

УДК: 533.6.05

Применение численных методов при определении АХ самолета с учетом обледенения

Бабулин А.А., Большунов К.Ю.

Аннотация

Для обеспечения необходимого уровня безопасности и экономичности полетов в условиях обледенения в процессе проектирования летательных аппаратов необходимо учитывать влияние на аэродинамические характеристики льда, образующегося на внешних поверхностях. Цель данной работы – определение влияния имитаторов льда, установленных на передней кромке крыла самолета на его аэродинамические характеристики. В результате получены интегральные и распределенные аэродинамические характеристики. Моделирование проведено при различных числах Рейнольдса. Некоторые результаты сравниваются с испытаниями в АДТ ЦАГИ. Результаты работы были использованы для выбора конфигурации противообледенительной системы самолета МС-21-200.

Ключевые слова

лед; противообледенительная система; математическая модель; расчет; имитаторы льда; число Рейнольдса.

Введение

Вопрос об обледенении чрезвычайно важен для обеспечения безопасности полетов, так как ухудшает аэродинамические характеристики, увеличивает вес самолета и расход топлива. Мировая статистика показывает, что число летных происшествий, возникающих из-за опасных воздействий внешней среды, в общем балансе аварийности в авиации весьма

значительно. Доля этих происшествий может иногда достигать 25-30% от общего количества летных происшествий. Во всем мире только в авиации общего назначения ежегодно происходят десятки тяжелых летных происшествий из-за обледенения. Поэтому исследование влияния обледенения на аэродинамические характеристики гражданских самолетов является важной задачей, решение которой в значительной степени увеличит безопасность и регулярность полетов.

Для обеспечения необходимого уровня безопасности полетов самолетов в условиях обледенения необходимо еще на ранней стадии проектирования определить влияние льда, образующегося на планере самолета, на его аэродинамические характеристики и выявить особенности динамики полета. Для этого существуют международные и национальные нормы, по которым наиболее критические формы образования льда, влияющие на характеристики и летные качества самолета, должны быть определены для каждого этапа полета самолета. Материалы специальных исследований следует использовать для получения детальной информации по выбору средств защиты и определению критических ледяных образований. Этим нормам необходимо доказывать соответствие проектируемого ЛА. Это позволит заранее разработать требования к противообледенительной защите и выдать рекомендации по защите самолета от обледенения.

Появились новые требования в нормах, в соответствии с которыми в свою очередь приходится предъявлять повышенные требования к двигателю ЛА. Из-за этого появляется риск переразмеривания двигателя, что влечет за собой неоправданное увеличение веса ЛА, уменьшение полезной нагрузки, повышенный расход топлива во время крейсерского полета. Поэтому очень важно как можно точнее предсказывать аэродинамические характеристики ЛА с учетом обледенения.

В АДТ бывает невозможно оперативно исследовать какой-либо вариант, так как требуется огромное количество времени на изготовление модели ЛА. Помимо этого в трубах невозможно дуть при требуемых Re , из-за технических сложностей проведения таких экспериментов, а так же их дороговизне. Поэтому вводится огромное количество различных поправочных коэффициентов, что отрицательно сказывается на точности результата.

На помощь могут придти численные методы, которые позволяют сравнительно быстро, точно и с небольшими финансовыми затратами решать задачи местной и общей аэродинамики. Но практики их применения для решения этих задач еще нет, т.к. не сформировалось доверие к этим методам.

Мы осторожно начинаем пытаться их для этого применить, сравнивая с результатами

продувок ЦАГИ. И достигли в этом определенных успехов.

1. Описание модели

Изучение влияния на аэродинамические характеристики установки имитаторов льда на переднюю кромку крыла проведено на компоновке крыло+фюзеляж (рис. 1).

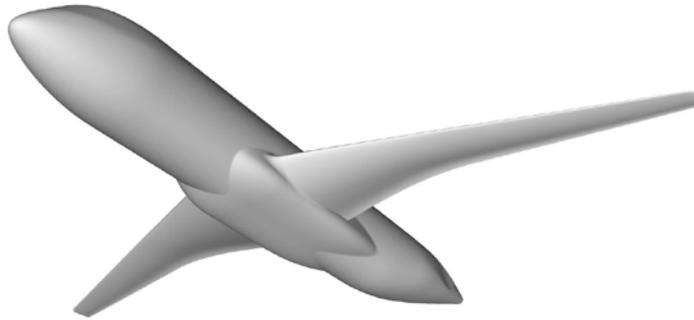


Рис. 1. Компоновка крыло+фюзеляж вариант 0

Остальные элементы компоновки самолета не рассматривались, чтобы не перегружать исследовательскую модель и не увеличивать время, необходимое для построения расчетных сеток и проведения расчетов, на первом этапе работы по разработке и освоению методики расчетного определения аэродинамических характеристик самолета в условиях льдообразования. Полная компоновка с мотогондолами двигателей, оперением и т.п. будет рассмотрена в последующей работе.

Математические модели имитаторов льда построены на основе данных, приведенных в работе «Расчет размеров и форм имитаторов льда, который образуется на крыле самолета МС-21 при полетах в нормируемых условиях обледенения». Из широкого перечня возможных конфигураций льда, образующегося на передней кромке крыла, выбраны два наиболее критичных варианта, имеющие наибольшие размеры и, как следствие, оказывающие наибольшее воздействие на аэродинамические характеристики самолета.

Метод расчета аэродинамических характеристик, примененный в настоящей работе, это моделирование течения вязкого сжимаемого газа в окрестности исследуемого объекта путем интегрирования системы уравнений RANS, замкнутой одно- или двухпараметрической моделью турбулентности. Интегрирование производится с помощью программного обеспечения (ПО) ANSYS FLUENT на гексагональной неструктурированной расчетной сетке, разработанной средствами ПО ANSYS ICEM.

2. Разработка математических моделей имитаторов льда

Для расчетного определения влияния льдообразования на аэродинамические характеристики самолета использована математическая модель компоновки крыло+фюзеляж (Вариант 0) самолета МС-21 с вариантами крыла «9» и «9М». Созданы две математические модели компоновки крыло+фюзеляж с имитаторами льда, соответствующие режиму полета «Ожидание» при отказе ПОС в течение 23 минут (Вариант 1) и тому же режиму полета при отсутствии ПОС в течение 45 минут (Вариант 2). Отличия этих вариантов представлены на рисунке 2 (для одного из сечений крыла).

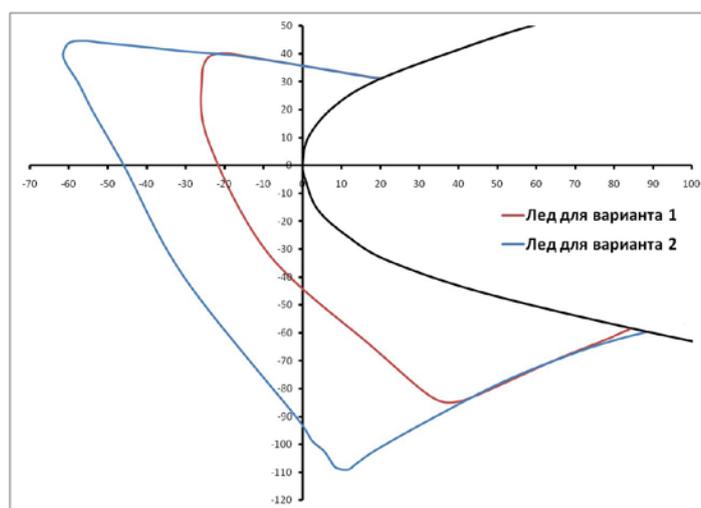


Рис. 2. Пример двух форм льда (вариант 1 и 2) в одном из сечений

Трехмерные математические модели имитаторов льда построены на основе ограниченного количества поперечных сечений, приведенных в качестве результатов расчетов размеров и форм льда, образующегося на передней кромке поперечных сечений крыла. Координаты сечений имитаторов льда нанесены на трехмерную математическую модель компоновки крыло+фюзеляж, затем эти координаты аппроксимированы сплайнами. Вдоль размаха крыла сечения имитаторов льда соединены прямыми за исключением области законцовки крыла, там вместо прямых для соединения двух близлежащих сечений применена кривая, соответствующая передней кромке крыла. По образовавшемуся «каркасу» построены поверхности, образующие вместе с поверхностями крыла замкнутый контур (рис. 3 и 4).

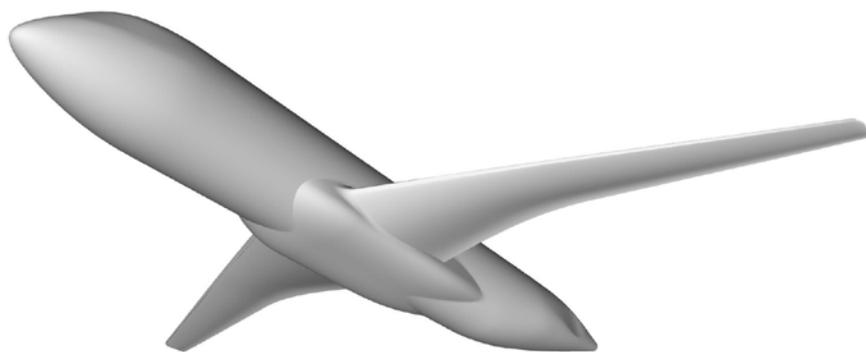


Рис. 3. Компоновка крыло+фюзеляж с имитаторами льда вариант 1

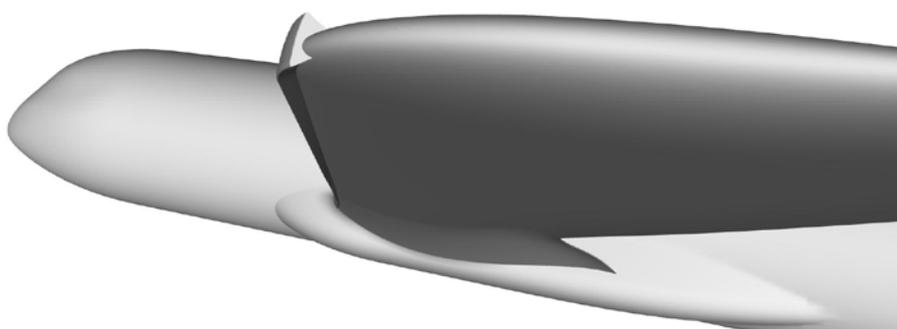


Рис. 4. Компоновка крыло+фюзеляж с имитаторами льда вариант 1

3. Разработка расчетных сеток

Для проведения расчетов и получения аэродинамических характеристик исследуемых моделей созданы расчетные сетки в системе ANSYS ICEM. Создавались расчетные сетки как структурированные гексагональные, но для применения их в ПО ANSYS FLUENT после создания преобразовывались в неструктурированные. Всего создано 5 расчетных сеток, причем изначально разработана сетка для конфигурации крыло+фюзеляж с вариантом крыла «9». Затем эта исходная сетка была преобразована для остальных вариантов геометрии (вариант крыла «9М» и конфигурации с имитаторами льда). Т.е. каждая последующая сетка не строилась «с нуля», а преобразовывалась из предыдущей. Основной особенностью созданных расчетных сеток является применение технологии вложения и стыковки различных сеточных областей, топологически не связанных друг с другом (рис. 5).

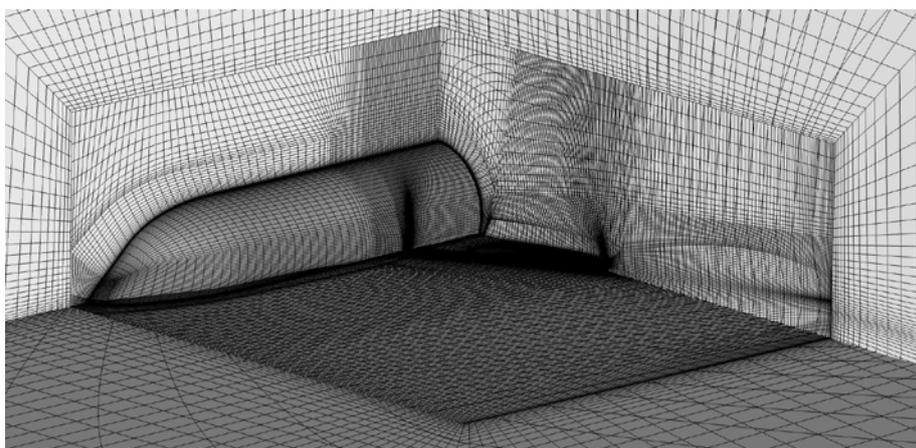


Рис. 5. Вид расчетной сетки на поверхности и в пространстве

Применение этой технологии позволяет уменьшить количество ячеек сетки (для ускорения сходимости и уменьшения времени, потребного для проведения расчетов) и упростить преобразование сеток при изменении геометрии исследуемого объекта.

В результате созданы расчетные сетки со следующими значениями характерных параметров:

- Вариант 0, крыло «9» - количество блоков 101, количество ячеек $\approx 3\,400\,000$
- Вариант 0, крыло «9М» - количество блоков 101, количество ячеек $\approx 3\,400\,000$
- Вариант 1, крыло «9» - количество блоков 110, количество ячеек $\approx 5\,800\,000$
- Вариант 1, крыло «9М» - количество блоков 110, количество ячеек $\approx 5\,800\,000$
- Вариант 2, крыло «9» - количество блоков 110, количество ячеек $\approx 5\,800\,000$.

Для всех расчетных сеток размер пристеночной ячейки по нормали к поверхности находится в пределах 0.6 — 0.8 мм, что обеспечивает значения параметра $y^+ > 30$ для обеспечения корректной работы пристеночных функций. На рисунках 6 - 9 проиллюстрированы некоторые из элементов созданных сеток.

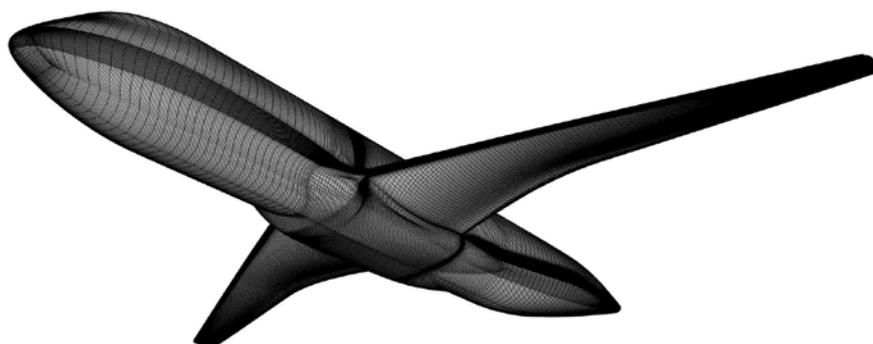


Рис. 6. Расчетная сетка на поверхности

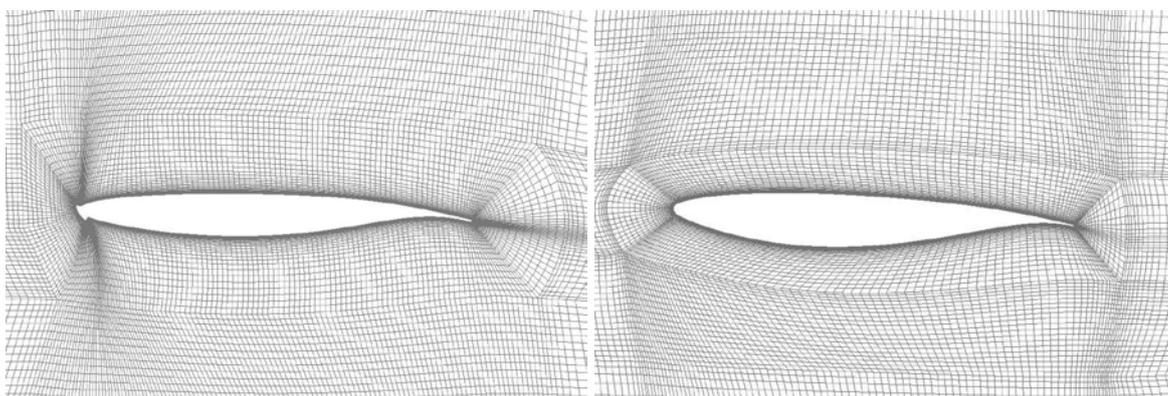


Рис. 7.
Одно из сечений расчетной сетки для
варианта 1

Рис. 8.
Одно из сечений расчетной сетки для
варианта 0

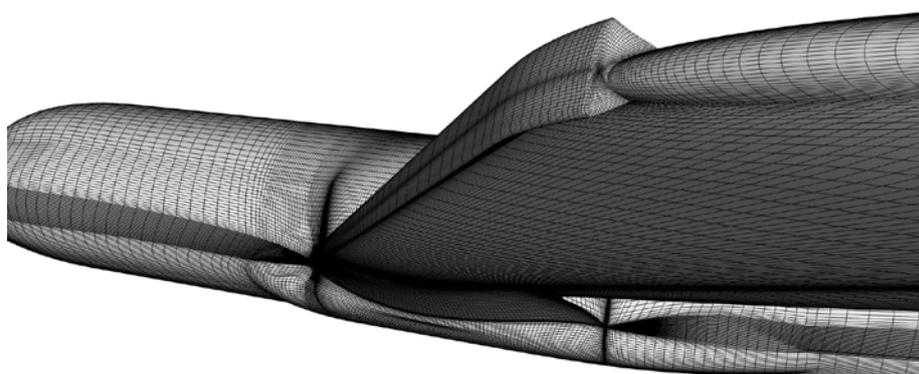


Рис. 9. Расчетная сетка на поверхности, вариант 1

4. Проведение расчетов

Все расчеты с помощью ПО ANSYS FLUENT проведены в следующей постановке (Метод 1): система уравнений RANS; модель турбулентности k-ε (realizable k-ε) со стандартной пристеночной функцией; неявный сопряженный решатель, основанный на плотности. Также дополнительно проведены расчеты ограниченного количества режимов в несколько отличающихся постановках как по модели турбулентности, так и по используемому варианту решателя. Это сделано для оценки влияния выбора метода на получаемые результаты. Необходимость этого связана с тем, что при обтекании крыла с установленными имитаторами льда формируются обширные зоны отрыва потока, а такие течения представляют особую сложность в моделировании и результаты могут быть более чувствительны к используемым методам (особенно к моделям турбулентности) и качеству расчетных сеток, чем при исследовании безотрывных (практически безотрывных) течений. Результаты этих расчетов представлены с пометками «Метод 2 — 4».

Соответствие расчетных моделей и параметров потока, при которых проводились расчеты приведено в таблице 1. Расчетные случаи с числом Рейнольдса равным 3 млн. исследовались для того, что бы попытаться учесть изменение аэродинамических характеристик при их пересчете из условий испытаний в АДТ на натурные условия.

Таблица 1

| Вариант | M_∞ | Re | Углы атаки (AoA) |
|-----------------|------------|--------------------|----------------------|
| 0 с крылом «9» | 0.399 | 3×10^6 | $-4^\circ - 4^\circ$ |
| | 0.399 | 28×10^6 | $-4^\circ - 4^\circ$ |
| | 0.4896 | 24.5×10^6 | $-4^\circ - 4^\circ$ |
| 1 с крылом «9» | 0.399 | 3×10^6 | $-4^\circ - 4^\circ$ |
| | 0.399 | 28×10^6 | $-4^\circ - 4^\circ$ |
| | 0.4896 | 24.5×10^6 | $-4^\circ - 4^\circ$ |
| 2 с крылом «9» | 0.399 | 3×10^6 | $-4^\circ - 4^\circ$ |
| | 0.399 | 28×10^6 | $-4^\circ - 4^\circ$ |
| 0 с крылом «9М» | 0.5 | 25×10^6 | $-4^\circ - 4^\circ$ |
| 1 с крылом «9М» | 0.5 | 25×10^6 | $-4^\circ - 4^\circ$ |

5. Результаты расчетов

В результате проведения расчетов получены как распределения значений параметров потока по поверхности исследуемых моделей и в окружающем их пространстве так и значения суммарных аэродинамических сил и их коэффициентов.

Влияние установки имитаторов льда и числа Re на аэродинамические характеристики конфигурации крыло-фюзеляж (вариант крыла "9") представлено на рисунках 10 - 14.

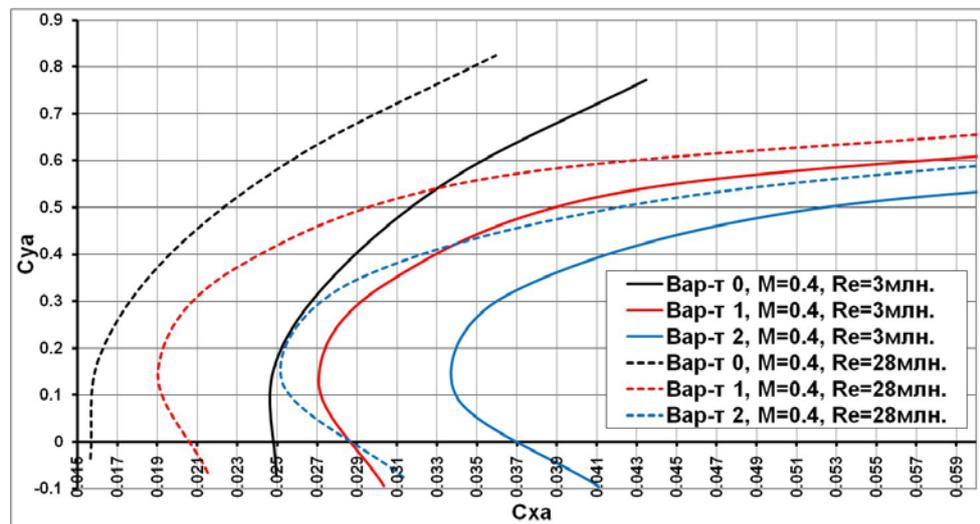


Рис. 10. Результаты расчетов ($C_{ya}=f(C_{xa})$) для вариантов 0, 1 и 2 при различных числах Re

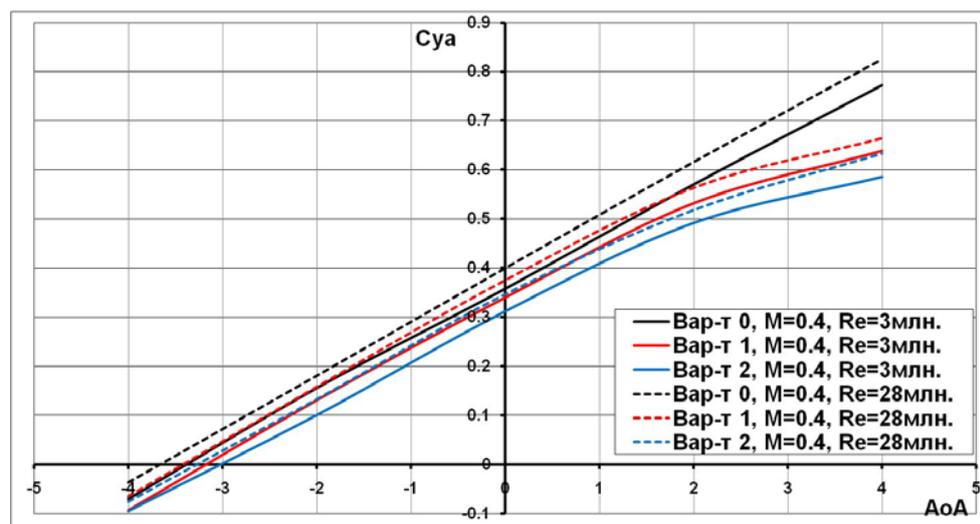


Рис. 1. Результаты расчетов ($C_{ya}=f(AoA)$) для вариантов 0, 1 и 2 при различных числах Re

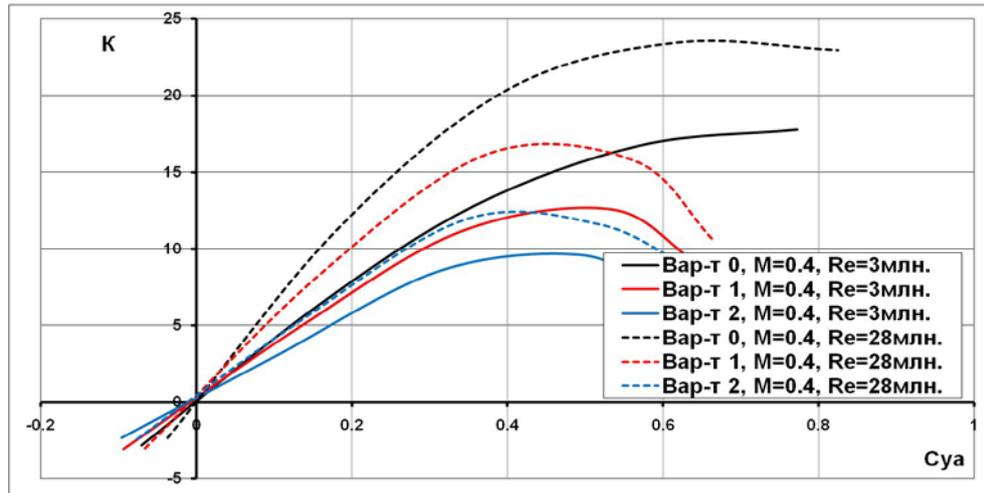


Рис. 12. Результаты расчетов ($K=f(Суа)$) для вариантов 0, 1 и 2 при различных числах Re .

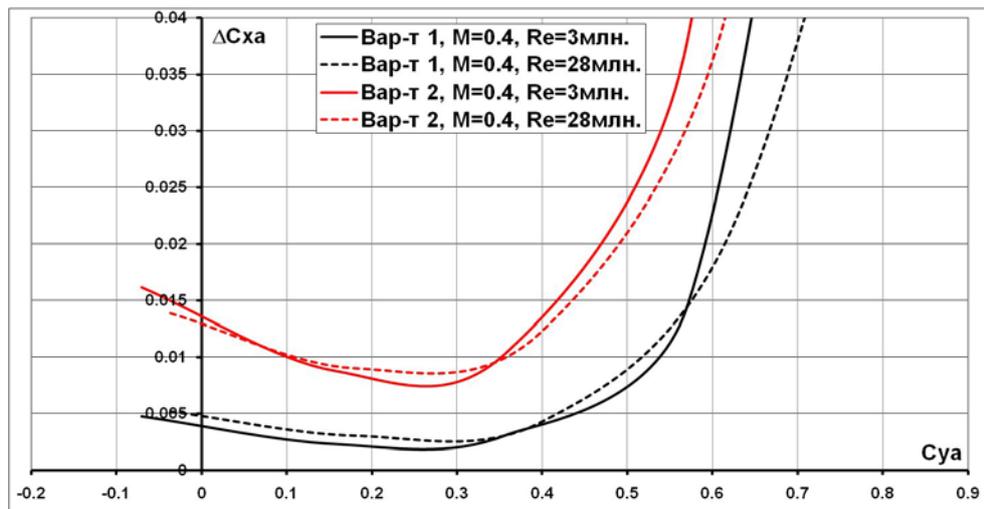


Рис. 13. Приращение $\Delta C_x=f(Суа)$ для вариантов 1 и 2 при различных числах Re .

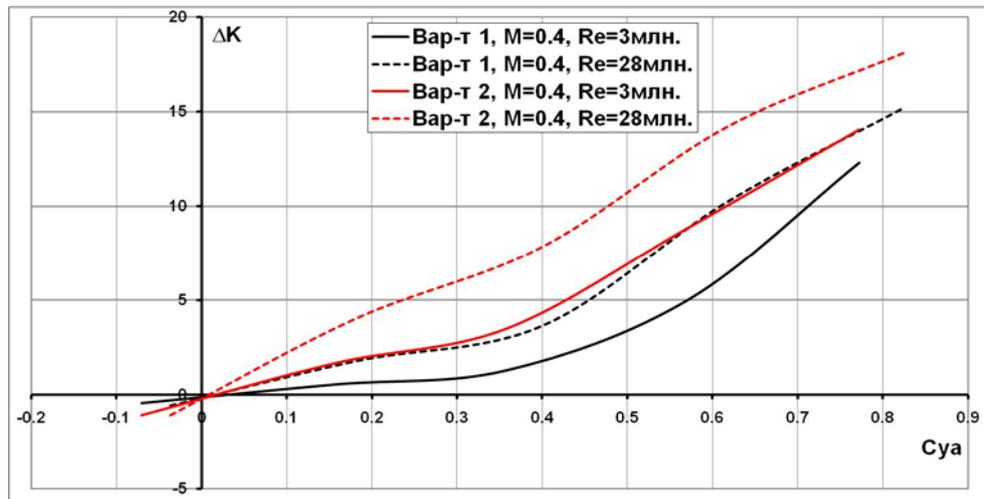


Рис. 14. Потери $\Delta K=f(Суа)$ для вариантов 1 и 2 при различных числах Re .

Видно, что образование льда на передней кромке значительно ухудшает аэродинамические характеристики ЛА. Это проявляется и как рост сопротивления и как уменьшение подъемной силы с увеличением угла атаки относительно конфигурации безо льда. Также хорошо заметно на указанных графиках влияние изменения числа Рейнольдса на аэродинамические характеристики как "чистой" конфигурации, так и со льдом. Увеличение числа Рейнольдса с 3-х млн. (условия испытаний в АДТ) до 28-ми млн. (условия натурные) приводит к заметному общему снижению сопротивления, особенно в районе $C_{x_{\min}}$, и, как следствие, росту аэродинамического качества более чем на 5 единиц в районе K_{\max} . Однако следует отметить то, что при большем значении числа Рейнольдса с увеличением угла атаки наблюдается несколько больший прирост $C_{x\alpha}$ и более сильное падение K , обусловленные установкой имитаторов льда, чем при меньшем числе Re . Это особенно хорошо видно на рисунках 13 и 14. Все эти изменения аэродинамических характеристик, связанные с установкой имитаторов льда на переднюю кромку крыла, обусловлены тем, что вместо гладкого аэродинамического профиля в носке крыла набегающим потоком обтекает весьма плохообтекаемое тело. И помимо простого увеличения лобового сопротивления за счет обтекания потоком почти плоской передней кромки имитаторов льда возникают еще и обширные отрывные зоны, что проиллюстрировано далее.

На рисунках 15 и 16 представлены изображения распределений значений коэффициента давления и линии тока в пристеночной области, имитирующие масляный спектр, соответственно для вариантов 0 и 1 при $M_\infty=0.399$, $Re=28 \times 10^6$ и $AoA=2^\circ$.

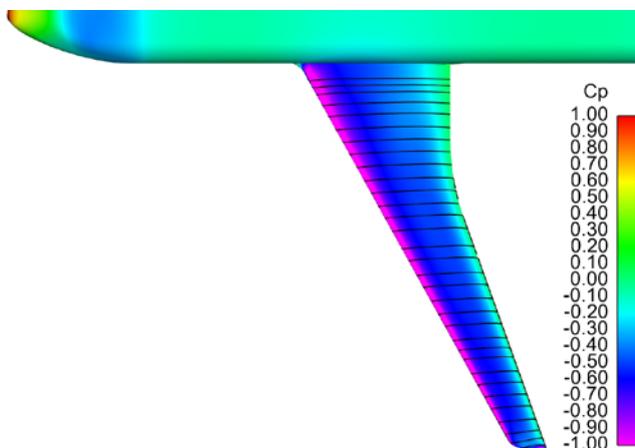


Рис. 15.

Вариант 0. Распределение C_p и линии тока.
Вид сверху. $Re=28 \times 10^6$

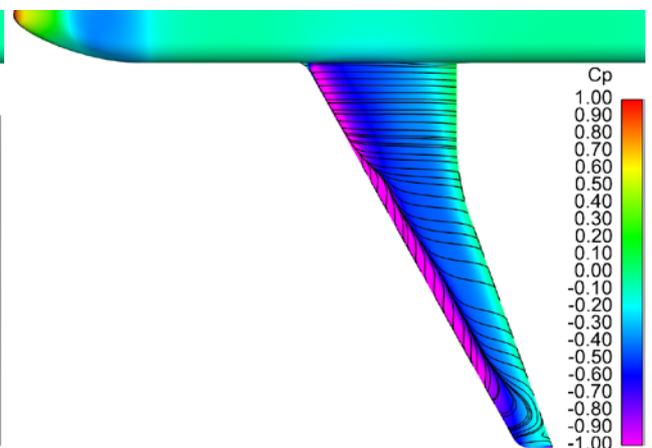


Рис. 16.

Вариант 1. Распределение C_p и линии тока.
Вид сверху. $Re=28 \times 10^6$

На рисунках 17 -18 представлено то же, но при числе $Re=3 \times 10^6$.

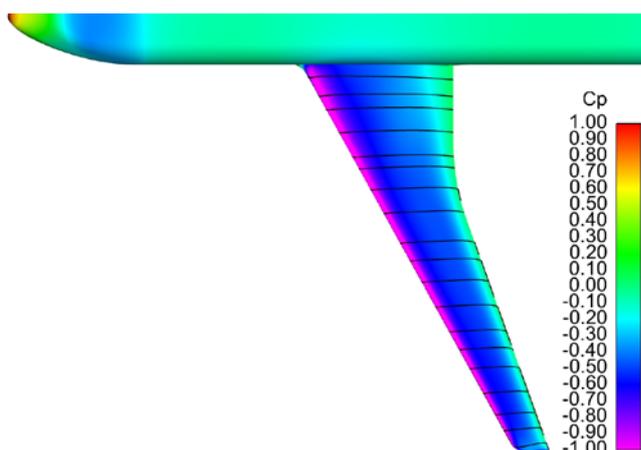


Рис. 17.

Вариант 0. Распределение C_p и линии тока.

Вид сверху. $Re=3 \times 10^6$

Хорошо видны отрывные зоны, образующиеся на верхней поверхности крыла за имитаторами льда.

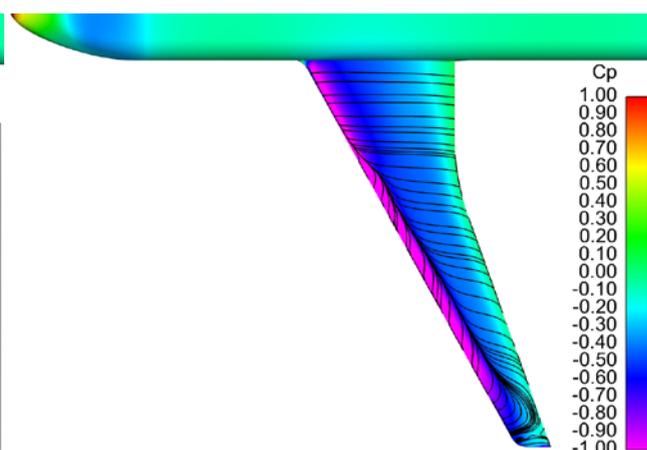


Рис. 18.

Вариант 1. Распределение C_p и линии тока.

Вид сверху. $Re=3 \times 10^6$

На рисунках 19 - 22 изображены распределения значений числа Маха в двух сечениях параллельных плоскости OXY (рис. 19 и 20 соответствуют $Z \approx 0.5L/2$, а рис. 21 и 22 - $Z \approx 0.9L/2$, где L - размах крыла) для вариантов 0 и 1 при $M_\infty=0.399$, $Re=3 \times 10^6$ и $AoA=2^\circ$.

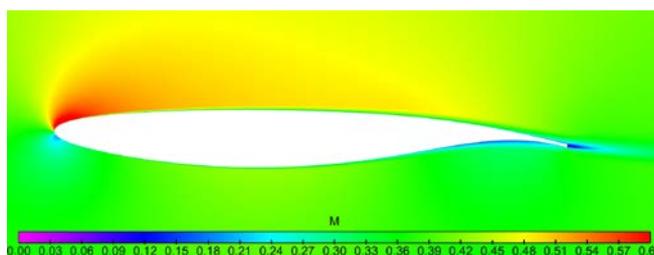


Рис. 19.

Вариант 0. Сечение $Z \approx 0.5L/2$. Распределение значений числа M .

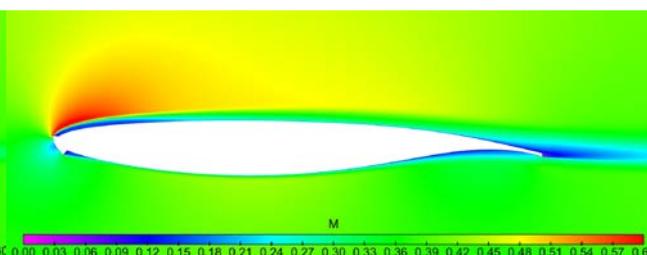


Рис. 20.

Вариант 1. Сечение $Z \approx 0.5L/2$. Распределение значений числа M .

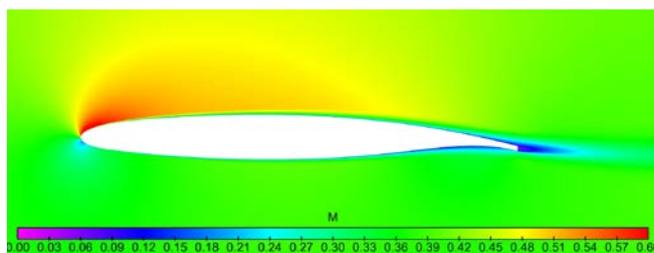


Рис. 21.

Вариант 0. Сечение $Z \approx 0.9L/2$. Распределение значений числа M .

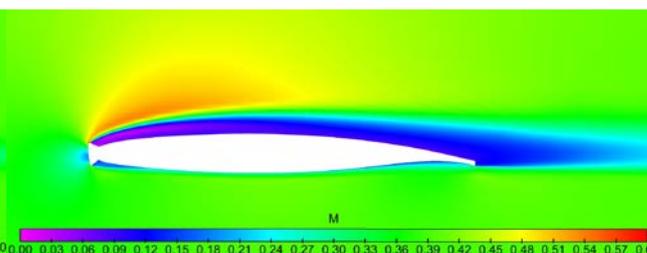


Рис. 22.

Вариант 1. Сечение $Z \approx 0.9L/2$. Распределение значений числа M .

Также хорошо видна увеличивающаяся к концу крыла область отрыва потока, развивающегося за имитатором льда. На рисунках 23 и 24 показана увеличенно передняя кромка крыла вариантов 0 и 1. Видно как увеличивается зона торможения потока на имитаторе льда относительно чистой поверхности крыла.

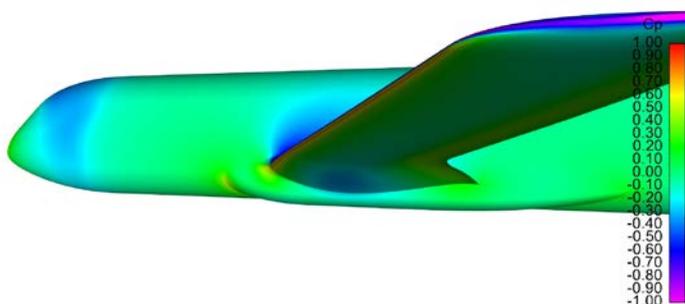


Рис. 23.

Вариант 0. Распределение C_p . $Re=3 \times 10^6$

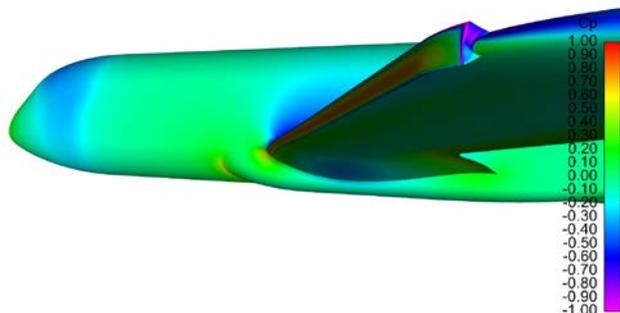


Рис. 24.

Вариант 1. Распределение C_p . $Re=3 \times 10^6$

Далее рассмотрено влияние установки имитаторов льда, соответствующих варианту 1, на аэродинамические характеристики крыла "9М" в сравнении с крылом "9" (рисунки 25 - 28). Видно, что вариант с "чистым" крылом "9М" обладает несколько большим аэродинамическим сопротивлением, однако установка имитаторов льда приводит к меньшему увеличению аэродинамического сопротивления, чем для варианта крыла "9".

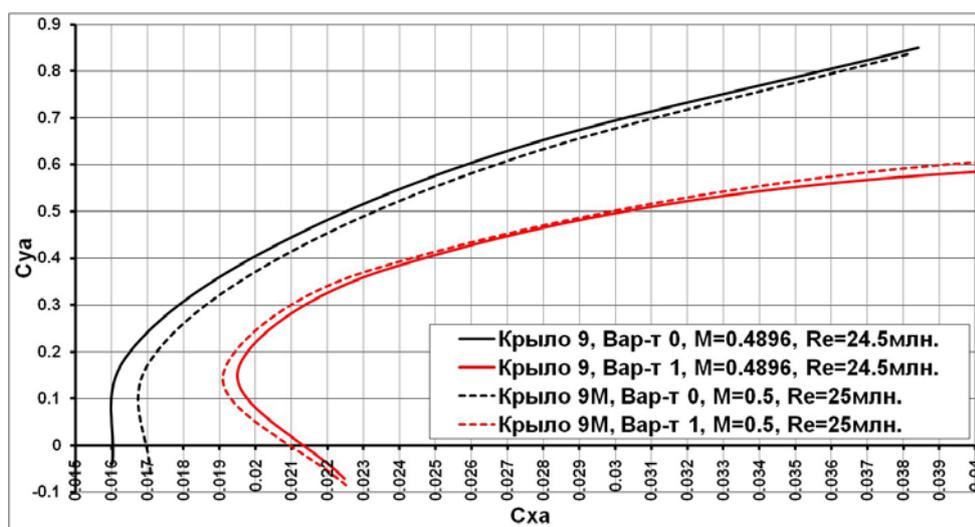


Рис. 25. Результаты расчетов ($C_{ya}=f(C_{xa})$) для вариантов 0 и 1 с крыльями "9" и "9М"

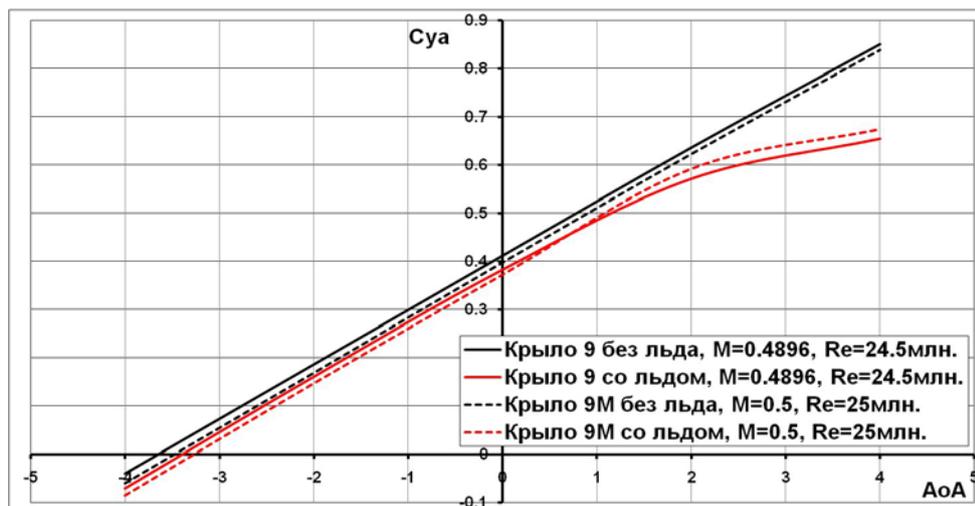


Рис. 26. Результаты расчетов ($C_{ya}=f(AoA)$) для вариантов 0 и 1 с крыльями "9" и "9M"

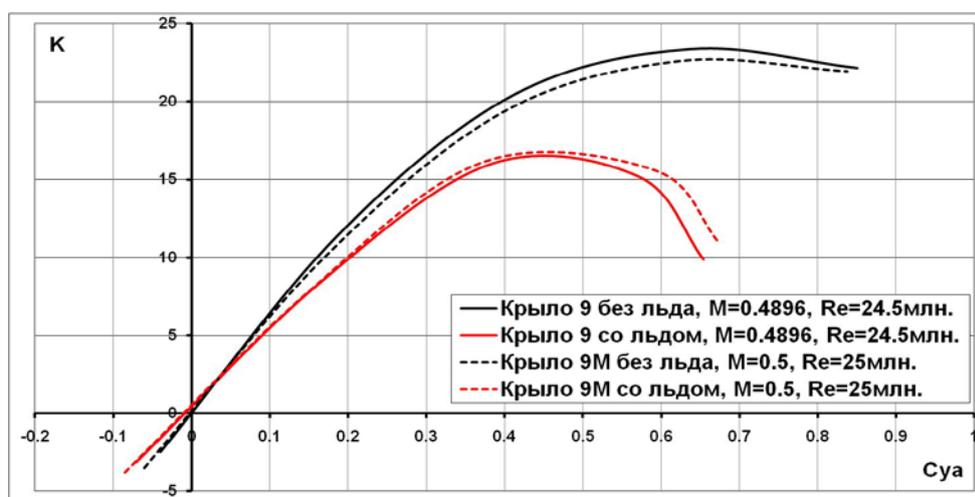


Рис. 27. Результаты расчетов ($K=f(C_{ya})$) для вариантов 0 и 1 с крыльями "9" и "9M"

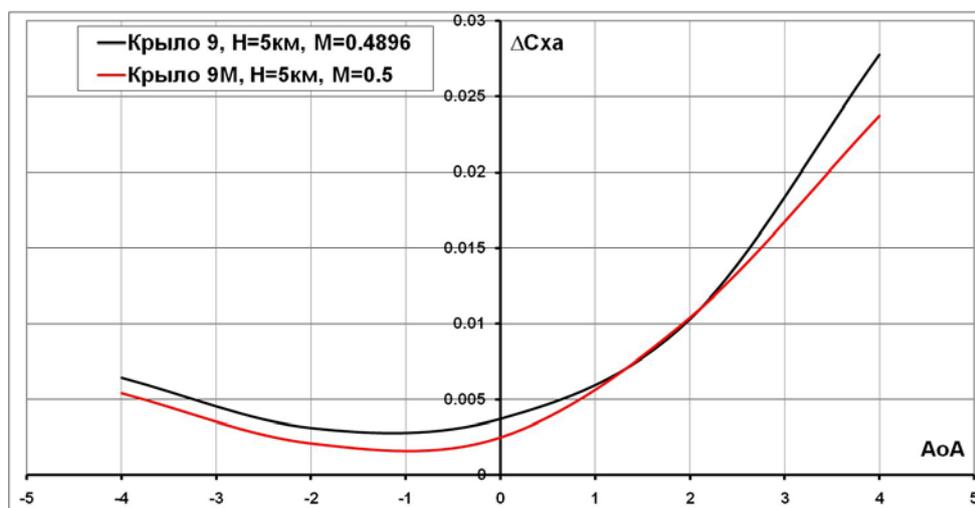


Рис. 28. Приращение $\Delta C_{xa}=f(AoA)$ для варианта 1 с крыльями "9" и "9M"

Т.к. одно из целей данной работы является разработка методики применения методов вычислительной газовой динамики к исследованию аэродинамики самолета в условиях обледенения, то определенный интерес представляет сравнение расчетных данных с экспериментальными. На рисунке 29 представлено сравнение расчетных и экспериментальных поляр 1-го рода. Однако экспериментальные данные представлены только для полной компоновки, включающей мотогондолу, пилон, оперение и т.д. Поэтому невозможно на данном этапе провести полное сравнение расчетов с экспериментами, т.к. пока не готова расчетная модель для компоновки, соответствующей продувочной. Тем не менее какие-то предварительные выводы из этого сравнения можно сделать. Видно, например, что отвал расчетной поляры для варианта 0 ("чистое" крыло) близок к экспериментальным данным, что не наблюдается для вариантов со льдом. Это может быть обусловлено как неполнотой расчетной модели, так и неточностями расчетного метода и этот вопрос требует дальнейшего исследования.

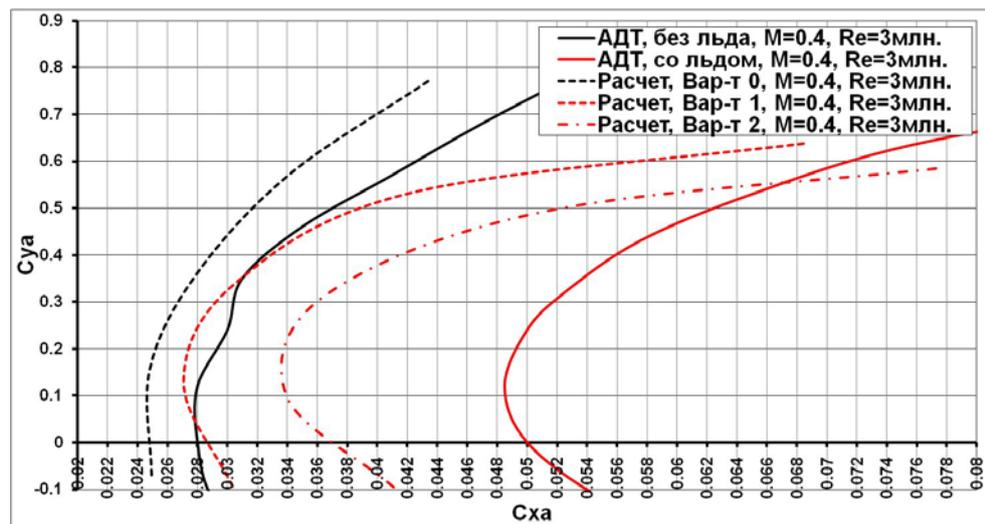


Рис. 29. Сравнение результатов расчетов с экспериментальными данными.

Также проведено сравнение расчетных данных, полученных различными методами. Сравнение проводилось при следующих параметрах набегающего потока: $M_\infty=0.4896$, $Re=24.5 \times 10^6$ и $AoA=-4^\circ - 4^\circ$. Результаты этих расчетов представлены на рисунке 30.

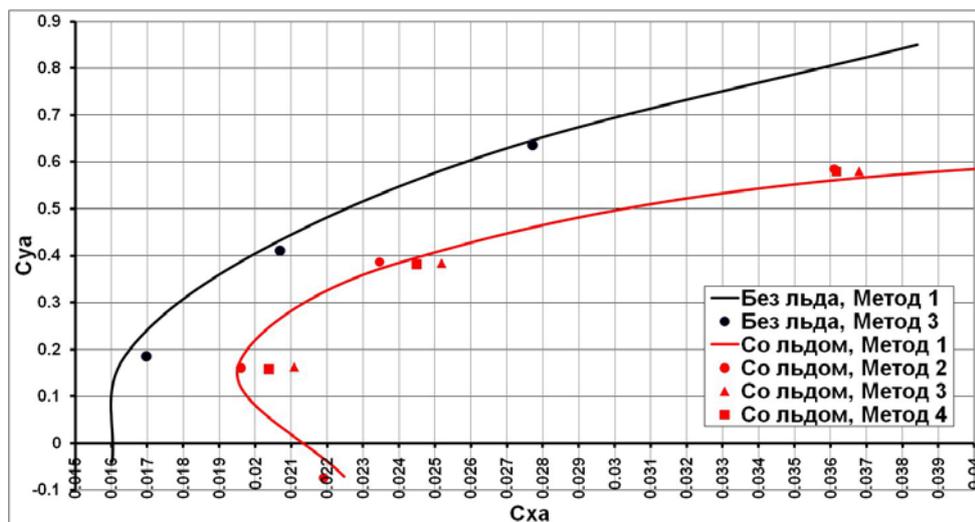


Рис. 30. Сравнение результатов, полученных различными методами.

Видно, что качественную картину все методы дают примерно одинаковую, однако количественные результаты могут несколько отличаться. Диапазон разброса расчетных данных не превышает величины 0.0015 в области $S_{xa_{min}}$ и 0.002 в области больших углов атаки, что является неплохим результатом для такого сложного расчетного случая. Однако вопрос окончательного выбора конфигурации расчетного метода пока остается открытым, т.к. не проведено сравнение при малых значениях числа Рейнольдса, т.к. течения при малых числах Рейнольдса представляют дополнительные трудности моделирования с использованием стандартных моделей турбулентности.

6. Выводы

По результатам проведенной работы можно сделать следующие выводы:

- Существует возможность в рамках инженерной работы в КБ проводить расчетные исследования аэродинамики магистрального пассажирского самолета в условиях обледенения.
- Установка имитаторов льда, соответствующих предполагаемой конфигурации льда, нарастающего на режиме полета "Ожидание", на переднюю кромку крыла самолета значительно ухудшает аэродинамические характеристики. Вариант 23-х минутного льда приводит к росту сопротивления на величину порядка 0.003 в области $S_{xa_{min}}$, к падению

значений K_{\max} на величину порядка 6-7 и к уменьшению значений C_{ya} на углах атаки более 2° . Вариант 45-ти минутного льда приводит к росту сопротивления на величину порядка 0.009 в области $C_{xa_{\min}}$, к падению значений K_{\max} на величину порядка 10-12 и также к уменьшению значений C_{ya} на углах атаки более 2° . Эти данные приведены для полетных значений числа Re .

- Влияние числа Re наблюдается на аэродинамические характеристики как "чистого" варианта, так и с установленными имитаторами льда. При этом значения прироста сопротивления ΔC_{xa} , обусловленного установкой имитаторов льда, почти не отличаются по Re в областях невысоких значений C_{ya} , отличия появляются при значениях $C_{ya} > 0.6$.

- Установка на вариант крыла "9М" тех же имитаторов льда, что и для крыла "9" приводит к незначительному уменьшению прироста сопротивления, обусловленного их установкой, относительно варианта "9".

- Требуется более тщательное сравнение с экспериментальными данными результатов расчетов. Для этого следует создать расчетную модель полной компоновки самолета, включающую все элементы, присутствующие на модели в АДТ. Эта работа запланирована на следующий этап расчетных исследований.

- Необходимо провести расчеты на сетках различной размерности с целью определения сеточной зависимости применяемых расчетных методов. Также следует провести более тщательное сравнение различных конфигураций расчетного метода, особенно для течений с низкими значениями числа Рейнольдса, Эти работы также запланированы на следующий этап расчетных исследований.

Библиографический список

1 С.В. Ляпунов, А.В. Волков, С.И. Скоморохов, А.Р. Горбушин, Г.Т. Андреев; Отчет о научно-исследовательской работе «Экспериментальные исследования влияния больших форм льда на аэродинамические характеристики модели самолета МС-21 в АДТ Т-128 ЦАГИ» ФГУП «ЦАГИ», Жуковский 2011г

2 С.В. Ляпунов, А.В. Волков, С.И. Скоморохов, Г.Т. Андреев, В.С. Левченко; Отчет о научно-исследовательской работе «Сравнительный расчет имитаторов льда на крыле и стабилизаторе для режима полета «ожидание» самолета МС-21 на высоте 1200м» ФГУП «ЦАГИ», Жуковский 2011г

Сведения об авторах

Бабулин Андрей Александрович, инженер-конструктор I категории, ОАО «Корпорация «Иркут», Ленинградский проспект, д. 68, Москва, 125315; тел.: 8-926-476-26-17,
e-mail: aa_babulin@list.ru

Большунов Кирилл Юрьевич, инженер-конструктор III категории, ОАО «Корпорация «Иркут», Ленинградский проспект, д. 68, Москва, 125315; тел.: 8-905-777-57-60,
e-mail: bolschunov@mail.ru