Бедржицкий Е.Л., Дубов Б.С., Радциг А.Н. Теория и практика аэродинамического эксперимента, М.: МАИ, 1990. 215 с.
5. Мартынов А.И. Экспериментальные исследования по аэродинамике вертолета. М.: Машиностроение, 1972. 237 с.
6. Федосов И. В. Лазерный доплеровский анемометр: Руководство к лабораторной работе. Саратов: Изд-во Сарат. гос. ун-та им. Н.Г. Чернышевского, 2008. 19 с.