

Федеральное государственное унитарное предприятие
«Центральный аэрогидродинамический институт
имени профессора Н.Е. Жуковского»

На правах рукописи



Брагин Николай Николаевич

ОСОБЕННОСТИ РАЗВИТИЯ ТРЕХМЕРНОГО ОТРЫВА
ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА СТРЕЛОВИДНЫХ КРЫЛЬЯХ.
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГРАНИЦЫ НАЧАЛА БАФТИНГА $C_{y_{баф}}$

01.02.05 – Механика жидкости, газа и плазмы

Диссертация
на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Научный руководитель
член-корреспондент РАН,
доктор физико-математических наук,
профессор Липатов Игорь Иванович

Жуковский – 2019

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
Глава 1 Математическая постановка задачи.....	24
1.1 Описание математической модели обтекания летательного аппарата.....	25
1.2 Численный метод.....	31
1.3 Примеры расчета основных аэродинамических характеристик...	40
1.4 Определение точности математического аппарата.....	40
1.5 Выводы к главе 1.....	47
Глава 2 Расчетное определение начала бафтинга.....	48
2.1 Описание методики определения границы начала бафтинга на предварительном этапе проектирования летательных аппаратов....	48
2.2 Расчетное определение начала бафтинга для компоновки пассажирского самолета со стреловидным крылом.....	54
2.2.1 Геометрия и расчетная сетка.....	54
2.2.2 Результаты численного решения.....	59
2.3 Выводы к главе 2.....	66
Глава 3 Методика экспериментального определения начала бафтинга оптическими методами и верификация с численно определенными величинами $C_{y_{баф}}$	67
3.1 Аэродинамическая установка и исследуемая модель.....	67
3.2 Метод минишелковинок.....	70
3.3 Метода баропокровтий.....	75
3.4 Тепловизионный метод определения аэродинамических характеристик.....	80
3.5 Верификация численных величин.....	87
3.6 Выводы к главе 3.....	88
Глава 4 Методика экспериментального определения начала бафтинга на	

основании анализа данных, полученных с помощью датчиков KULITE, и сравнение экспериментальных и расчетных данных $C_{y_{\text{баф}}}$	89
4.1 Экспериментальная модель и методика определения аэродинамических характеристик.....	89
4.2 Анализ экспериментальных данных и способ определения начала бафтинга по результатам экспериментов.....	93
4.3 Верификация численных и экспериментальных величин.....	110
4.4 Выводы к главе 4.....	110
Глава 5 Верификация численного метода определения начала бафтинга для различных крыльев трансзвуковых самолетов на основе экспериментальных исследований моделей и летным экспериментом. Оценка влияния ограничений по бафтингу на ЛТХ, ВПХ ближне-средне магистрального самолета	113
5.1 Крыло регионального самолета.....	113
5.2 Крыло ближне-среднего магистрального самолета.....	114
5.3 Крыло дальнемагистрального самолета.....	118
5.4 Результаты численных исследований по влиянию начала бафтинга на ЛТХ, ВПХ ближне-среднего магистрального самолета.....	126
5.5 Выводы к главе 5.....	142
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	144
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ	146

ВВЕДЕНИЕ

История развития методов исследования отрыва пограничного слоя и бафтинга на стреловидных крыльях. Степень разработанности темы. Существующие проблемы.

Обтекание крыла на трансзвуковых скоростях является хорошо изученной областью. Но при достижении определенных режимов полета на крыле могут возникнуть скачки уплотнения, которые могут инициировать области отрыва и, как следствие, возывать колебания всего летательного аппарата или отдельных элементов его конструкции, бафтинг. Бафтинг – это опасное явление аэроупругости, которое исследуется многие десятилетия [1–3, 5–9, 11–16, 23, 24, 41, 53–55, 62–73, 79, 82, 93] и др. При трансзвуковых скоростях бафтинг может возникать в случае неустойчивости системы скачков. Перемещения скачков, изменение их интенсивности ведут к появлению значительных нестационарных нагрузок.

Вопросы, связанные с особенностями отрыва и бафтингом элементов ЛА, рассмотрены в работах Абдрашитова Г.Г., Абдрашитова Р.Г., Бейли Х.Э., Гарифуллина М.Ф., Грачева В.С., Караваева Э.А., Кашафутдинова С.Т., Крюка А.А., Леви Л.Л. мл., Ли Б.Х.К., Морозова В.И., Назаренко В.В., Онищенко В.М., Пономарева А.Т., Прудникова Ю.А., Симонова М.П., Чернова Л.Г., Фомина Г.М., Чесалова А.В. Эрикссона Л.Э. [1, 12, 39–44, 46, 47, 61, 66, 68, 71–72, 76] и др.

Впервые бафтинг оперения обнаружился в начале 30-х годов прошлого века. Опасные колебания были зарегистрированы на самолетах Юнкерс-13 (1930г.) и ряде других самолетов.

В работе [1] проведен анализ зарубежных публикаций, приведены результаты расчетных и экспериментальных исследований. На основе этих исследований было рекомендовано:

- ликвидация причин, создающих бафтинг, а именно: предотвращение возможности срывов потока с крыла;

- постановка оперения в наименее опасное положение. Оперение должно располагаться как можно дальше от траектории сходящих с крыла вихрей;

- изменение упругих характеристик оперения так, чтобы его собственные частоты колебаний не попадали в резонанс при бафтинге.

Отмечено, что не все плохообтекаемые элементы создают угрозу бафтинга. След за мелкими элементами содержит мелкомасштабные вихри, которые воздействуют на оперение с большими частотами. Эти частоты много выше собственных частот колебаний рулей и оперения по низшим тонам, что исключает возможность резонанса с большими амплитудами и не ведет к сильному бафтингу.

Случаи бафтинга самолетов ЦАГИ-6, ЦАГИ-7 (1931г.), ЦАГИ-21, опытного биплана «самолет X», опытного гидросамолета «Y», самолетов ЦАГИ-46 и «Родина» рассмотрены в работе [68].

Хотя наиболее сильные вихри и пульсации потока возникали при наличии отрыва с крыла, в 30-е годы имелось множество других причин для возникновения бафтинга. Самолеты, созданные в первой половине 20 века, были выполнены с многочисленными плохообтекаемыми объектами такие как стойки, подкосы, расчалками, неубираемое шасси, плоские поверхности остекления, фюзеляжи прямоугольного сечения, открытые кабины, встроенные наружные ступеньки для подъема в кабину, незакапотированные двигатели, выступающие радиаторы и т.п. [17–21, 30–33, 35, 43, 56–59, 60, 67]. Большое количество крупногабаритных и плохообтекаемых элементов не только повышало аэродинамическое сопротивление самолета, но и способствовало возникновению бафтинга.

Опыт борьбы с бафтингом, полученный в 30-е годы, позволил рекомендовать:

1. применение отклоняемых закрылков для устранения обширных отрывных зон на крыле, возникающих при больших углах атаки;

2. применение зализов между крылом и фюзеляжем;

3. устранение любых плохообтекаемых элементов, расположенных перед оперением;

4. повышение жесткости конструкции с целью снижения амплитуд колебаний;

5. массовая балансировка рулей с целью устранения дополнительных источников возмущений, вызываемых бафтинговой тряской;

6. использование вместо роговой компенсации осевой компенсации рулей с целью снижения воздействия бафтинговых нагрузок, передаваемых по системе управления на летчика.

Эти рекомендации были учтены при создании самолетов следующих поколений. Бафтинг перестал представлять серьезную угрозу для целостности конструкции [54].

В 80-90-е годы с освоением трансзвуковых скоростей крейсерского полета пассажирские и транспортные самолеты получили стреловидные крылья большого удлинения с типичными «трансзвуковыми» профилями. Выросли скорости, выросло аэродинамическое качество, но появилась новая проблема: углы атаки крейсерского полета ($\alpha_{кр. полета} \approx \alpha_{баф}$) сблизилась с углами атаки начала бафтинга. Бафтинг вновь стал актуальным. При больших углах атаки крыла ($\alpha \geq 5^\circ$) возникают нестационарные отрывные течения, а при умеренных углах атаки и трансзвуковых скоростях – неустойчивые скачки уплотнения, которые вызывают нестационарные аэродинамические нагрузки на крыло и оперение [36, 73].

При решении задач бафтинга обычно рассматривается бафтинг хвостового оперения. Однако не только оперение подвержено бафтингу. Отрыв потока с крыла создает пульсации большой интенсивности, что может стать проблемой не только для оперения, но и для самого крыла [9, 16, 25, 29, 36, 38]. Большое удлинение крыла и его оптимизация по массе ведут к снижению запасов прочности и жесткости, к увеличению податливости конструкции крыла и повышенной чувствительности к бафтинговым нагрузкам.

Важной проблемой стало сближение углов атаки начала бафтинга и начала сваливания самолета при развитии зон отрыва потока с крыла. Срывной флаттер,

колебания с предельным циклом, бафтинговая тряска могут предупредить летчика о близости к опасному режиму сваливания, что, в какой-то степени, способствует повышению безопасности полетов. Для современных конфигураций трансзвуковых самолетов углы атаки начала бафтинга и сваливания достаточно близки. Требование АП-25.207 о том, что предупреждение о сваливании при выполнении маневра с $n_{ya} > 1$ должно начинаться на угле атаки, по крайней мере на 3° меньшем угла атаки сваливания, не всегда обеспечивается бафтинговой тряской. Поэтому возникла необходимость установки специального оборудования, предупреждающего экипаж о близости к границе сваливания.

У магистральных самолетов, оптимизированных для трансзвуковых скоростей полета, близки не только углы атаки начала бафтинга и сваливания, но и оптимальные значения углов атаки крейсерского полета. Это вызывает затруднения при выполнении требований АП-25.251 [4] «(a*) На крейсерских режимах полета, а также на режимах набора высоты и снижения по маршруту приращения перегрузки при выходе на границу бафтинга или на угол атаки $\alpha_{\text{сигн}}$ (что наступает раньше) не должно быть менее 0.3». Снижение угла атаки от его оптимального значения с целью увеличения запасов величины угла атаки α до начала сваливания и до начала бафтинга сказывается на расходе топлива, на экономической эффективности перевозок. Поэтому актуальными стали вопросы уточнения параметров бафтинга и уточнения запасов по углам атаки.

Условием возникновения бафтинговых явлений является воздействие пульсаций давления на упругую конструкцию. Интенсивность бафтинга определяется ответной реакцией этой конструкции на нестационарные нагрузки.

Наиболее часто оценки интенсивности бафтинга даются по величинам максимальных значений дополнительных перегрузок (Δn), действующих в центре масс самолета. Эксплуатация магистрального самолета разрешается при наличии легкого бафтинга, хотя это может приводить к некоторому ухудшению характеристик самолета и комфорта пассажиров. Легкий бафтинг определяет верхнюю границу летного диапазона углов атаки.

Важным параметром, характеризующим область летных углов атаки, является величина начала бафтинговых явлений по углу атаки. Как уже отмечалось, согласно Авиационным правилам, на крейсерских режимах полета приращение перегрузки при выходе на границу бафтинга не должно быть менее 0.3. Это означает, что запас между коэффициентом подъемной силы крейсерского полета (C_{y_c}) и коэффициентом подъемной силы начала бафтинга ($C_{y_{баф}}$) должен быть не менее $0.3 \cdot C_{y_c}$. Значение коэффициента подъемной силы начала бафтинга ($C_{y_{баф}}$) или границы бафтинга является одним из тех ограничений, которые необходимо учитывать при проектировании крыла самолета. Величина коэффициента подъемной силы начала бафтинга определяет максимальное разрешенное значение коэффициента подъемной силы крейсерского полета. Одним из самых распространенных способов определения величины начала бафтинга является определение начала нелинейного участка кривой $C_y=f(\alpha)$, (рисунок 1).

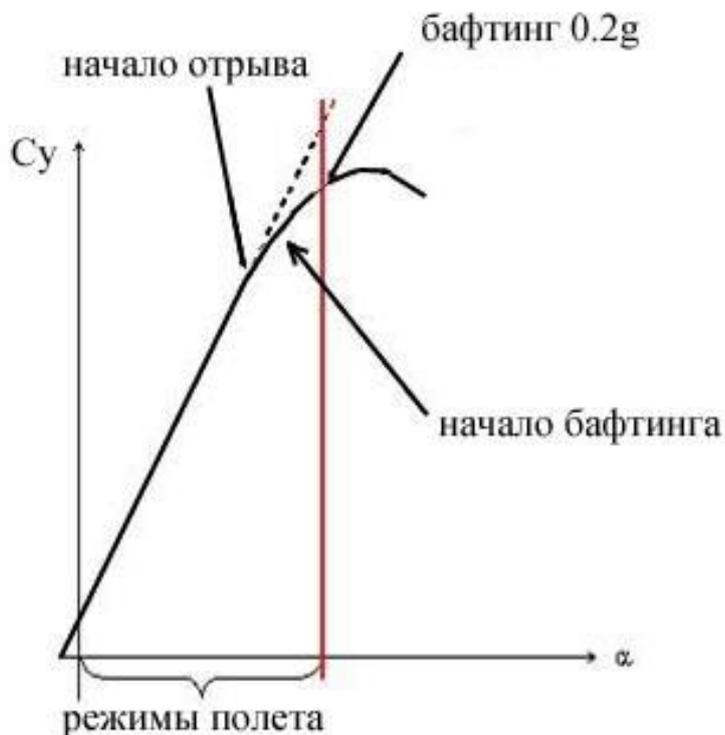


Рисунок 1 – Пример определения начала бафтинга

Для получения максимальной топливной эффективности самолета необходимо, чтобы значения C_y соответствовали полету с максимальным аэродинамическим качеством. Однако, если $C_{y_{\text{баф}}}$ не достаточно высок, то для выполнения нормативных ограничений по бафтингу полет должен будет выполняться при сниженных значениях коэффициента подъемной силы C_y , которые не обеспечивают максимальное аэродинамическое качество.

Задача обеспечения запаса подъемной силы по условиям бафтинга является актуальной для современных магистральных самолетов. Это связано с ростом удлинения крыльев с применением композиционных материалов, с тенденцией к увеличению крейсерской скорости [74, 75]. На рисунке 2 показан характерный вид зависимостей C_y и $C_{y_{\text{баф}}}$ от удлинения крыла.

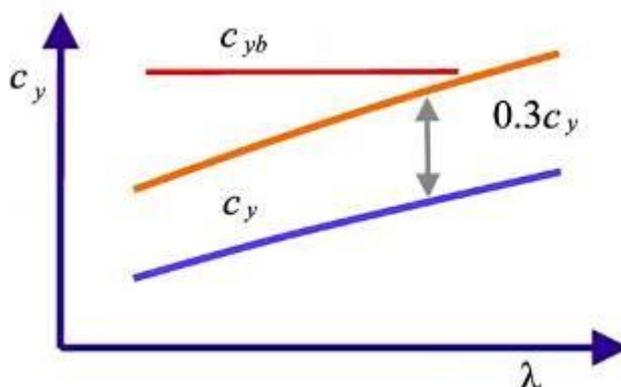


Рисунок 2 – Ограничение удлинения крыла λ по условию бафтинга

Увеличение удлинения крыла приводит к росту C_y , соответствующего максимальному аэродинамическому качеству самолета, тогда как $C_{y_{\text{баф}}}$ от удлинения крыла λ меняется мало, а с ростом числа Маха снижается. Точка пересечения линии $C_{y_{\text{баф}}}$ и линии $1.3C_y$ ограничивает величину максимального значения удлинения крыла, при котором выполняется нормативное требование по бафтингу. Соответственно, ограничиваются значение C_y и аэродинамическое качество. Таким образом, ограничение по бафтингу крыла становится препятствием на пути дальнейшего повышения аэродинамического качества самолета и его экономической эффективности за счет увеличения удлинения крыла.

Очевидно, что для получения необходимого запаса подъемной силы между C_u и $C_{u_{\text{баф}}}$ для трансзвуковых крыльев большого и очень большого удлинения необходимо повышать $C_{u_{\text{баф}}}$.

Обычно на малых скоростях коэффициент подъемной силы начала бафтинга крыла $C_{u_{\text{баф}}}$ вызван развитием отрыва потока на верхней поверхности крыла с ростом угла атаки. При крейсерских (околозвуковых) числах Маха возможны пульсации давления, обусловленные взаимодействием скачков уплотнения и пограничного слоя крыла. Они ведут к колебаниям зон отрыва потока и положений скачков уплотнений. Это является причиной бафтинга крыла при трансзвуковых скоростях.

Повышение $C_{u_{\text{баф}}}$ принципиально возможно при устранении или ослаблении отрывного обтекания как на малых, так и на больших дозвуковых скоростях, при повышении устойчивости системы скачков. Однако существует противоречие следующего характера. Оптимизация аэродинамической компоновки крыла подчинена, в основном, крейсерскому режиму полета, где обтекание крыла практически всегда безотрывное. Дополнительный учет требований обеспечения безотрывного обтекания профиля при больших углах атаки ведет к увеличению радиуса передней кромки, увеличению толщины крыла и т.п. Это, в свою очередь, ведет к ухудшению аэродинамического качества на крейсерских режимах полета. Для стабилизации интенсивности и положения скачка требуется повысить градиент по числу Маха. «Трансзвуковые» профили имеют верхнюю поверхность малой кривизны. Если использовать поверхность большой кривизны, то это увеличит градиент по числу Маха, что будет способствовать устойчивости положения скачка. Но использование подобных профилей приведет к снижению аэродинамического качества. Таким образом, имеется ряд противоречивых требований к форме крыла, которые затрудняют выбор оптимального решения.

Некоторые резервы могут быть использованы при оптимизации геометрии крыла с учетом явлений аэроупругости. Для стреловидного крыла большого удлинения важен точный учет статических компонент упругой крутки и изгиба

при выборе стапельной формы. Существуют и другие способы повышения границы бафтинга, например, с использованием актуаторов и других устройств [36].

Некоторые резервы имеются в обеспечении выполнения нормативных требований. Совершенствование методики определения $S_{у\text{баф}}$ с целью уточнения углов атаки начала бафтинга крыла способствует снижению излишних запасов по углу атаки, вызванных неточностью определения $S_{у\text{баф}}$.

В существующих нормативных материалах, как отечественных, так и зарубежных, отсутствуют четкие ограничения на параметры упругих колебаний ЛА, в том числе, и колебаний бафтинга. Имеющиеся формулировки допускают различное толкование и, следовательно, субъективизм в принятии решений. Например, в АП-25 в разделе «Различные летные требования» п. 25.251. «Вибрация и бафтинг» записано:

«(а) Должно быть продемонстрировано в полете, что на самолете отсутствуют любые вибрация и бафтинг, которые препятствовали бы длительному безопасному полету в любых возможных эксплуатационных условиях» [4].

Требования в п.п. (b), (c), (d), (e) содержат общие формулировки. Цифровые (количественные) значения лимитируемых параметров колебаний отсутствуют.

Подобным же образом сформулированные требования встречаются и в других нормативных документах, как отечественных, так и зарубежных. В частности, в АП-23 (п. 23.575 п.п. (a), (3)) записано: «Рассматривается значимое воздействие на нагружение конструкции, вызванное срывом потока от вращающегося воздушного винта и бафтинга, вызываемого действием сходящих вихрей».

Какой именно параметр должен характеризовать воздействие, какую его величину следует считать значимой – это не оговаривается. Нормативные материалы (отечественные и зарубежные) не ставят конструктора в жесткие рамки, ограничивая его конкретными цифрами, а лишь указывают на проблемы,

которые должны быть рассмотрены при проектировании. Более подробно эти вопросы рассмотрены в [38]

Известны попытки выработки критериев оценки начала бафтинга и его интенсивности. Наиболее часто используются следующие подходы.

По объекту оценки можно выделить:

- критерии появления бафтинговых нагрузок (Buffet Boundary), характеризующие аэродинамическую часть задачи;

- критерии оценки реакции упругой конструкции ЛА на эти нагрузки (Buffeting Response).

Явление может быть классифицировано по интенсивности возникающих колебаний. Так, по степени интенсивности колебаний принято делить бафтинг на легкий (слабый), умеренный (средний) и тяжелый (сильный).

Легкий бафтинг – бафтинг с относительно небольшими амплитудами колебаний (вибраций), которые явно ощущаются летчиком, но еще не мешают управлению ЛА и не приводят к нарушениям нормальной работы его элементов.

Умеренный бафтинг – бафтинг с амплитудами колебаний, при которых затрудняется пилотирование ЛА, наблюдаются сбои в работе его оборудования, происходит ускоренное накопление усталостных повреждений в элементах конструкции, экипаж и пассажиры испытывают дискомфорт.

Тяжелый бафтинг – бафтинг с большими амплитудами колебаний, при которых возможны разрушения элементов конструкции ЛА. Тряска для экипажа и пассажиров становится непереносимой, а управление экипажа полетом становится невозможным.

Обычно принято использовать оценки интенсивности бафтинга по величинам вызываемых бафтинговой тряской максимальных действующих дополнительных перегрузок (Δn), измеренных в центре масс ЛА:

- $\Delta n < 0.05$ – нет бафтинга,
- $0.05 \leq \Delta n < 0.2$ – легкий бафтинг,
- $0.2 \leq \Delta n < 0.6$ – средний (умеренный) бафтинг,
- $0.6 \leq \Delta n$ – тяжелый бафтинг.

Эти оценки не однозначны, так как положение центра масс может изменяться. Если замерять продольные, вертикальные и боковые перегрузки, перегрузки на правом и левом креслах, то результаты измерений могут отличаться. Уровни перегрузок в кабине пилота отличаются от уровней перегрузок в центре масс ЛА. Это вызвано дополнительным вкладом угловых ускорений ЛА и расположением кабины в зоне упругих колебаний. Соответственно, могут отличаться оценки уровней их допустимости. Таким образом, рассмотренный критерий бафтинга не совсем точен и объективен.

Известны и другие способы определения границ бафтинга [12, 28, 38]. Темой диссертации является определение начала бафтинга $C_{y_{баф}}$ стреловидных крыльев при крейсерских режимах полета магистральных самолетов на этапе аэродинамического (предварительном) проектирования. На этом этапе отсутствует точная информация об упруго-массовых характеристиках проектируемого самолета. Критерии оценки реакции упругой конструкции на бафтинговые нагрузки (при отсутствии достоверной информации о параметрах этой конструкции) сложно использовать. Поэтому в работе рассматривается только аэродинамический аспект бафтинга (начало бафтинга).

В качестве «аэродинамических» критериев могут использоваться следующие критерии:

- по месту изгиба (отклонения от линейного закона по углу атаки) графиков C_y , C_x , mz . Уменьшение местного угла наклона кривой подъемной силы (существенного изменения силы сопротивления, момента тангажа) вызвано отрывом потока с поверхности крыла при больших углах атаки и перераспределением аэродинамических нагрузок,

- по наличию, расположению и размерам зон отрыва потока на поверхности ЛА,

- по величинам пульсаций давления на поверхности ЛА,

- по ускоренному росту пульсаций давления,

- по величине среднеквадратического значения отклонения коэффициента нормальной силы. Например, предлагается использовать такие оценки:

СКО $c_n = 0.016$ - легкий бафтинг,
= 0.033 - умеренный бафтинг,
= 0.067 – тяжелый бафтинг.

- по положениям скачков уплотнения и степени их устойчивости,
- по размерам (толщине) следа за крылом.

Сложность использования «аэродинамических» критериев заключается в том, что величина $C_{y_{\text{баф}}}$ определяется не как строгое начало отрыва где-либо на крыле, а как некая обобщенная характеристика развитого отрывного течения, приводящего к существенным изменениям аэродинамических параметров. Кроме того, отрывные режимы носят нестационарный характер, интенсивность следа и место его отрыва по времени меняются даже на сравнительно жестком крыле. Упругие колебания конструкции самолета при бафтинге еще более затрудняют анализ в случае применения «аэродинамических» критериев.

Основным недостатком «аэродинамических» критериев является отсутствие оценок амплитуд колебаний конструкции, которые и характеризуют степень опасности бафтинга. На ранних этапах проектирования самолета эти оценки не могут быть получены, так как еще не определены упруго-массовые параметры, соответственно, невозможно вычислить реакцию конструкции на нестационарные аэродинамические нагрузки. Углы атаки начала бафтинга могут быть оценены уже на этом этапе, при анализе характера обтекания. Эта информация представляет интерес с точки зрения выбора и оптимизации внешней геометрии самолета. Поэтому в данной работе основное внимание уделено нескольким «аэродинамическим» критериям начала бафтинга, оценкам точности и обоснованию надежности результатов, получаемых расчетными и экспериментальными методами.

Актуальность темы диссертации

Актуальность темы исследования определяется необходимостью разработки, как в России так и за рубежом по новым аэродинамическим компоновкам магистральных пассажирских самолётов. Эти самолёты должны существенно (на 15-25%) быть экономичнее существующих самолётов,

удовлетворять повышенным требованиям по безопасности и экологическому воздействию на окружающую среду.

Темой диссертации является исследование особенности развития трехмерного отрыва пограничного слоя на стреловидных крыльях и определение начала бафтинга $C_{y_{баф}}$ стреловидных крыльев при крейсерских режимах полета магистральных самолетов на этапе аэродинамического (предварительном) проектирования. На этом этапе отсутствует точная информация об упруго-массовых характеристиках проектируемого самолета. Критерии оценки реакции упругой конструкции на бафтинговые нагрузки (при отсутствии достоверной информации о параметрах этой конструкции) сложно использовать. Поэтому в работе рассматривается только аэродинамический аспект бафтинга (начало бафтинга). Тема исследования отвечает потребностям разработки новых пассажирских самолетов с использованием возможностей современного уровня математических методов и вычислительной техники.

Важным циклом предварительного этапа проектирования самолета является определение аэродинамических характеристик. На этом этапе с помощью расчетно-экспериментальных исследований определяется базовая форма самолета и его основные характеристики. Особенно актуальным при проектировании новых компоновок магистральных самолетов являются исследования по разработке аэродинамических компоновок крыльев, обеспечивающих предельно допустимая величина подъемной силы ($C_{y_{доп}}$) или необходимое значение начала бафтинга ($C_{y_{баф}}$).

Оценка начала бафтинга (угла атаки $\alpha_{баф}$, $C_{y_{баф}}$) стреловидных крыльев большого удлинения представляет большой интерес в связи с необходимостью оценки диапазона допустимой высоты (эшелона) крейсерского полета. Увеличение этой высоты позволяет проектируемому самолету занять более выгодный эшелон в условиях трафика, и тем самым, существенно улучшить параметры экономичности, топливной эффективности, оборачиваемости. Так же знание этой границы позволит увеличить безопасность полета. В связи с тем, что упруго-массовые характеристики планера самолета определяются на более

поздних этапах проектирования (после этапа аэродинамического проектирования) то оценки бафтинга могут быть получены лишь по косвенному сравнению с самолетом – аналогом или по сравнениям аэродинамических характеристик, определенных по результатам испытаний (или расчетов) «жесткой» аэродинамической модели (углов отрыва потока, нелинейности поляры и т.п.).

Целью работы является использование численного метода для детального исследования физических механизмов, связанных с обтеканием верхней поверхности крыла и разработка и апробация метода определения аэродинамических характеристик и режимов обтекания для оценки границы начала бафтинга $C_{y_{баф}}$ стреловидных крыльев при крейсерских режимах полета магистральных самолетов на этапе аэродинамического проектирования, с использованием программы, основанной на итерационном алгоритме вязко-невязкого взаимодействия в рамках теории пограничного слоя, и верификация предложенного метода на основе экспериментальных данных для крыльев большого удлинения спроектированных на различные крейсерские числа Маха.

Для достижения поставленной цели в диссертации решаются следующие задачи:

- исследовать особенности обтекания и поведения основных аэродинамических характеристик крыльев современных пассажирских самолетов, спроектированных из сверхкритических профилей, рассчитанных на трансзвуковые значения крейсерского числа Маха, в том числе на режиме начала бафтинга;

- провести анализ результатов расчетно-экспериментальных исследований и оценить эффективности методов определения начала бафтинга для современных самолетов с трансзвуковой скоростью крейсерского полета;

- сформировать методику определения начала бафтинга величины $C_{y_{баф}}$ на предварительном этапе проектирования аэродинамических компоновок пассажирских самолётов.

Объектом исследования является обтекание дозвуковых и трансзвуковых летательных аппаратов потоком вязкого газа.

Методы исследования.

В работе использован комплексный подход, основанный на выполнении дополняющих друг друга: методе математического моделирования обтекания моделей пассажирских самолетов, методе интегрального и дифференциального исчисления, проведения экспериментальных исследованиях аэродинамических моделей в аэродинамических трубах (АДТ) ЦАГИ.

Теоретическая значимость

Полученные результаты исследований расширяют теоретическое представления о обтекании крыла летательного аппарата с перспективой практического применения в решении задач механики жидкости и газа – описанию начальной стадии развития пространственного отрыва турбулентного пограничного слоя, вызывающего в рассматриваемых условиях трансзвукового обтекания крыла возникновение бафтинга. Показано, что в основе исследуемых явлений лежат процессы газодинамического типа, связанные с образованием скачков уплотнения и возникновением пространственного отрыва пограничного слоя на трансзвуковых скоростях.

Научная новизна:

Апробирована методика расчета аэродинамических характеристик на режимах обтекания крыла близких к началу трехмерного отрыва пограничного слоя.

На основании комплексных расчетно-экспериментальных исследований показаны особенности обтекания стреловидных крыльев большого удлинения, спроектированных по сверхкритическим профилям.

Определено влияние основных геометрических параметров крыла самолета на величину начала бафтинга

Определено начала бафтинга (угла атаки, $C_{y_{доп}}$) стреловидных крыльев большого удлинения магистральных самолетов.

Даны рекомендации по применению известных и разработанных автором методов определения границы начала бафтинга к реальным задачам аэродинамического проектирования;

Получены расчётно-экспериментальными зависимостями, позволяющие определять начало бафтинга на этапе аэродинамического проектирования для 3-х вариантов стреловидных сверхкритических крыльев

Практическая ценность:

- Результаты диссертационного исследования получены в рамках выполнения ФГУП «ЦАГИ» государственных контрактов шифр «Прогресс-Аэро», «Поиск 2015», а также контракта в рамках шестой рамочной программы FLIRET;

- Результаты исследований использованы при создании аэродинамической компоновки самолета SSJ-100;

- Результаты проведенных исследований использованы при разработке аэродинамической компоновки крыла самолета MC-21;

- Разработанная методика может быть рекомендована к внедрению в КБ при создании компоновок дозвуковых ЛА на этапе предварительного проектирования;

- Результаты работы использовались при проектировании ряда крыльев [50–52].

Разработанные средства математического моделирования обтекания могут быть применены для численного определения начала отрывного обтекания крыла и начала бафтинга на предварительном этапе проектирования современных летательных аппаратов.

Основные результаты диссертации **получены автором лично**. Наиболее важные из них:

- участие в формулировках математических постановок задач, в разработке математического аппарата минимизации функционала, в разработке вычислительных алгоритмов, программ и численных методик, в анализе

результатов расчетов, разработке рекомендаций по результатам конкретных исследований;

- численные исследования особенностей обтекания и изменения основных аэродинамических характеристик крыльев современных пассажирских самолетов, спроектированных из сверхкритических профилей, рассчитанных на трансзвуковые значения крейсерского числа Маха;

- разработана и верификация методики определения начала бафтинга величины $C_{y_{баф}}$.

Методология и метод исследования базируются на опыте экспериментальных и расчетных работ ЦАГИ, выполняемых с учетом требований СМК и ISO 9001.

В работе использован комплексный подход, основанный на выполнении экспериментальных исследованиях аэродинамических моделей в аттестованных аэродинамических трубах (АДТ) ЦАГИ и расчетных исследований аэродинамических характеристик по программам расчета, разработанным и применяемым в ЦАГИ. Основной объем экспериментальных исследований проведен в АДТ-128 ЦАГИ.

Представленные в диссертации задачи решены с помощью современных методов численного моделирования трёхмерных течений сжимаемого газа. Для математической постановки задач используются результаты линейной теории устойчивости, позволяющие определять характерные области и масштабы возмущений, анализировать и интерпретировать численные решения.

Достоверность результатов обосновывается сопоставлением расчетных данных с результатами эксперимента и результатами натурных полетов реальных самолетов. Результаты работы апробированы на российских и международных конференциях.

На защиту выносятся следующие положения:

– результаты численного моделирования обтекания летательного аппарата, в том числе на режимах, близких к началу бафтинга;

- результаты расчетно-экспериментальных исследований по физике обтекания сверхкритических крыльев на режиме начала бафтинга;
- методология определения границы начала бафтинга при проектировании современных пассажирских и транспортных самолетов с трансзвуковыми скоростями крейсерского полета;
- расчетно-экспериментальные результаты определения границы начала бафтинга для компоновок современных пассажирских самолетов с различными вариантами крыльев;
- результаты влияния границы начала бафтинга на ЛТХ современного пассажирского самолета.

Соответствие паспорту специальности.

Содержание диссертации соответствует паспорту специальности 01.02.05 – «Механика жидкости, газа и плазмы», в частности, пунктам «Ламинарные и турбулентные течения» (п. 3 паспорта специальности), «Аэродинамика летательных аппаратов» (п. 9 паспорта специальности), «Пограничные слои» (п. 11 паспорта специальности), «Аналитические, асимптотические и численные методы исследования континуальных моделей однородных сред (конечно-разностные и др.)» (п. 18 паспорта специальности).

Апробация работы: Результаты, представленные в данной работе, были апробированы на следующих конференциях:

1) 3-я международная конференция «Advanced Engineering Design» AED (Прага, Чехия, 2003); 2) 9-й симпозиум ЦАГИ-ONERA (Геленжик, 2010); 3) XXI школа-семинар «Аэродинамика летательных аппаратов» (п. Володарского, 2010); 4) XXV научно-техническая конференция по аэродинамике (п. Володарского, 2014); 5) 32 AIAA Applied Aerodynamics Conference Atlanta, USA 2014; 6) 29 ICAS 2014 (Санкт-Петербург, 2014); 7) 17 международная школа-семинар «Модели и методы аэродинамики» (Евпатория, 2017); 8) 19 международная школа-семинар «Модели и методы аэродинамики» (Евпатория, 2019). В полном объеме диссертация рассматривалась на научно-техническом совете НИО-2 ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского».

Публикации. Основные результаты, изложенные в диссертации, опубликованы в 11 работах, в том числе 3 статьях в журналах, включенных в Перечень рецензируемых научных изданий ВАК, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени кандидата наук, на соискание ученой степени доктора наук, 8 публикациях в сборниках материалов международных научных конференций индексируемых Web of Science и /или Scopus, 1 статье в прочем научном журнале, 15 публикациях в сборниках материалов международных научных и научно-технических конференций и школ. Получено 8 патентов.

Личный вклад автора в получении результатов, изложенных в диссертации.

Личный вклад соискателя: участие в формулировках математических постановок задач, в разработке математического аппарата минимизации функционала, в разработке вычислительных алгоритмов, программ и численных методик, в анализе результатов расчетов, разработке рекомендаций по результатам конкретных исследований. Постановка задач сделана научным руководителем при активном участии соискателя.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, общих выводов и заключения, списка литературы, включающего 94 наименования. Текст диссертации изложен на 154 машинописных страницах, содержит 94 рисунка и 1 таблицу.

Содержание работы

Во **введении** проведен обзор основных работ, посвященных исследованию рассматриваемой темы, обоснованы ее актуальность, цели и задачи работы, а также научная новизна и практическая ценность. Дано краткое описание диссертации по главам. Обоснована актуальность диссертационной работы, сформулированы цель и задачи, аргументирована научная новизна, показана практическая значимость работы.

Первая глава посвящена описанию метода расчета и методологии определения аэродинамических характеристик с помощью метода,

разработанного на основе решения уравнений вязко-невязкого взаимодействия. Метод реализован в виде программы BLWF, которая использовалась при проведении численных параметрических исследований обтекания крыла. Метод сочетает сравнительно низкую трудоемкость вычислений с достаточно высокой точностью и надежностью при решении рассматриваемого класса задач с характерными параметрами (числа Маха, числа Рейнольдса, углы атаки, геометрические параметры самолета и др.). Проведены исследования по определению точности результатов математического моделирования обтекания крыла. На основе полученных результатов даны оценки границ начала бафтинга крыла.

Вторая глава посвящена расчетным исследованиям по определению особенностей обтекания стреловидных крыльев и численному определению начала бафтинга для аэродинамической компоновки летательного аппарата.

Дано геометрическое описание исследованной модели летательного аппарата. Приведены варианты расчетной сетки для различных элементов. Описана численная методика определения границы начала бафтинга на основе приведенных выше расчетных методов. Дано подробное описание двух методов определения начала бафтинга. Первый основан на анализе картины обтекания верхней поверхности крыла самолета (анализ линий тока). Вторым методом основан на анализе величин коэффициента трения на верхней поверхности крыла в различных сечениях по рахмаху крыла.

Третья глава посвящена верификации результатов численных результатов и экспериментальных исследований определения начала бафтинга оптическими методами.

Четвертая глава посвящена анализу экспериментальных результатов определения начала бафтинга с помощью анализа данных, полученных с помощью датчиков Kulait, и верификации численных величин с результатами эксперимента.

Пятая глава посвящена сравнительному анализу величин начала бафтинга, полученных расчетным методом, с результатами экспериментальных

исследований для трех различных вариантов летательных аппаратов. Выполнена численная оценка влияния ограничений по бафтингу на ЛТХ, ВПХ самолете типа МС-21

Также работа выполнена в рамках Соглашения 14.576.21.0103 от 26.09.2017 с Минобрнауки РФ «Проектирование широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета на основе методов высокоточного математического моделирования и глобального оптимального поиска с использованием суперкомпьютерных технологий», 2017-2019 гг., (руководитель доктор физико-математических наук, профессор Пейгин С.В.).

Благодарности. Автор выражает искреннюю признательность научному руководителю члену-корреспонденту РАН, доктору физико-математических наук, профессору И. И. Липатову. Автор выражает глубочайшую благодарность своему учителю, заместителю начальника НИО-2 ФГУП «ЦАГИ» кандидату технических наук С. И. Скоморохову, а также доктору технических наук, профессору М. Ф. Гарифуллину, который помог в постановке задачи и всячески помогал в процессе написания диссертации.

Глава 1 Математическая постановка задачи

В настоящее время характерной чертой подхода к численным исследованием обтекания крыла, особенностей развития трехмерного отрыва при проектировании дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов является все более активное применение расчетных методов основанных на расчете трехмерных потенциальных течений. Такой подход позволяет оценивать несущие свойства сложных конфигураций, индуктивное и волновое сопротивление, а также характер распределения давления на элементах летательного аппарата и компоновке в целом. В то же время опыт использования этих алгоритмов в процессе проектирования дозвуковых самолетов указывает на необходимость разработки расчетных методов для оценки таких характеристик, как профильное сопротивление, конфигурация линии перехода и существование зон отрыва, связанных с влиянием пограничного слоя.

Численная оценка особенностей развития трехмерного отрыв и начала бафтинга расчетным путем представляется довольно сложной задачей, так как для этого необходимо в полном объеме решать систему нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса в трехмерном случае. В настоящее время существуют примеры решения такой задачи для двумерных течений, однако при расчете реальных трехмерных конфигураций возникают значительные трудности, в первую очередь связанные с недостаточными ресурсами компьютеров, используемых при решении практических задач. Поэтому для решения этой задачи привлекаются алгоритмы и программы, предназначенные для расчета стационарных течений. В этом случае задача сводится к определению границы существования устойчивого стационарного решения в рамках решения RANS.

Сложное влияние многочисленных параметров при определении величины начала бафтинга обуславливает высокую трудоемкость решения, а также ограниченную точность и надежность получаемых численных результатов. Наибольшие сложности вызывает моделирование аэродинамических нагрузок при трансзвуковых и отрывных режимах обтекания, ввиду необходимости учета

влияния различного рода нелинейных и нестационарных процессов. Требуется моделирование потери устойчивости течения, развитие неустойчивости в свободных сдвиговых слоях, моделирование движения скачков и многое другое.

Решение этих вопросов в общем случае требует анализа полных уравнений Навье—Стокса. Однако в качестве первого этапа для расчета обтекания крыльев может быть использована хорошо зарекомендовавшая себя при расчете плоских течений теория пограничного слоя второго приближения [37, 94].

Алгоритм расчета при этом сводится к следующей последовательности:

- расчет потенциального обтекания;
- расчет параметров пограничного слоя;
- расчет внешнего потенциального течения с учетом вытесняющего воздействия пограничного слоя и следа.

Указанный алгоритм, может быть, замкнут в итеративный цикл. В настоящее время известно для крыла несколько попыток реализации этого подхода (полностью или частично) в различных постановках как у нас в стране, так и за рубежом [86, 90, 91]. Для успешной реализации алгоритма необходимы эффективные способы расчета пространственных потенциальных течений и трехмерных пограничных слоев.

1.1 Описание математической модели обтекания летательного аппарата

В данной работе реализован итерационный алгоритм трансзвукового вязко-невязкого взаимодействия на основе теории пограничного слоя второго приближения. Влияние пограничного слоя на внешнее течение моделируется источниками, расположенными на поверхности крыла, и изменением угла схода вихревой пелены. Расчет потенциального обтекания осуществляется на основе конечно-разностного решения квазилинейной формы полного уравнения для потенциала. Для расчета трехмерного сжимаемого пограничного слоя (ламинарного и турбулентного) используется эффективный конечно-разностный

алгоритм, разработанный на основе блочного метода Келлера второго порядка точности.

При разработке программы расчета вязкого обтекания крыла предполагалось ее широкое использование при аэродинамическом проектировании. В процессе проектирования на первоначальном этапе возникает необходимость в расчете весьма большого числа вариантов крыла. При этом вопросы быстродействия программы, ее надежности, удобства использования имеют принципиальное значение. Для проектировщика также важно иметь возможность получать информацию о параметрах течения в привычной для него системе координат и удобном виде. Эти и другие вопросы наряду с требованием высокой точности имелись в виду и нашли свое отражение как при разработке алгоритмов и программ расчета потенциального обтекания и параметров пограничного слоя, так и при выборе подхода к организации вязко-невязких итераций.

В частности, при интегрировании уравнений пограничного слоя используется неортогональная система координат, которая легко соотносится с системой координат для расчета потенциального течения. При этом сетка на поверхности крыла является общей для расчета потенциального течения и решения уравнений пограничного слоя. Использование соответствующих друг другу сеток позволило избежать многократного громоздкого пересчета параметров при вязко-невязких итерациях.

Применение концепции поверхностных источников для имитации вытесняющего воздействия пограничного слоя сняло проблему определения поверхности вытеснения и соответствующего пересчета геометрии крыла.

Разработанная программа предназначена для расчета безотрывного обтекания крыла. Однако специально принятые меры по выделению и обходу зон возвратного течения при расчете пограничного слоя позволяют с ее помощью качественно судить о возникновении и развитии зон отрыва.

Расчет потенциального обтекания

Расчет внешнего невязкого течения осуществляется на основе методики FLO-22 [84] численным интегрированием конечно-разностного аналога квазилинейной формы полного уравнения для потенциала

$$\left(1 - \frac{\varphi_x^2}{a^2}\right) \varphi_{xx} + \left(1 - \frac{\varphi_y^2}{a^2}\right) \varphi_{yy} + \left(1 - \frac{\varphi_z^2}{a^2}\right) \varphi_{zz} - \frac{2\varphi_x \varphi_y}{a^2} \varphi_{xy} - \frac{2\varphi_x \varphi_z}{a^2} \varphi_{xz} - \frac{2\varphi_y \varphi_z}{a^2} \varphi_{yz} = 0$$

где a — скорость звука.

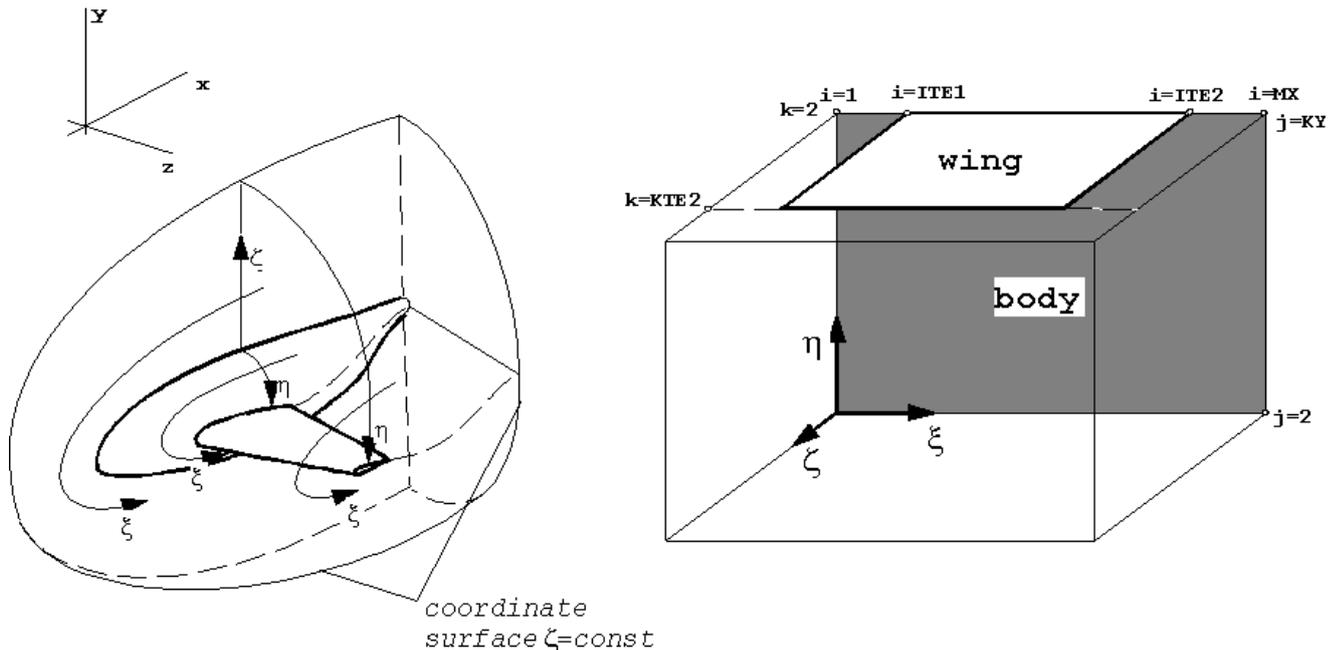


Рисунок 1.1 – Расчетная область вне крыла

Для организации конечной расчетной области пространство вне крыла отображается на внутренность прямоугольного параллелепипеда $\bar{x} \in [-1, 1]$, $\bar{y} \in [-0, 1]$, $\bar{z} \in [-0, 1]$. При этом поверхность крыла и вихревая пелена переходят в плоскость, (рисунок 1.1).

Уравнение для приведенного потенциала $G = \varphi - x \cos \alpha - y \sin \alpha$ (α — угол атаки), переписанное в координатах x , y , z , аппроксимируется конечными разностями на ортогональной сетке, заполняющей параллелепипед. В сверхзвуковых областях для аппроксимации производных второго порядка используется следящая разностная схема [69]. Система конечно-разностных уравнений решается итерационно, методом релаксации вдоль линии.

Расчет пространственного пограничного слоя исходная система уравнений. Начальные и граничные условия-модель турбулентной вязкости

Система нелинейных дифференциальных уравнений, описывающая течение газа в трехмерном сжимаемом пограничном слое в неортогональной криволинейной системе координат (рисунок 1.2), имеет вид [77]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial \bar{x}}(\rho u h_2 \sin \theta) + \frac{\partial}{\partial \bar{z}}(\rho u h_1 \sin \theta) + \frac{\partial}{\partial \bar{y}}(\rho u h_1 h_2 \sin \theta) &= 0, \\ \frac{\rho u}{h_1} \frac{\partial u}{\partial \bar{x}} + \frac{\rho w}{h_2} \frac{\partial u}{\partial \bar{z}} + \bar{\rho} v \frac{\partial u}{\partial \bar{y}} - \rho \operatorname{ctg} \theta k_1 u^2 + \rho \operatorname{csc} \theta k_2 w^2 + \rho k_{12} u w &= \\ - \frac{\operatorname{csc}^2 \theta}{h_1} \frac{\partial p}{\partial \bar{x}} + \frac{\operatorname{ctg} \theta \operatorname{csc} \theta}{h_2} \frac{\partial p}{\partial \bar{z}} + \frac{\partial}{\partial \bar{y}} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial \bar{y}} - \overline{\rho u' v'} \right) & \\ \frac{\rho u}{h_1} \frac{\partial w}{\partial \bar{x}} + \frac{\rho w}{h_2} \frac{\partial w}{\partial \bar{z}} + \bar{\rho} v \frac{\partial w}{\partial \bar{y}} - \rho \operatorname{ctg} \theta k_2 w^2 + \rho \operatorname{csc} \theta k_1 u^2 + \rho k_{12} u w &= \\ - \frac{\operatorname{ctg}^2 \theta \operatorname{csc} \theta}{h_1} \frac{\partial p}{\partial \bar{x}} - \frac{\operatorname{csc} \theta}{h_2} \frac{\partial p}{\partial \bar{z}} + \frac{\partial}{\partial \bar{y}} \left(\mu \frac{\partial w}{\partial \bar{y}} - \overline{\rho w' v'} \right) & \end{aligned} \quad (1.1)$$

где $\overline{\rho v} = \rho v + \overline{\rho v'}$;

h_1, h_2 —метрические коэффициенты: $h_1 = \partial s_1 / \partial \bar{x}$, $h_2 = \partial s_2 / \partial \bar{z}$,

k_1, k_2 — геодезические кривизны координатных линий $Z=\text{CONST}$, $X=\text{CONST}$:

$$\begin{aligned} k_1 &= \frac{1}{h_1 h_2 \sin \theta} \left[\frac{\partial}{\partial \bar{x}}(h_2 \cos \theta) - \frac{\partial h_1}{\partial \bar{z}} \right], \\ k_2 &= \frac{1}{h_1 h_2 \sin \theta} \left[\frac{\partial}{\partial \bar{z}}(h_1 \cos \theta) - \frac{\partial h_2}{\partial \bar{x}} \right], \\ k_{12} &= \frac{1}{\sin \theta} \left[- \left(k_1 + \frac{1}{h_1} \frac{\partial \theta}{\partial \bar{x}} \right) + \cos \theta \left(k_2 + \frac{1}{h_2} \frac{\partial \theta}{\partial \bar{z}} \right) \right], \\ k_{21} &= \frac{1}{\sin \theta} \left[- \left(k_2 + \frac{1}{h_2} \frac{\partial \theta}{\partial \bar{z}} \right) + \cos \theta \left(k_1 + \frac{1}{h_1} \frac{\partial \theta}{\partial \bar{x}} \right) \right] \end{aligned}$$

Граничные условия имеют вид:

$$\begin{aligned} y=0, u=v=w=0 \\ y=\delta, u=u_e(x, z), \omega=\omega_e(x, z). \end{aligned} \quad (1.2)$$

Уравнение энергии в данной работе не интегрируется, а распределение температуры в пограничном слое рассчитывается с использованием интеграла Крокко для теплоизолированной стенки [70]:

$$\frac{T}{T_e} = 1 + 0,2rM_e^2 \left(1 - \left(\frac{u_t}{u_{te}}\right)^2\right)$$

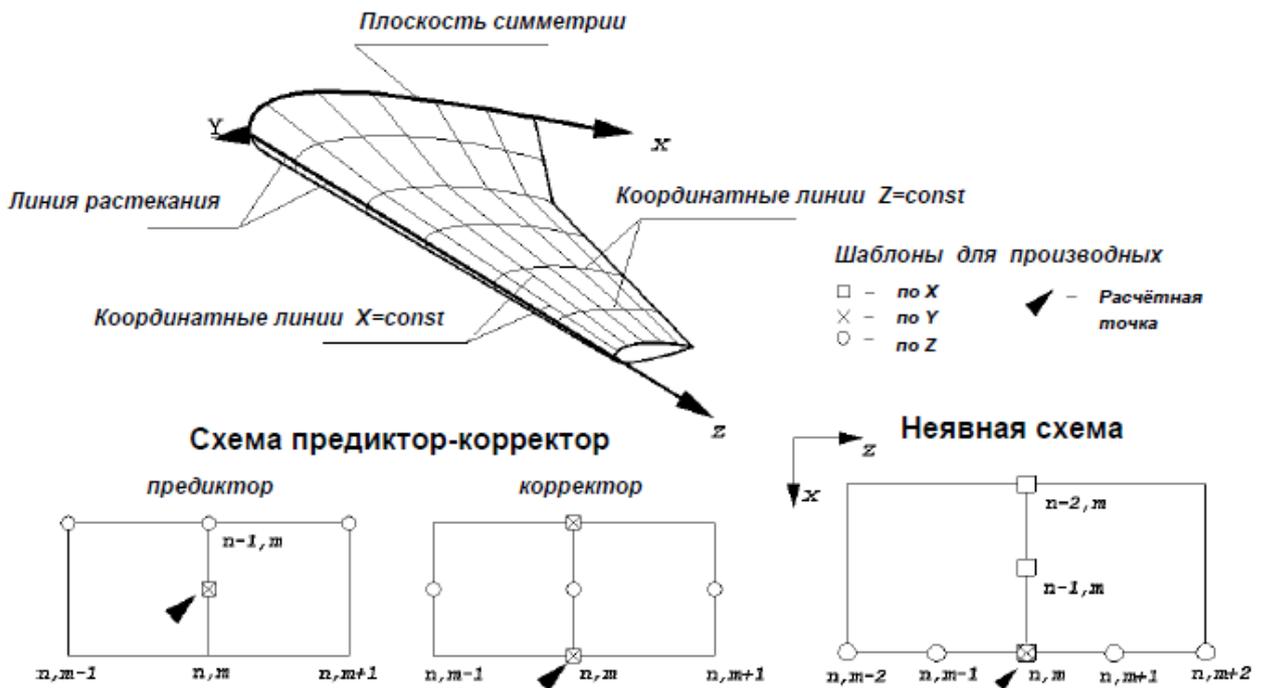


Рисунок 1.2 – Система координат и конечно-разностные шаблоны

где $r= 0,84$ и $0,89$ — коэффициенты восстановления для ламинарного и турбулентного слоев.

$$u_t = (u^2 + w^2 + 2uw \cos \theta)^{1/2}$$

Коэффициент динамической вязкости μ определяется по формуле Сатерленда.

Для замыкания системы (1.1) используется концепция турбулентной вязкости, согласно которой связь осредненных по Рейнольдсу напряжений и местным профилем скорости выражается в виде:

$$-\overline{\rho u'v'} = \rho \varepsilon_m \frac{\partial u}{\partial y}, \quad -\overline{\rho w'v'} = \rho \varepsilon_m \frac{\partial w}{\partial y},$$

В работе используется двухслойная модель турбулентной вязкости [78]. Во внутренней области ε_m определяется по формуле

$$(\varepsilon_m)_i = L^2 \left[\left(\frac{\partial u}{\partial \bar{y}} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial \bar{y}} \right)^2 + 2 \cos \theta \frac{\partial u}{\partial \bar{y}} \frac{\partial w}{\partial \bar{y}} \right]^{1/2},$$

где

$$L = 0,4 \bar{y} \left[1 - \exp \left(-\frac{\bar{y}}{A} \right) \right]$$

$$A = 26 \frac{\nu}{u_t} \left(\frac{\rho}{\rho_w} \right)^{1/2}, \quad u_t = \left(\frac{\tau_{tw}}{\rho_w} \right)^{1/2}$$

$$\tau_{tw} = \left[\left(\frac{\partial u}{\partial \bar{y}} \right)_w^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial \bar{y}} \right)_w^2 + 2 \cos \theta \left(\frac{\partial u}{\partial \bar{y}} \right)_w \left(\frac{\partial w}{\partial \bar{y}} \right)_w \right]^{1/2}$$

Во внешней области ε_m определяется следующим образом:

$$(\varepsilon_m)_0 = 0,0168 \left| \int_0^\infty (u_{te} - u_t) d\bar{y} \right|,$$

$$u_t = (u^2 + w^2 + 2 \cos \theta uw)^{1/2}$$

Переход от внутренней зоны к внешней осуществляется в точке, где выполняется условие $(\varepsilon_m)_{i,-} = (\varepsilon_m)_0$.

Для расчета системы уравнений (1.1) с граничными условиями (1.2) необходимы начальные условия и параметры течения на внешней границе пограничного слоя.

Параметры течения на внешней границе определяются методом расчета потенциального течения, рассмотренного выше. Кроме того, для интегрирования уравнений пограничного слоя необходимо рассчитать начальные данные на координатных поверхностях $x = 0$ и $z = 0$. В сечении $z = 0$ соответствующие

данные могут быть рассчитаны либо с помощью решения системы уравнений для плоскости симметрии (изолированное крыло), либо с помощью системы уравнений для скользящего крыла. Как указано в работе [92], такой расчет дает более приемлемый результат в месте сопряжения крыла с фюзеляжем, чем расчет течения в плоскости симметрии. На поверхности $x = 0$, которая соответствует линии передней кромки, течение рассчитывается с помощью решения системы уравнений для линии торможения (растекания).

1.2 Численный метод

Численное интегрирование системы (1.1) осуществляется маршевым методом [87], на основе схемы предиктор-корректор и аппроксимации в рамках работы [85]. Сначала, водится векторный потенциал для компонент скорости и система (1.1) приводится к двум уравнениям третьего порядка. Затем, согласно подходу (Keller), эти уравнения преобразуются к системе шести нелинейных дифференциальных уравнений первого порядка, численное интегрирование которых осуществляется в рамках схемы предиктор-корректор в процессе продвижения по поверхности крыла от линии растекания к задней кромке. На рисунке 1.2 показаны используемые конечно-разностные шаблоны. На шаге предиктор производные по ξ аппроксимируются односторонними разностями. Шаг предиктор осуществляется вдоль всей координатной поверхности $\xi = const$, при этом вычисляются параметры пограничного слоя в промежуточных узлах $n-1/2, m$. Далее, на шаге корректор, с использованием центрально-разностной аппроксимации производных по ξ , определяются окончательные значения параметров на слое n, m . На обоих шагах используемая разностная аппроксимация нелинейных дифференциальных уравнений приводит к блочной трех-диагональной линейной системе алгебраических уравнений (с блоками 6×6), которая решается прямым методом исключения Гаусса.

Следует отметить следующие преимущества применяемой схемы расчета пограничного слоя. Во-первых, она приводит к линейным алгебраическим

уравнениям и, следовательно, к не итерационному алгоритму. Во-вторых, поскольку область зависимости схемы предиктор-корректор достаточно большая, нет необходимости менять локальный разностный шаблон с изменением направления течения. Наконец, используемый алгоритм одинаково приспособлен, как для прямого расчёта, так и для решения обратных задач для пространственного пограничного слоя в различных постановках.

В соответствии с используемой схемой, вектор параметров пограничного слоя $\vec{\Delta}$ находится (например, на шаге корректор) из решения алгебраической системы вида:

$$[D] \vec{\Delta}_{n,m} = \vec{R} + (\partial p / \partial \xi)_{n-1/2,m} \vec{R}_\xi + (\partial p / \partial \zeta)_{n-1/2,m} \vec{R}_\zeta \quad (1.3)$$

где: $[D]$ - известная матрица; $\vec{R}, \vec{R}_\xi, \vec{R}_\zeta$ - известные вектора.

Согласно (1.3), вектор $\vec{\Delta}$ может быть представлен, в виде линейной комбинации трёх векторов

$$\vec{\Delta}_{n,m} = \vec{Y} + (\partial p / \partial \xi)_{n-1/2,m} \vec{X} + (\partial p / \partial \zeta)_{n-1/2,m} \vec{Z} \quad (1.4)$$

которые являются решениями частных задач, и могут быть определены

$$[D] \vec{Y} = \vec{R}, \quad [D] \vec{X} = \vec{R}_\xi, \quad [D] \vec{Z} = \vec{R}_\zeta$$

При этом производные давления $(\partial p / \partial \xi), (\partial p / \partial \zeta)$ в (1.4) можно рассматривать в качестве неизвестных параметров, подлежащих определению. В частности, если решается прямая задача расчёта пограничного слоя, значения этих параметров должны обеспечить заданные компоненты скорости U_e, W_e на внешней кромке пограничного слоя. Если решается обратная задача для пограничного слоя, неизвестные $(\partial p / \partial \xi), (\partial p / \partial \zeta)$ в (1.4) выбирается в соответствии с конкретной решаемой обратной задачей. Например, результирующий вектор $\vec{\Delta}_{n,m}$ должен соответствовать заданным толщинам вытеснения, либо заданным компонентам трения и.т.д.

В отличие от расчёта пограничного слоя на поверхности крыла расчет параметров в вязком следе осуществляется приближенно. Течение в сечениях вязкого следа полагается двумерным и рассчитывается интегральным методом Green [83] вдоль соответствующих координатных линий $\zeta = \text{const}$ (рисунок 1.2). Расчет параметров в сечениях следа может проводиться как в прямом режиме, при заданной проекции внешней скорости на линию $\zeta = \text{const}$, так и обратным методом, например, при заданном разрыве Δv_n нормальной скорости в следе.

Учет вытесняющего воздействия пограничного слоя. Организация вязко-невязких итераций

Согласно теории пограничного слоя второго приближения полагается, что течение может быть разбито на две зоны: внешнюю область невязкого потока и вязкую пристеночную или следовую внутреннюю область, где течение описывается уравнениями пограничного слоя. Указанные решения должны быть сращены на границе зон (внешняя кромка пограничного слоя).

В соответствии с допущениями теории пограничного слоя, течение во внешней области может быть получено расчетом полностью невязкого обтекания компоновки, но с модифицированными граничными условиями на поверхности и в следе. Эти граничные условия (скорость протекания по нормали к поверхности v_n^i , разрыв нормальной скорости в следе Δv_n^i , разрыв давления в следе Δp^i) следуют из условия сращивания и моделируют вытесняющее воздействие пограничного слоя и вязкого следа.

На поверхности крыла величина нормальной скорости протекания v_n^i определяется параметрами пограничного слоя и должна быть равна величине v_n^b :

$$v_n^b = \frac{1}{\rho_e h_1 h_2 \sin \theta} \left[\frac{\partial(\rho_e h_2 \sin \theta U_e^b \delta_\zeta^*)}{\partial \xi} + \frac{\partial(\rho_e h_1 \sin \theta W_e^b \delta_\xi^*)}{\partial \zeta} \right] \quad (1.7)$$

$\delta_\xi^*, \delta_\zeta^*$ - толщины вытеснения по координатным линиям $\zeta = \text{const}$, $\xi = \text{const}$

(Здесь и далее принято, что надстрочный индекс b относится к параметрам, соответствующим расчёту пограничного слоя, а индекс i - к параметрам расчета внешнего невязкого течения).

Поскольку расчет вязкого следа осуществляется приближенно (в двумерном приближении вдоль координатных линий ξ , (рисунок 1.3), в следе используется двумерный аналог (1.7) для перепада нормальной скорости Δv_n^i :

$$\Delta v_n^i = \Delta v_n^b = \frac{1}{\rho_e} \frac{d(\rho_e u_e^b \delta^*)}{ds}$$

Здесь: s - длина вдоль координатной линии ξ ; u_e^b - проекция скорости на внешней кромке вязкого следа на координатную линию ξ .

Эффекты, связанные с перепадом давления в вязком следе в расчёте не учитываются.

Согласно допущениям теории пограничного слоя компоненты скорости на внешней кромке пограничного слоя U_e^b, W_e^b должны совпадать с касательными компонентами скорости U_e^i, W_e^i , полученными из расчёта внешнего невязкого течения. Таким образом, в процессе вязко-невязкого расчёта должны быть обеспечены следующие условия сращивания

На поверхности крыла:	В следе:	
$v_n^i = v_n^b$	$\Delta v_n^i = \Delta v_n^b$	
$U_e^i = U_e^b$	$u_e^i = u_e^b$	(1.8)
$W_e^i = W_e^b$		

Обеспечение условий (1.8) является далеко не тривиальной проблемой, если поток отрывной или близок к отрыву. Например, хорошо известная прямая итерационная методика сращивания (когда касательная скорость, полученная из расчета внешнего течения, используется для расчета пограничного слоя прямым методом, а затем, оцененная из расчета пограничного слоя величина протекания используется в качестве граничного условия при последующем расчете внешнего течения) не применима в отрывных областях. Во-первых, в отрывных областях невозможен расчет пограничного слоя прямым методом, т.е. когда U_e^b, W_e^b заданы.

(В то же время следует отметить, что в отрывных областях сохраняется возможность расчета пограничного слоя обратным методом, когда, например, задана величина v_n^b). Во-вторых, вблизи отрыва малые изменения продольной скорости порождают очень большие изменения величины v_n , что приводит к расходимости итераций в прямой методике сращивания.

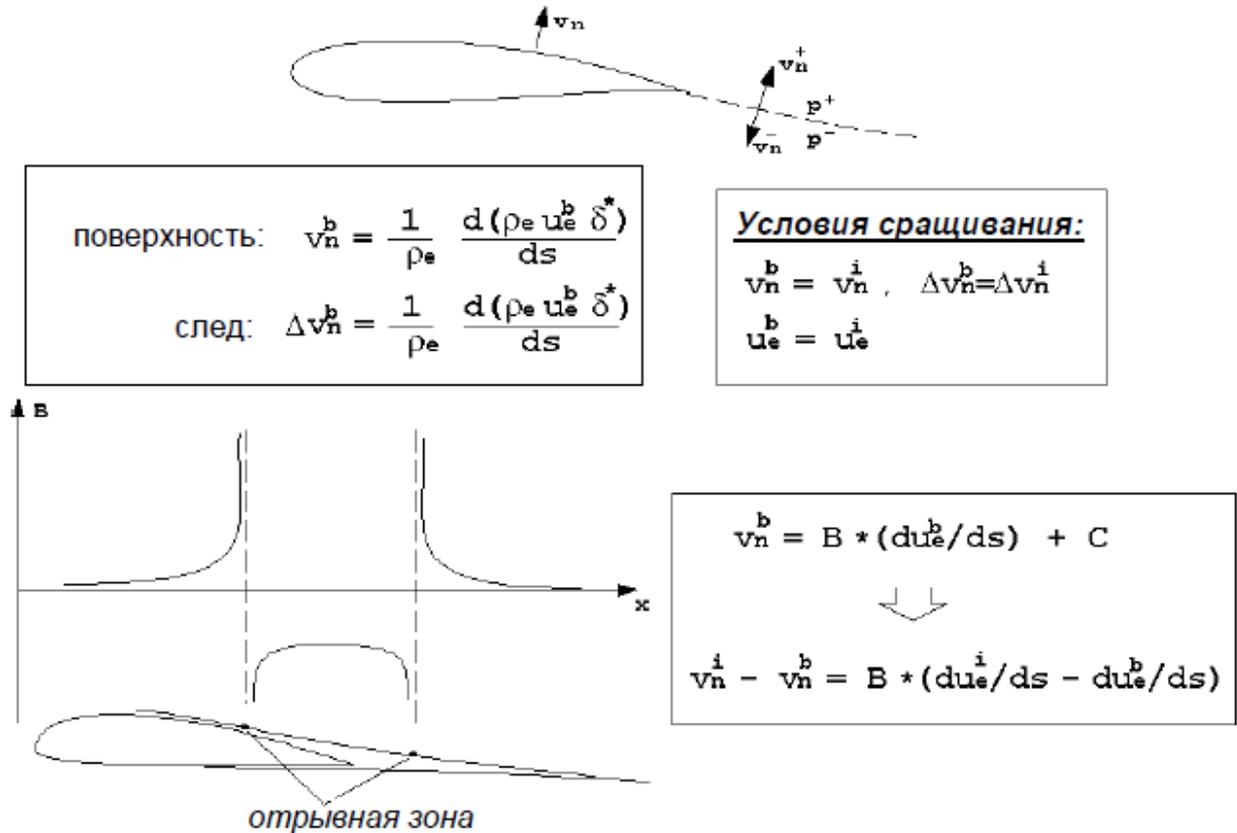


Рисунок 1.3 – Расчет пограничного слоя

Известны несколько итерационных схем сращивания пригодных для расчета отрывных течений (обратная методика сращивания, полуобратная методика и др.) [80, 81, 89, 95]. В диссертации используется квазиодновременная методика сращивания. Смысл этой методики заключается в том, что при итерации расчет внешнего течения осуществляется с учетом ожидаемой реакции пограничного слоя на текущее изменение продольной скорости на поверхности. Для этого в процессе расчета пограничного слоя рассчитываются локальные значения коэффициента

$$B(\xi, \zeta) = - \frac{\partial v_n^b}{\partial [dU_e^b / ds]}$$

(s - длина вдоль координатной линии ξ). Коэффициент B приближенно характеризует ожидаемый отклик величины v_n^b на локальное изменение производной продольной скорости на поверхности. Другими словами, можно ожидать, что с точки зрения расчета пограничного слоя, изменения в производной продольной скорости $[dU_e^b / ds - dU_e^i / ds]$ сопровождаются следующими изменениями величины нормальной скорости

$$v_n - v_n^b = - B \left[\frac{dU_e^i}{ds} - \frac{dU_e^b}{ds} \right] \quad (1.9)$$

В квазиодновременной схеме соотношение (1.9) и аналогичное соотношение для следа используются в качестве граничного условия смешанного типа на этапе расчета внешнего невязкого обтекания. При этом, фактически, при расчете внешнего течения отыскивается самосогласованное решение, отличие которого от точного определяется приближенностью соотношения (1.9).

Далее, найденные из расчета внешнего обтекания, значения v_n^i, U_e^i, W_e^i используются для последующего нового расчета параметров пограничного слоя. При этом, расчет пограничного слоя удобно проводить в режиме с заданной величиной компоненты скорости по размаху:

$$W_e^b = W_e^i \quad (1.10a)$$

и при условии

$$(U_e^b - U_e^i)^2 + (v_n^b - v_n^i)^2 = \min \quad (1.10b)$$

Условие (1.10b) фактически обеспечивает расчет пограничного слоя в прямом режиме в областях, далёких от отрыва, а в отрывных областях и областях близких к отрыву условие (1.10b) автоматически ведёт к обратному режиму расчёта пограничного слоя с заданной величиной v_n .

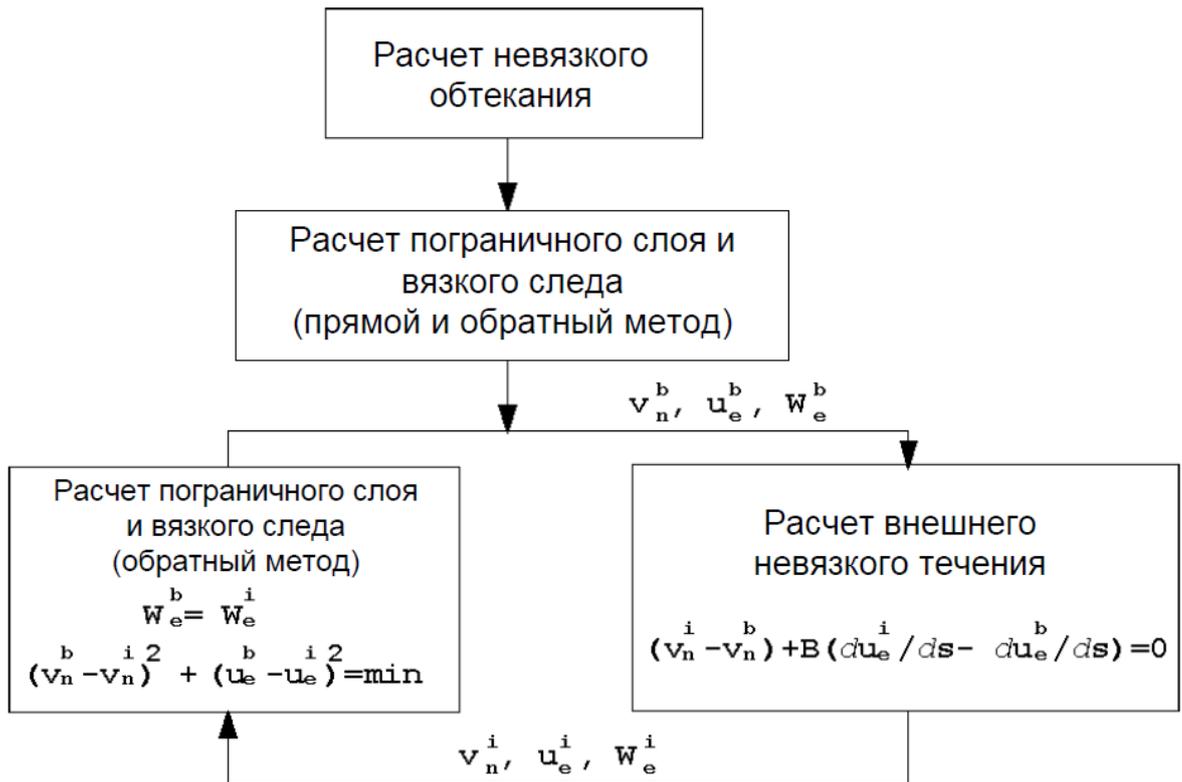


Рисунок 1.4 - Общая блок-схема расчёта вязко-невязкого взаимодействия

Общая блок-схема расчёта вязко-невязкого взаимодействия представлена на рисунке 1.4. Сначала рассчитывается невязкое обтекание компоновки. Затем проводится расчёт пограничного слоя на крыльях прямым методом в безотрывных областях и в обратном режиме (с заданным распределением трения при первом расчёте пограничного слоя) в отрывных зонах, а также рассчитывается вязкий след. В результате оцениваются значения коэффициента B и определяются скорости v_n^b, U_e^b, W_e^b (и $\Delta v_n^b, u_e^b$ в следе), соответствующие расчету пограничного слоя. Далее осуществляется расчет внешнего невязкого течения со смешанными граничными условиями (1.9) на крыле и аналогичными условиями в следе. В результате расчёта определяются значения v_n^i, U_e^i, W_e^i (и $\Delta v_n^i, u_e^i$), соответствующие внешнему обтеканию. Затем заново рассчитывается пограничный слой и вязкий след в режиме:

на поверхности крыла:	в сечениях следа:
$(U_e^b - U_e^i)^2 + (v_n^b - v_n^i)^2 = \min$	$(u_e^b - u_e^i)^2 + (\Delta v_n^b - \Delta v_n^i)^2 = \min$
$W_e^b = W_e^i$	

В результате получаются новые значения $v_n^b, U_e^b, W_e^b, \Delta v_n^b, u_e^b$ и V , соответствующие расчёту пограничного слоя, и происходит переход к новому расчёту внешнего невязкого обтекания. Итерации по указанной схеме продолжаются до тех пор, пока скорости, полученные из расчета пограничного слоя и внешнего обтекания, не станут достаточно близкими.

Полный расчет обтекания крыла с учетом вязкости включает осуществление 50 итераций потенциального расчета на каждой из трех сеток. При этом, как правило, первый раз параметры пограничного слоя определяются после 10–15 итераций на средней сетке. Далее расчет пограничного слоя повторяется через каждые 15–20 итераций, при этом скорости v_n и углы схода вихревой пелены переопределяются. При переходе на более мелкую сетку для расчета потенциального обтекания соответственно измельчается сетка для расчета параметров пограничного слоя.

Расчет течения около многоэлементной конфигурации осуществляется с использованием набора пересекающихся расчетных сеток, технология Химера. Каждая расчетная сетка генерируется около своего элемента компоновки практически независимо от других её элементов. При расчете обтекания численное интегрирование уравнений движения осуществляется попеременно на каждой из расчетных сеток с обменом информацией между ними. Здесь предполагается, что необходимые граничные значения параметров потока на границе текущей сетки могут быть получены интерполяцией параметров потока, полученных на сетках соседних элементов. Ключевым преимуществом подхода Химера является то, что он позволяет избежать крайне трудоемкую проблему генерации единой расчетной сетки около многоэлементной пространственной конфигурации.

Полный расчет обтекания крыла с учетом влияния вязкости, включая 5–6-кратный расчет параметров пограничного слоя, требует порядка 5 минут на современных персональных ЭВМ с процессором типа Intel I7.

На основании описанной выше методики была создана программа по расчету основных аэродинамических характеристик транспортных самолетов.

Программа предназначена для оценки аэродинамических характеристик трансзвукового обтекания комбинации крыло+фюзеляж и более сложных компоновок, включая характеристики, связанные с эффектом вязкости на крыле (сопротивление трения, профильное сопротивление и т.д.). Она позволяет рассчитывать и анализировать тонкие отрывные зоны и определять место зарождения отрыва, что имеет важное значение при практическом проектировании. Программа разработана на основе итерационного алгоритма вязко-невязкого взаимодействия в рамках теории пограничного слоя. Расчет внешнего обтекания осуществляется путем численного интегрирования консервативной формы полного уравнения для потенциала с приближенным учетом неизентропического потока на скачках уплотнения. Используемая разностная схема (Ошеровского типа) может быть первого или второго порядка точности в сверхзвуковых областях. Решение результирующей системы разностных уравнений осуществляется на основе алгоритма приближенной факторизации. Расчет сжимаемого ламинарного и турбулентного пограничных слоев на поверхности крыла осуществляется путем конечно-разностного решения полной системы уравнений пространственного пограничного слоя. Используется либо алгебраическая модель турбулентной вязкости Cebeci-Smith, либо неравновесная модель Spallart-Almarès. В отрывных областях и областях, близких к отрыву, расчет пограничного слоя проводится обратным методом. Вязкий след рассчитывается интегральным методом в рамках гипотезы плоских сечений. Вытесняющий эффект пограничного слоя и вязкого слоя на внешнее течение моделируется соответствующим изменением граничных условий на поверхности крыла. Сращивание внешнего невязкого течения (внешнее обтекание) и вязкого течения (пограничный слой, вязкий след) осуществляется на основе квазиодновременного алгоритма. Согласно этой методике, расчет внешнего невязкого потока производится с учетом ожидаемой реакции пограничного слоя на получаемое изменение распределения скорости на поверхности компоновки. Применение квазиодновременной методики обеспечивает быструю сходимость

вязко-невязких итераций, как на безотрывных режимах, так и на режимах умеренных отрывов.

1.3 Примеры расчета основных аэродинамических характеристик

С помощью, описанной выше программы были выполнены подробные многопараметрические исследования обтекания модели пассажирского самолета со стреловидным крылом составленным из сверхкритических профилей при значениях чисел Маха $M=0.75, 0.78, 0.8, 0.82$, соответствующих режимам крейсерского полета самолета и числах Рейнольдса $Re=3, 9$ и 15 млн. соответствующих экспериментальным значениям в аэродинамических трубах и условию натурального полета самолета при значениях угла атаки α от 0 до значений, соответствующих режиму начала бафтинга ($\alpha \approx 5^\circ$). Также были проведены расчетные исследования по определению погрешности вычисления аэродинамических характеристик. Для выполнения этой задачи были проведены расчеты на трех различных сетках. Расчет проводился при фиксированном положении точки перехода $X_{tr}=1\%$ на верхней и нижней поверхности крыла.

1.4 Определение точности математического аппарата

С целью получения результатов второго порядка точности были выполнены исследования на трех дополнительных вариантах сеток. Метод построения сеток подробно изложен в 2.2.

Базовый расчет (вариант 2) выполнен на сетке с параметрами: $201*25*40$ с общим числом узлов для расчета невязкого течения 201000. ($120*15$ узлов на поверхности крыла и $170*25$ узлов на поверхности фюзеляжа). Для расчета пограничного слоя использовалась сетка, совпадающая с сеткой для невязкого расчета на поверхности крыла и имеющих порядка 40 узлов по нормали к поверхности ($120*15*40$ узлов).

Вариант 1 с параметрами: $100*12*20$ с общим числом узлов для расчета невязкого течения 100000. ($600*30$ узлов на поверхности крыла и $340*50$ узлов на поверхности фюзеляжа). Для расчета пограничного слоя использовалась сетка, совпадающая с сеткой для невязкого расчета на поверхности крыла и имеющих порядка 80 узлов по нормали к поверхности ($240*30*80$ узлов).

Вариант 3 с параметрами: $402*50*80$ с общим числом узлов для расчета невязкого течения 402000. ($240*30$ узлов на поверхности крыла и $340*50$ узлов на поверхности фюзеляжа). Для расчета пограничного слоя использовалась сетка, совпадающая с сеткой для невязкого расчета на поверхности крыла и порядка 80 узлов по нормали к поверхности ($240*30*80$ узлов).

На рисунках 1.5–1.8 приведены результаты расчетных исследований для трех вариантов сеток. Видно, что при расчете для значения угла атаки $\alpha=2^\circ$, соответствующему крейсерскому режиму полета картины обтекания верхней поверхности крыла практически одинаковы. При значении угла атаки $\alpha=3^\circ$ на сетке с наименьшим числом узлов картина обтекания безотрывная хотя при расчете с большим количеством узлов можно видеть формирования скачка и области отрыва. При значении угла атаки $\alpha=3.8^\circ$ эта различие становится более значимым как по величине зоны отрыва, так и по ее интенсивности.

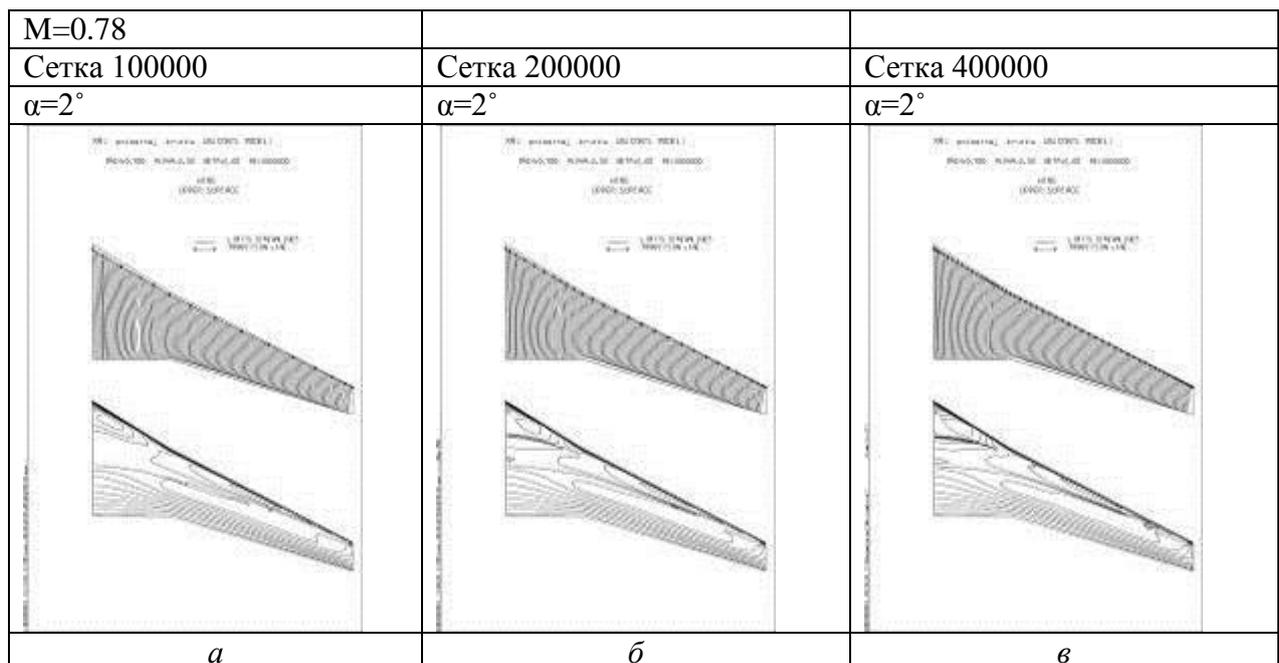


Рисунок 1.5, *a-в* – Примеры обтекания верхней поверхности крыла

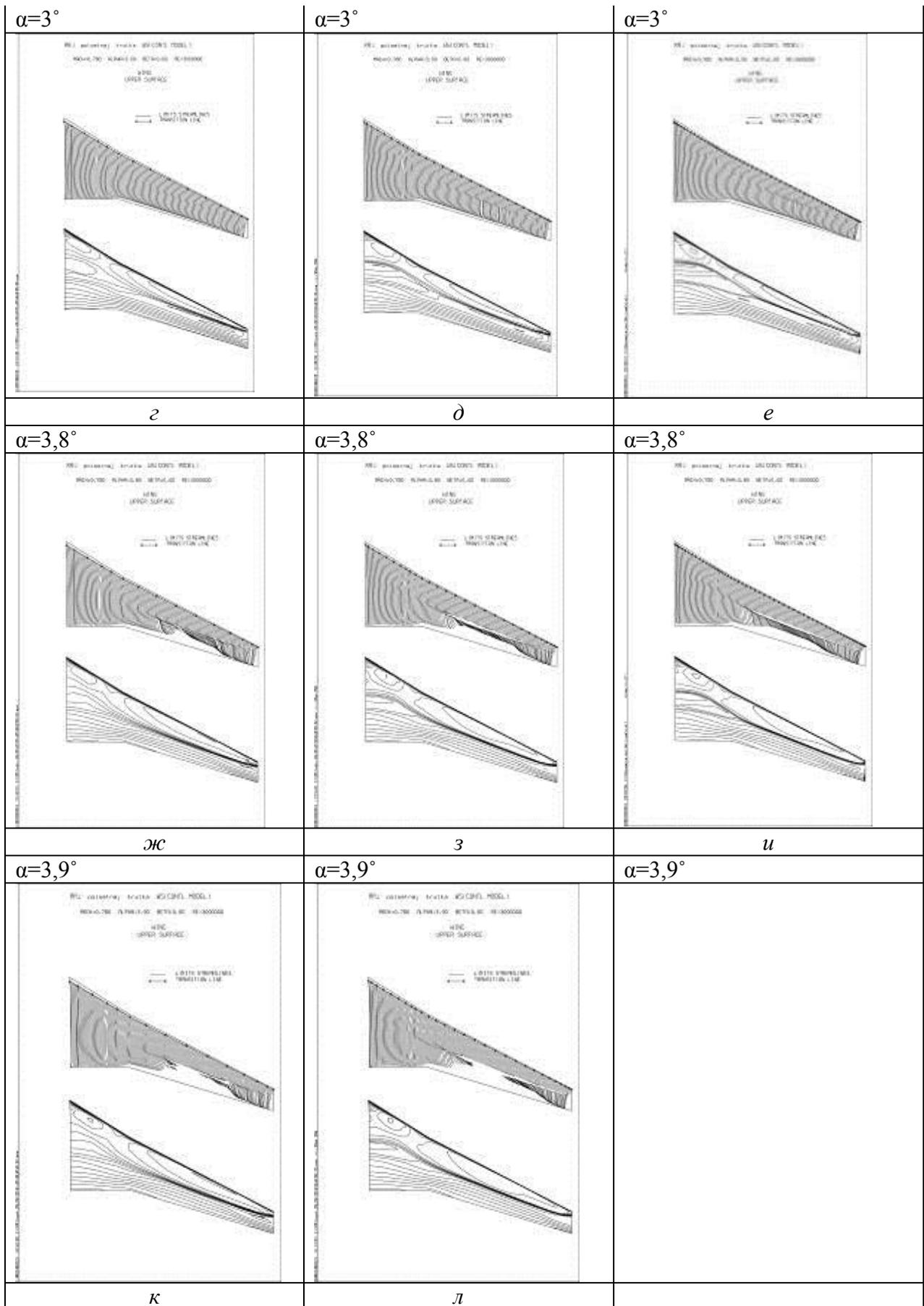
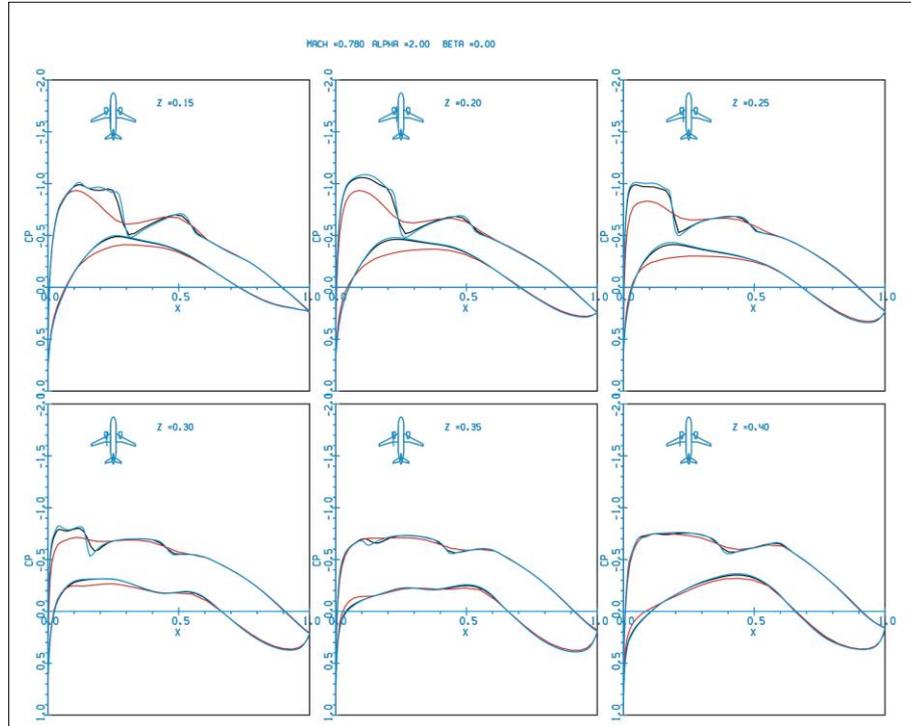
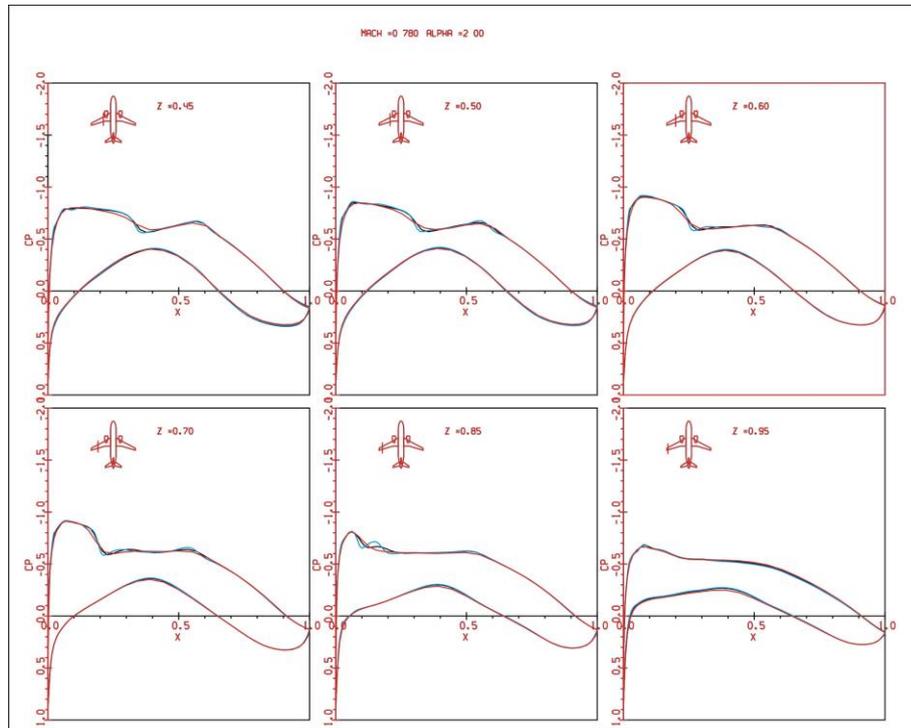


Рисунок 1.5, z-л – Примеры обтекания верхней поверхности крыла

На графиках распределения давления C_p по размаху крыла видна существенная разница между самой «грубой» сеткой и сетками с большим количеством узлов, рисунок 1.6. Исходя из этого можно предположить, что значения коэффициентов подъемной силы C_y тоже будут существенно отличаться при использовании грубой и более мелкими сетками.

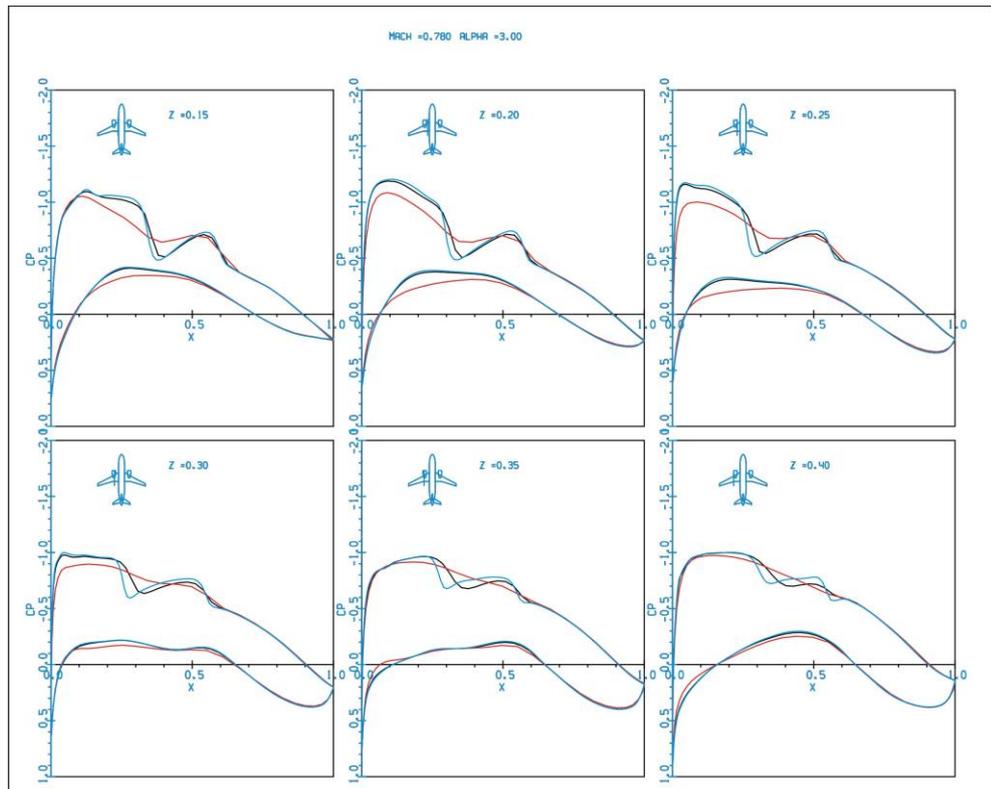


a

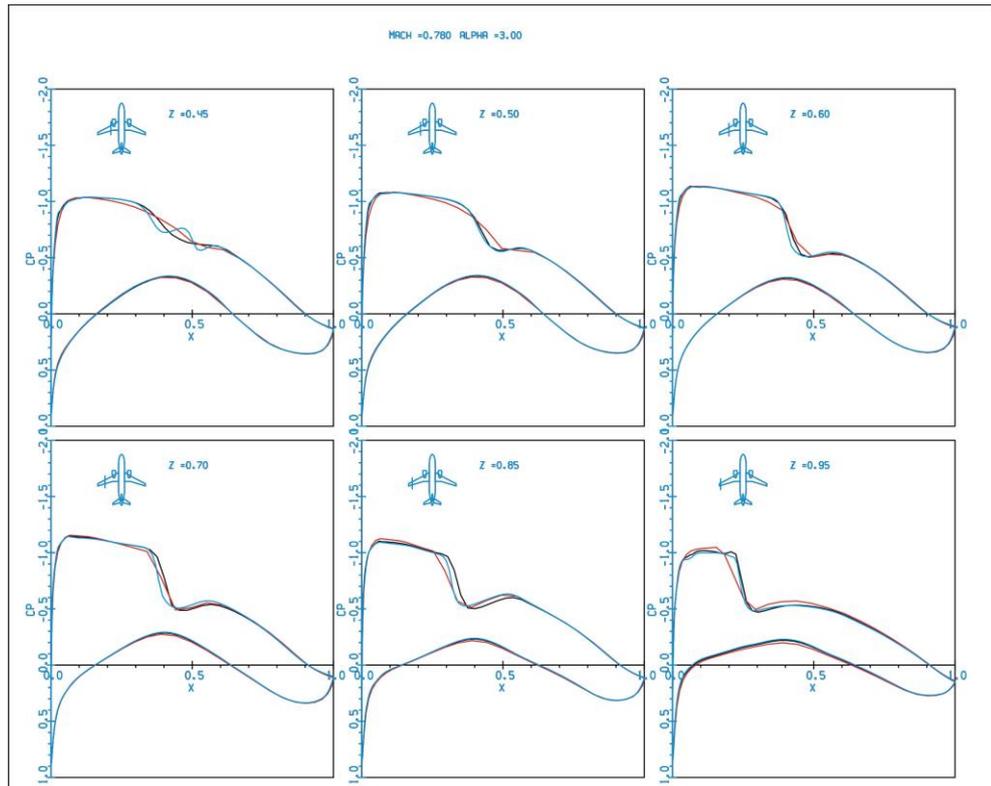


б

Рисунок 1.6, *a-б* – Распределения давления C_p по размаху крыла



6



2

Рисунок 1.6, в-г – Распределения давления C_p по размаху крыла

На рисунке 1.7 приведено сравнение расчетных и экспериментальных данных для числа Маха $M=0.8$ и угла атаки $\alpha=3.1$. Имеет место

удовлетворительное согласование расчетных и экспериментальных данных при расчете на подробных сетках.

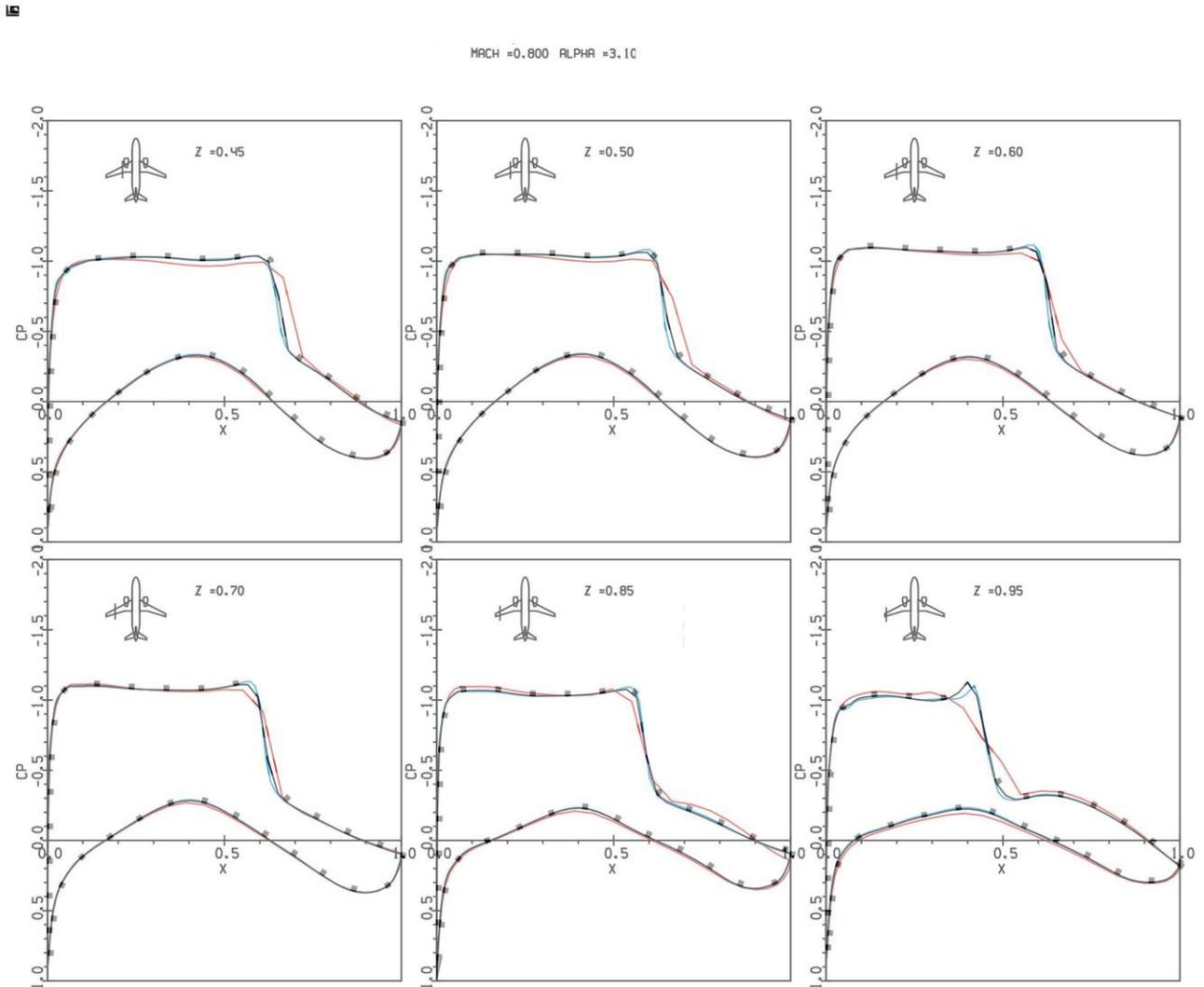


Рисунок 1.7 – Сравнение расчетных и экспериментальных результатов
 – расчет на базовой сетке
 — расчет на удвоенной сетке
 — расчет на грубой сетке
 • эксперимент

На рисунке 1.8 приведено сравнение коэффициентов подъемной силы C_u при значении числа Маха $M=0.8$ и угле атаки $\alpha=1$ и двух значения числа Re 9 и 15 млн.. Так же имеет место удовлетворительная сходимость между двумя подробными сетками, в менее 1 % и существенное отличие между «грубой» и базовыми сетками, более чем на 2 %.

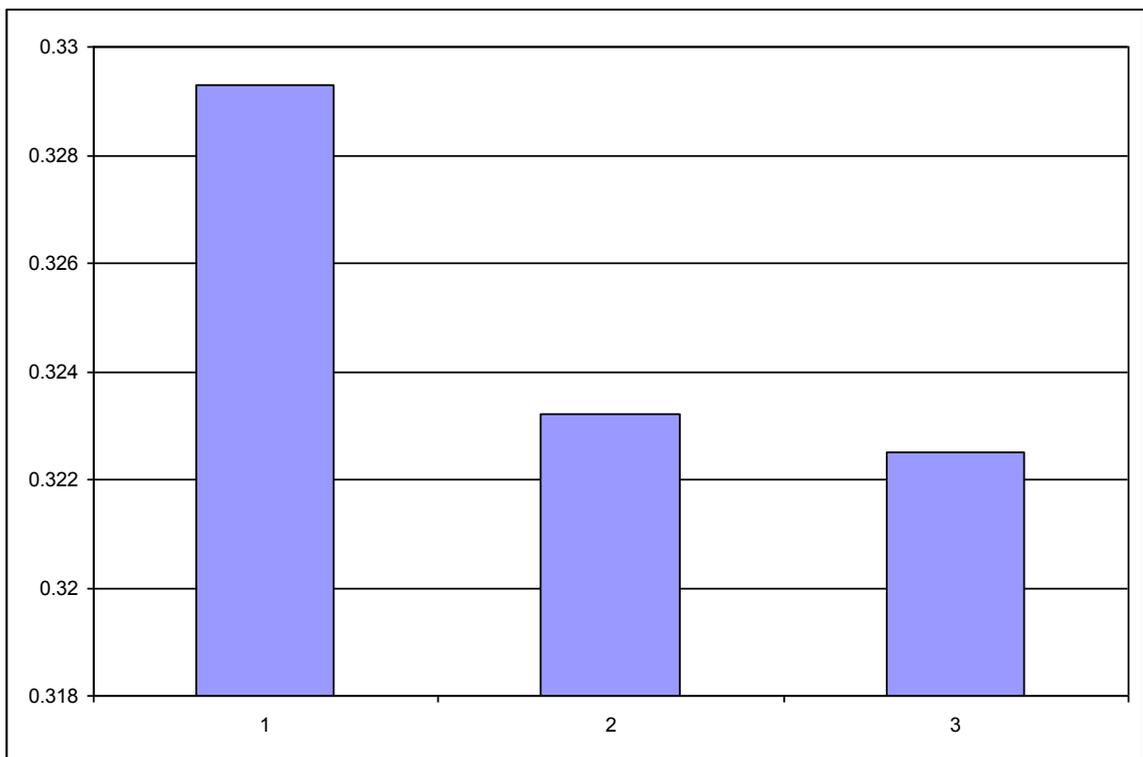
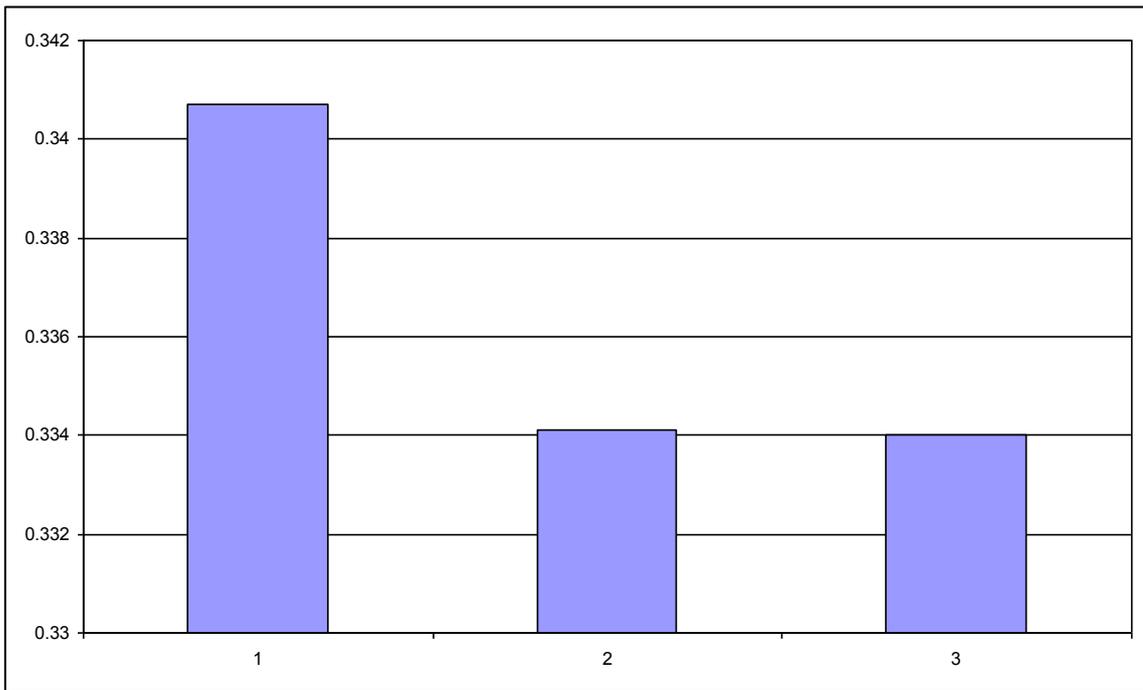


Рисунок 1.8 – Сравнение коэффициентов подъемной силы C_L при значении числа Маха $M=0.8$

1 – сетка 100000 узлов для невязкого расчета

2 - сетка 100000 узлов для невязкого расчета

3 – сетка 100000 узлов для невязкого расчета

1.5 Выводы к главе 1

Дана математическая постановка задачи и способы ее решения с использованием итерационного алгоритма трансзвукового вязко-невязкого взаимодействия на основе теории пограничного слоя второго приближения.

Показано что использованный алгоритм расчета позволяет рассчитывать основные аэродинамические коэффициенты для оценки аэродинамических характеристик трансзвукового обтекания комбинации крыло+фюзеляж и более сложных компоновок, включая характеристики, связанные с эффектом вязкости на крыле (сопротивление трения, профильное сопротивление и т.д.)

Выполнены численные исследования компоновки ближнесреднемагистрального самолета при различных числах Маха M , Рейнольдса Re , в широком диапазоне значений углов атаки α ($\alpha \leq 4$).

Выполнено определение порядка точности использованного метода расчета. На модели выполнен расчет с использованием трех вариантов «сеток». Получена удовлетворительная сходимость между подробными вариантами сеток. Различие в значениях коэффициента угла атаки α менее 1 %. Для «грубой» сетки различие с подробными сетками составляет более 2 %.

На основании приведенных результатов можно сделать вывод о возможности использования приведенного численного алгоритма для исследования особенности развития трехмерного отрыва пограничного слоя на стреловидных крыльях и расчета основных аэродинамических характеристик на предварительном этапе проектирования дозвуковых летательных аппаратов, в том числе, из сверхкритических профилей.

Глава 2 Расчетное определение начала бафтинга

В данной главе представлены результаты расчетных исследований по определению особенностей обтекания стреловидных крыльев и численная методика определения начала бафтинга и основные результаты численных исследований.

Для определения величины начала бафтинга крыла магистрального самолета сначала выполняется расчет компоновки при угла атаки α с шагом $\Delta\alpha=0.5^\circ$ до тех пор, пока программа позволяет выполнять расчет. После этого, для определения начала нелинейного участка кривой $C_y=f(\alpha)$ необходимо проводить расчеты с малым шагом $\Delta\alpha=0.1^\circ$, вновь до тех пор, пока программа позволяет выполнять □□.

При этом рассчитываются основные аэродинамические характеристики и распределение давления в сечениях крыла.

2.1 Описание методики определения границы начала бафтинга на предварительном этапе проектирования летательных аппаратов

Определение начала бафтинга по анализа зависимости $C_y=C_y(\alpha)$ (Метод 1)

Численный метод, по которому проводились расчеты, не позволяет вычислять режимы полета с протяженными зонами отрыва [22]. Для определения величины начала бафтинга крыла магистрального самолета сначала выполняется расчет характеристик компоновки при угла атаки α с шагом $\Delta\alpha=0.5^\circ$ до тех пор, пока программа позволяет выполнять расчет. После этого, для определения начала нелинейного участка кривой $C_y=f(\alpha)$ необходимо проводить расчеты с малым шагом $\Delta\alpha=0.1^\circ$, вновь до тех пор, пока программа позволяет выполнять расчет. Значения величин $C_{y_{\text{баф}}}$ и $\alpha_{\text{баф}}$ определяются по пересечению кривой $C_y=f(\alpha)$ и линии, полученной путем параллельного переноса линейного участка

кривой $C_y=f(\alpha)$ со смещением на $\Delta C_{y_{lin}}=f_{lin}(\alpha+0.1)$. Данная точка определяет начало бафтинга на графике $C_y=f(\alpha)$, (рисунок 2.1).

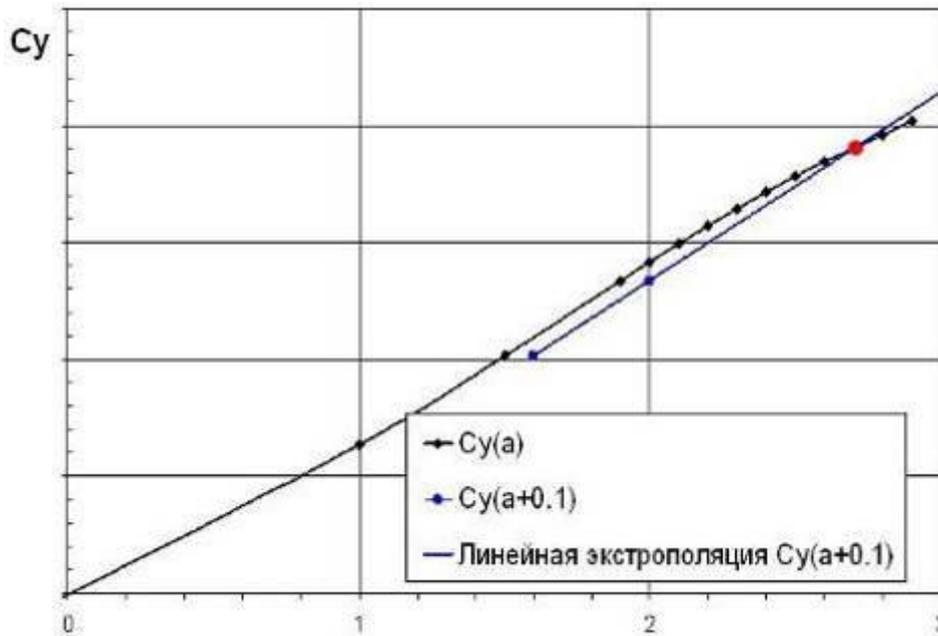


Рисунок 2.1 – Пример определения границы начала бафтинга по анализу кривой $C_y(\alpha)$

Определение начала бафтинга на основе анализа топологии картины предельных линий тока на верхней поверхности крыла (метод 2).

На трансзвуковых режимах с увеличением угла атаки растет интенсивность скачка уплотнения. На верхней поверхности крыла на угле атаки, выше определенного значения, появляется замкнутая отрывная зона, индуцированная скачком уплотнения. Одновременно отрывная зона развивается в окрестности задней кромки. Такое состояние пограничного слоя показано на рисунке 2.2, для угла атаки $\alpha=5.1^\circ$. С увеличением угла атаки линия присоединения замкнутой отрывной зоны смещается к задней кромке, а линия отрыва незамкнутой отрывной зоны у задней кромки смещается вперед в направлении к скачку. А когда, угол атаки достигает некоторого значения, обе отрывные зоны смыкаются. Предполагается, что с этого момента состояние пограничного слоя переходит в нестационарное, и значение этого угла атаки и величина C_y определяет начало бафтинга.

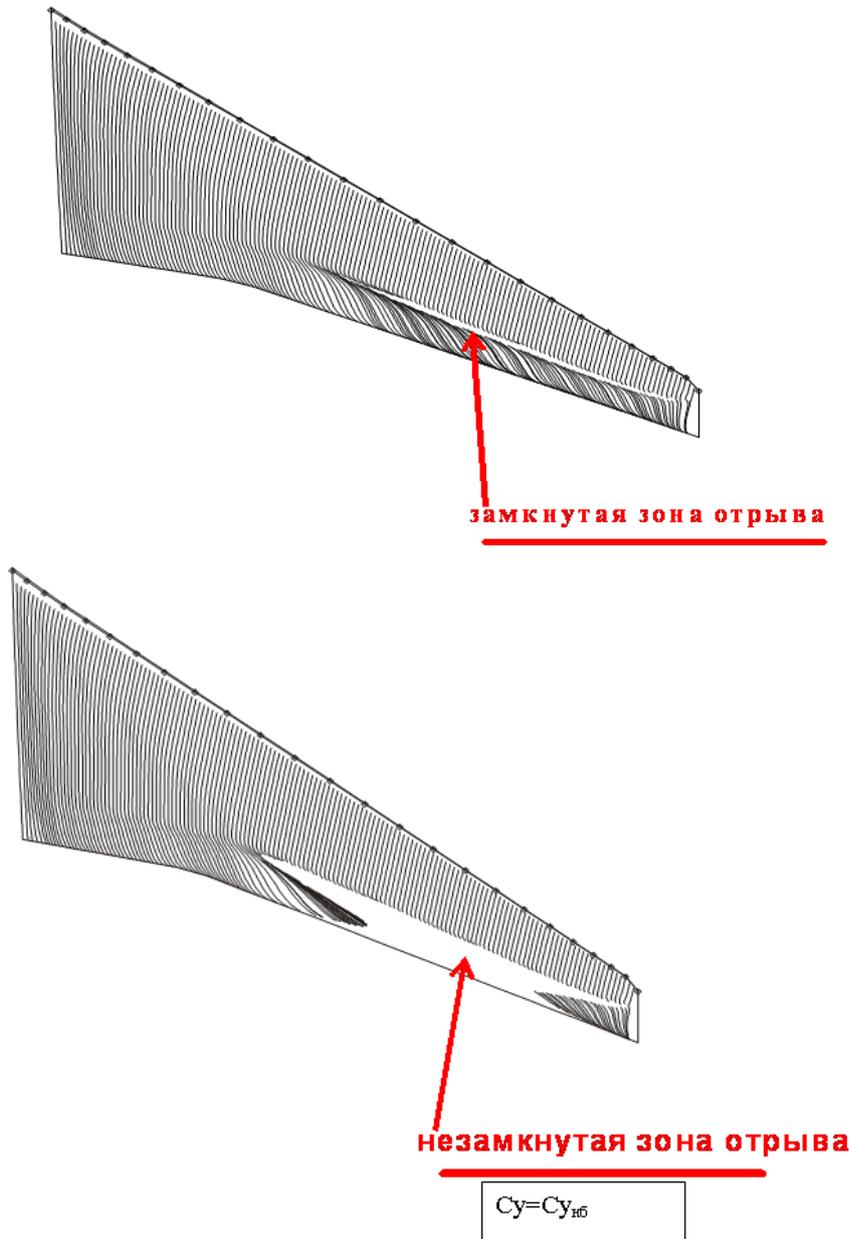


Рисунок 2.2 – Пример определения границы начала бафтинга по анализу картины обтекания верхней поверхности крыла

На рисунке 2.3 приведены картины предельных линий тока на верхней поверхности на двух углах атаки (шаг $\Delta\alpha=0.1^\circ$) для чисел Маха $M=0.78$ и 0.8 .

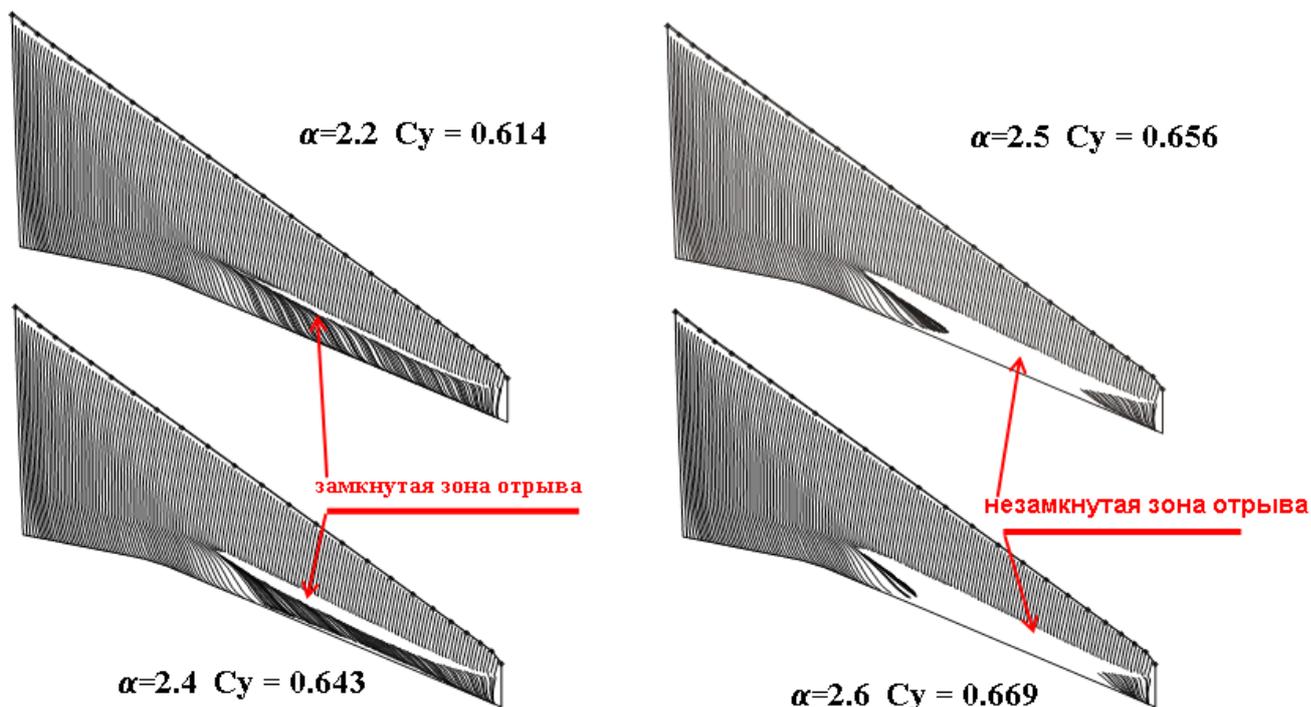


Рисунок 2.3 - Картины предельных линий тока на верхней поверхности

Первый угол атаки соответствует режиму, где существует замкнутая отрывная зона за скачком уплотнения. Второй угол атаки соответствует режиму, где впервые, с увеличением угла атаки появляется незамкнутая отрывная зона. В соответствии с высказанным выше предположением, считается, что промежуточный угол атаки (и соответствующий ему C_y) определяет начало бафтинга для этого числа M .

Определение начала бафтинга по методу изменения коэффициента трения $S_{хтр}$ (Метод 3)

Проведены численные исследования модели пассажирского самолета со стреловидным крылом по программе транзвукового обтекания. По полученным результатам выполнили определения начал бафтинга путем анализа изменения коэффициента трения $S_{хтр}$ на крыле. Процедура включает в себя три основных этапа.

На первом этапе проводилось определение «базового» угла атаки α . На этом угле атаки величина коэффициента трения за скачком уплотнения первый раз становится равной нулю. Это происходит в характерном сечении по размаху. Положение характерного сечения выбирается из анализа распределения

коэффициентов трения и давления на верхней поверхности крыла. Для рассматриваемой конфигурации характерное сечение расположено на 60% по размаху крыла, (рисунок 2.4).

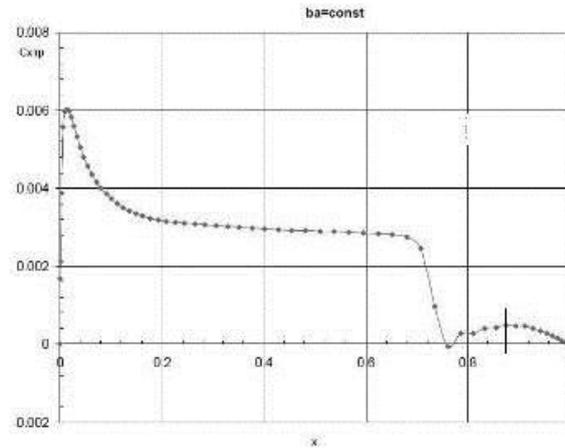
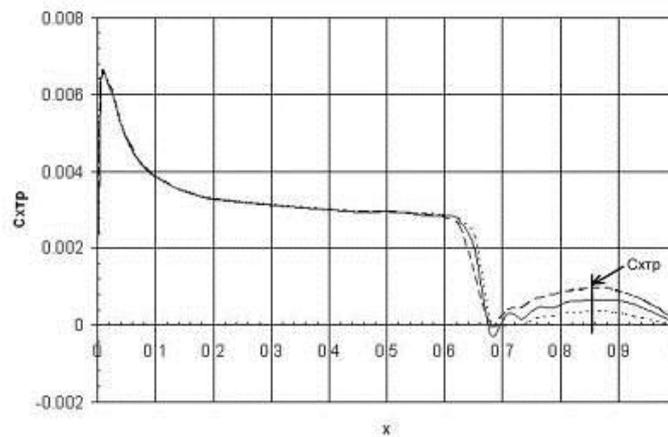


Рисунок 2.4 – Базовое распределение коэффициента трения в сечении по хорде крыла

На втором этапе проводится расчет параметров течения и основных аэродинамических коэффициентов для угла атаки α , увеличенного или уменьшенного на 0.1° относительно величины полученного на первом этапе «базового» угла атаки, рисунок 2.5. По результатам этих расчетов определялись максимальное значение величины коэффициента трения в области за скачком уплотнения $C_{xтр}$.



--- угол -0.1°

..... базовый угол

- . - . - . угол $+0.1^\circ$

Рисунок 2.5 - Пример определения целевой функции

На третьем этапе строится зависимость изменения величины коэффициента трения $S_{хтрмах}$ от угла атаки $S_{хтр}(\alpha)$. Определяется угол атаки, при котором значение величины сопротивления трения за скачком уплотнения $S_{хтрмах}$ равно нулю, (рисунок 2.6). Этот угол атаки принимается в качестве угла начала бафтинга “ α_{buf} ”.

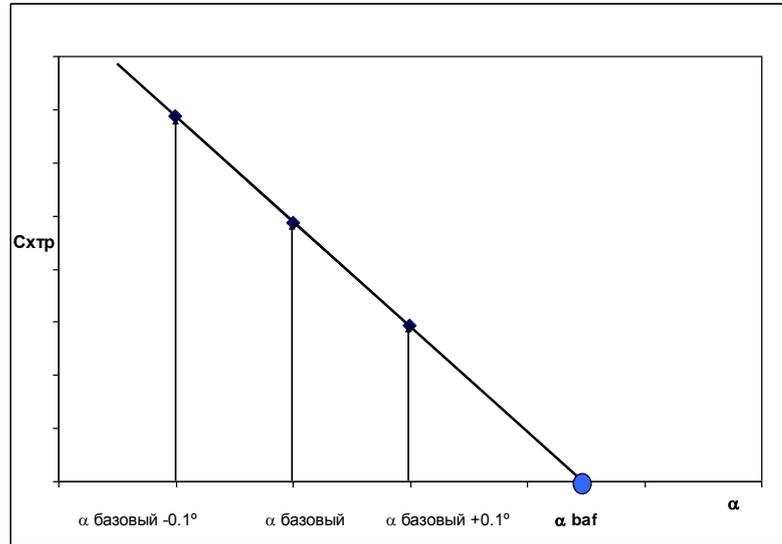


Рисунок 2.6 – Пример определения угла атаки α бафтинга

Далее, используя экстраполяцию зависимости $S_y(\alpha)$ до значения “ α_{buf} ” можно определить значение величины коэффициента подъемной силы, близкой к началу бафтинга (рисунок 2.7).

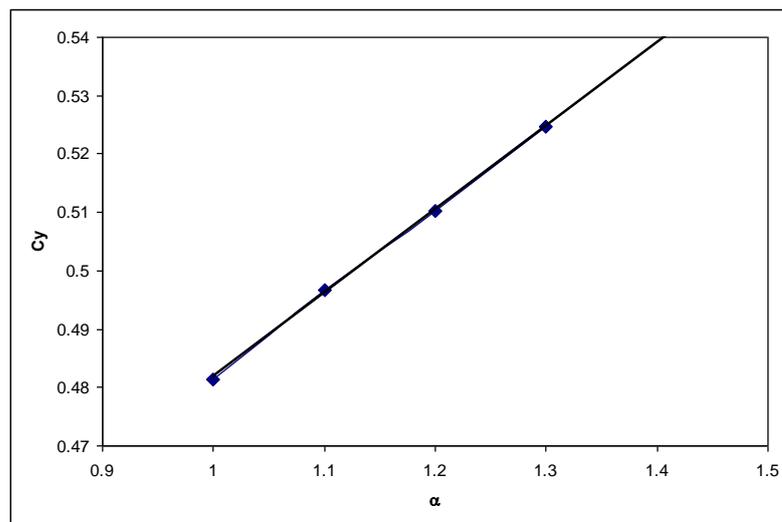


Рисунок 2.7 – Пример определения S_y бафтинга

2.2 Расчетное определение начала бафтинга для компоновки пассажирского самолета со стреловидным крылом

Описанный в главе 1 расчетный метод предназначен для оценки аэродинамических характеристик трансзвукового обтекания комбинации крыло+фюзеляж и более сложных компоновок, включая расчет характеристик, связанные с эффектом вязкости на крыле (сопротивление трения, профильное сопротивление и т.д.). Она позволяет рассчитывать и анализировать тонкие отрывные зоны и определять место зарождения отрыва, что имеет важное значение при практическом проектировании. Программа разработана на основе итерационного алгоритма вязко-невязкого взаимодействия в рамках теории пограничного слоя.

2.2.1 Геометрия и расчетная сетка

Исследуемая геометрия

Расчет проводится для самолета с типичной для пассажирского магистрального самолета схемой со стреловидным низкорасположенным крылом большого удлинения и хвостовым оперением нормальной схемы. Самолет оснащен двумя турбореактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом. Поперечное сечение фюзеляжа – круг с диаметром 3.5 м. Самолет имеет, стреловидность крыла по линии четверти хорд $\chi_{1/4} = 25^\circ$, удлинение трапеции $\lambda = 9.8$, сужение трапеции $\eta = 3.25$, площадь базовой трапеции крыла составляет $S_{кр\text{трап}} = 70\text{м}^2$, крыло выполнено с небольшим наплывом по передней кромке и с развитым задним наплывом, фюзеляж имеет круглое поперечное сечение с относительной площадью миделя фюзеляжа $S_f = 13.1\%$, удлинение фюзеляжа составляет $\lambda_f = 7.74$, горизонтальное оперение палубного типа $\bar{S}_{го} = 24,8\%$, стреловидность ГО по передней кромке 34° , удлинение $\lambda_{го} = 5.15$, стреловидность ВО по передней кромке 40° , $\bar{S}_{во} = 23.1\%$, $\bar{S}_{мг} = 7\%$.

Проведены расчетные исследования полной компоновки самолета. Расчетная схема модели приведена на рисунке 2.8

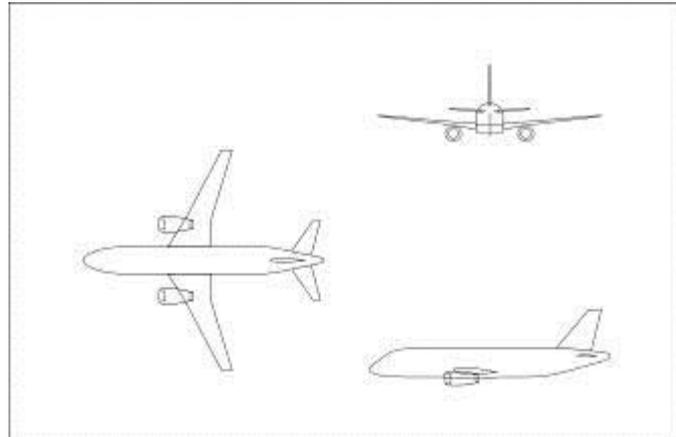


Рисунок 2.8 – Расчетная компоновка модели

Расчетная сетка

Согласно технологии, Химера расчет течения около многоэлементной конфигурации осуществляется с использованием набора пересекающихся расчетных сеток каждая, из которых генерируется около своего элемента компоновки практически независимо от других её элементов. При расчете обтекания численное интегрирование уравнений движения осуществляется попеременно на каждой из расчетных сеток с обменом информацией между ними. При этом предполагается, что необходимые граничные значения параметров потока на границе текущей сетки могут быть получены интерполяцией параметров потока, полученных на сетках соседних элементов. Ключевым преимуществом подхода Химера является то, что он позволяет избежать крайне трудоемкую проблему генерации единой расчетной сетки около многоэлементной пространственной конфигурации.

Структура используемых в диссертации расчетных сеток для фюзеляжа, крыльев и мотогондол иллюстрируется на рисунке 2.9. Сетки по своей топологии достаточно простые и генерируются программой автоматически на основе алгебраических методик. Сетка фюзеляжа является в определенном смысле основной, она покрывает всю область расчета течения (левое полупространство, если режим без скольжения, или одновременно левое и правое полупространства,

если рассматривается обтекание со скольжением). Расчетные сетки для крыльев и мотогондол имеют топологический тип С и погружены в сетку фюзеляжа. Сетки крыльев примыкают к поверхности фюзеляжа. Основные физические размеры сеток для элементов задаются в файле исходных данных. Так же имеются возможности управлять распределением узлов сеток для обеспечения, например, необходимого их сгущения в областях больших градиентов параметров потока.

Поскольку расчетная сетка для одного элемента компоновки генерируется в целом независимо от присутствия других элементов, то она может пересекать другие соседние элементы компоновки, как показано на рисунке 2.9. При этом ячейки сетки, пересекающие другие элементы, трактуются как фиктивные ячейки и исключаются из расчетной области, образуя внутренние фиктивные зоны для данной расчетной сетки. Грани ячеек, примыкающих к фиктивным зонам, формируют, так называемые, внутренние границы расчетной области, охватывающие фиктивные зоны. Таким образом, для расчета течения на данной сетке необходимы не только граничные значения на внешних границах сетки, но и граничные значения параметров потока на внутренних границах. Предполагается, что внутренние границы (как и внешние границы) сетки данного элемента погружены в расчетную область сеток соседних элементов и, следовательно, необходимые граничные значения могут быть заданы соответствующей интерполяцией параметров потока, рассчитанных на сетках соседних элементов компоновки.

Таким образом, после генерации расчетных сеток и перед началом расчета течения в программе осуществляется необходимая процедура анализа сеточных узлов. В процессе этого программа идентифицирует фиктивные ячейки и узлы, а так же узлы, принадлежащие внутренним и внешним границам для сетки элемента. Затем определяются “адреса” этих граничных узлов в сетках соседних элементов. Эти “адреса” запоминаются и в дальнейшем в процессе попеременного расчета течения на каждой из сеток используются для перезадавания необходимых граничных значений параметров потока путем интерполяции с соответствующих сеток соседних элементов.

Если элементы компоновки расположены достаточно близко друг к другу, то вероятна ситуация, когда узел, принадлежащий внутренней сеточной границе одного элемента, оказывается внутри фиктивных областей сеток всех соседних элементов. В этом случае интерполяция необходимых граничных значений невозможна, и соответственно программа останавливается на этапе анализа сеточных узлов. Как правило, ситуация может быть исправлена модификацией задаваемых сеточных параметров, например, генерацией более сгущенных в соответствующих зонах сеток.

На первом этапе расчеты выполнены на типовой сетке, применяемой для расчета аэродинамических характеристик на предварительном этапе проектирования $201 \times 25 \times 40$ с общим числом узлов для расчета невязкого течения 201000. (120×15 узлов на поверхности крыла и 170×25 узлов на поверхности фюзеляжа). Для расчета пограничного слоя использовалась сетка, совпадающая с сеткой для невязкого расчета на поверхности крыла и порядка 40 узлов по нормали к поверхности ($120 \times 15 \times 40$ узлов). На рисунках 2.10, 2.11 приведен пример построения расчетной сетки на крыле и хвостовом оперении.

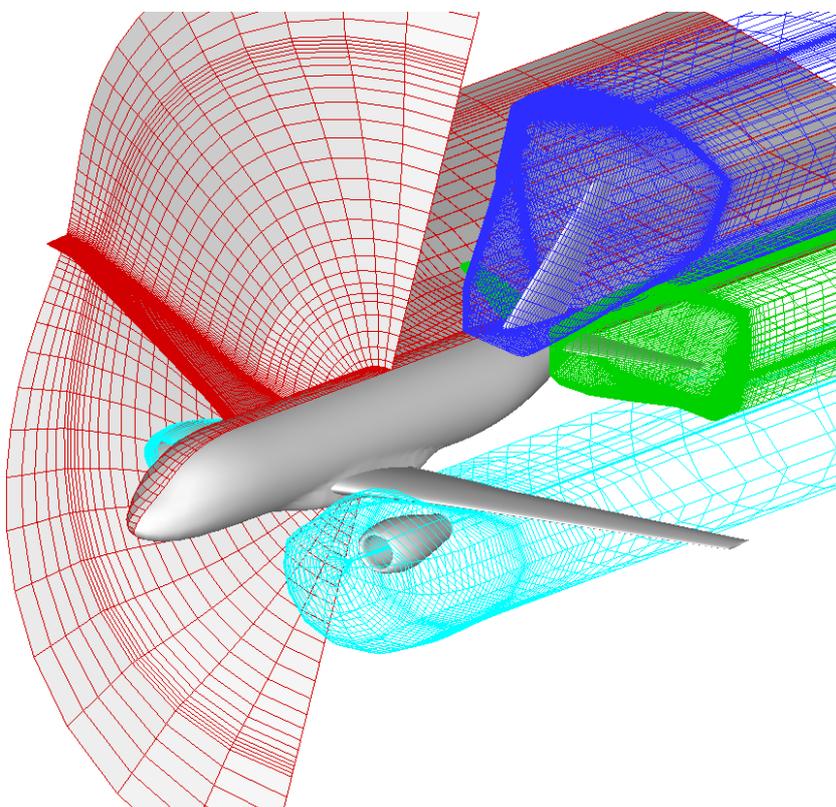


Рисунок 2.9 – Пример построения сеток на элементах модели

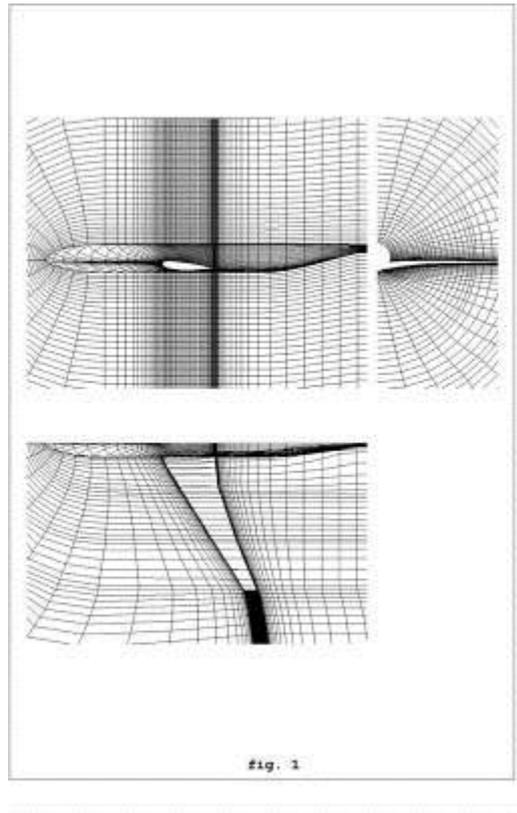


Рисунок 2.10 – Пример построения расчетной сетки на крыле и фюзеляже

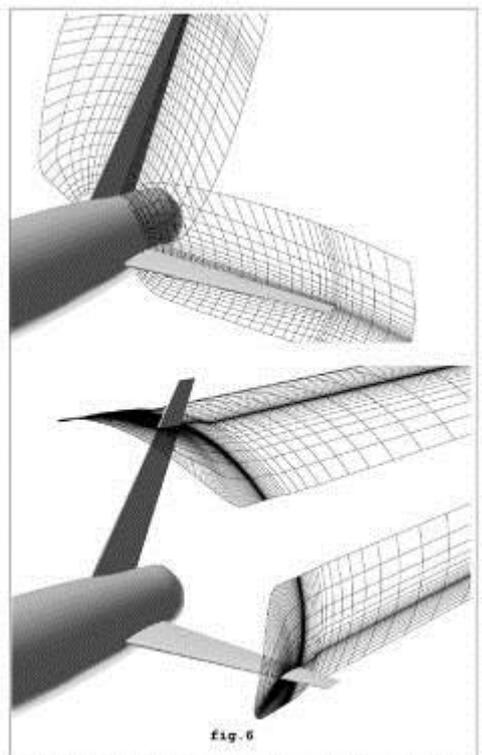


Рисунок 2.11 – Пример построения расчетной сетки на хвостовом оперении

2.2.2 Результаты численного решения

По результатам проведенных расчетов на основании описанных выше методов определения начала бафтинга были получены графические и численные зависимости изменения C_u в исследованном диапазоне чисел Маха M . Ниже приведены примеры результатов расчетов.

Результаты обтекания верхней поверхности крыла при значении числа Маха $M = 0.78, 0.8$, и 0.82 при значении числа Рейнольдса $Re=9$ млн приведены на рисунке 2.12

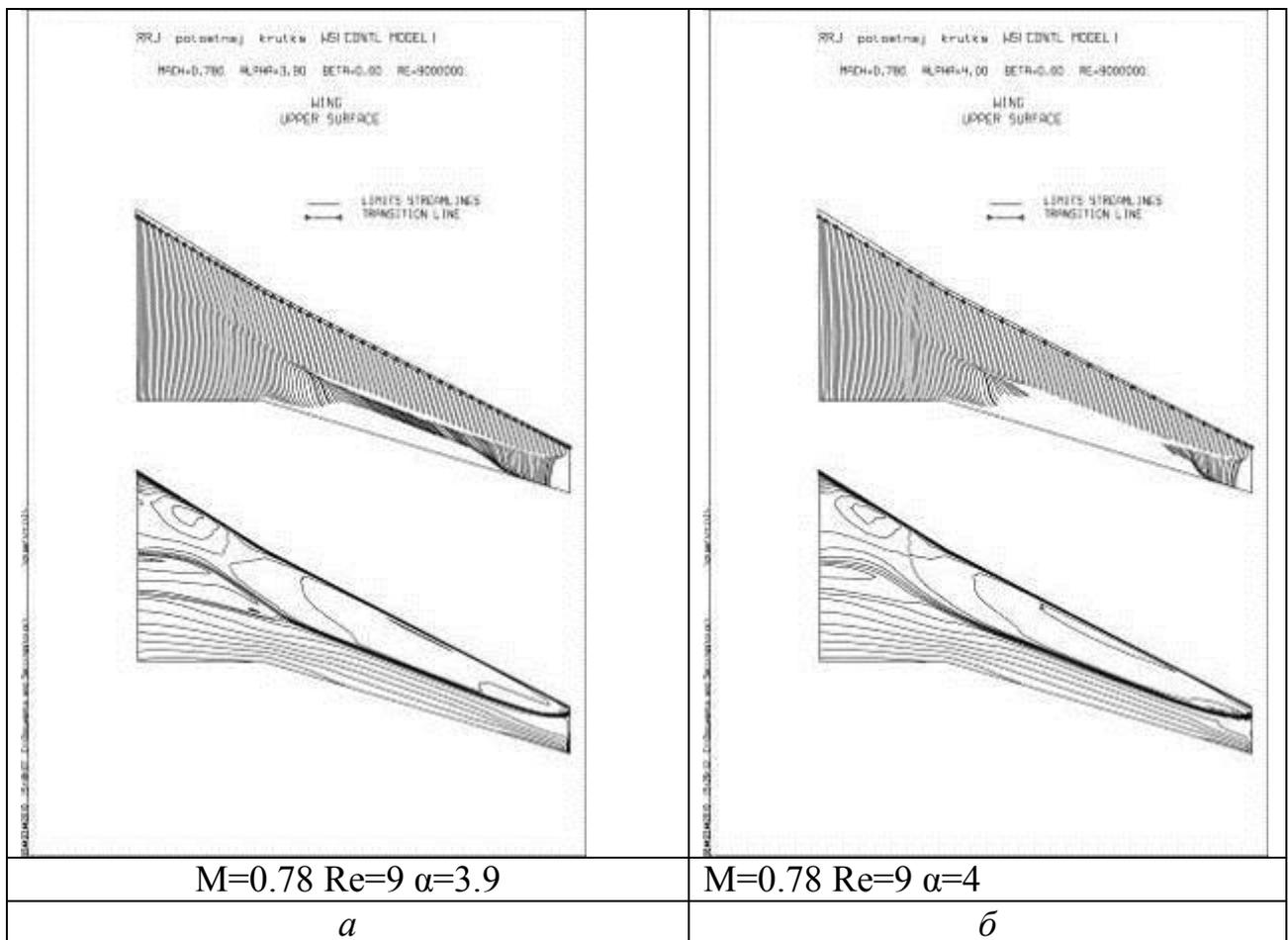


Рисунок 2.12, *a-б* - Обтекания верхней поверхности крыла

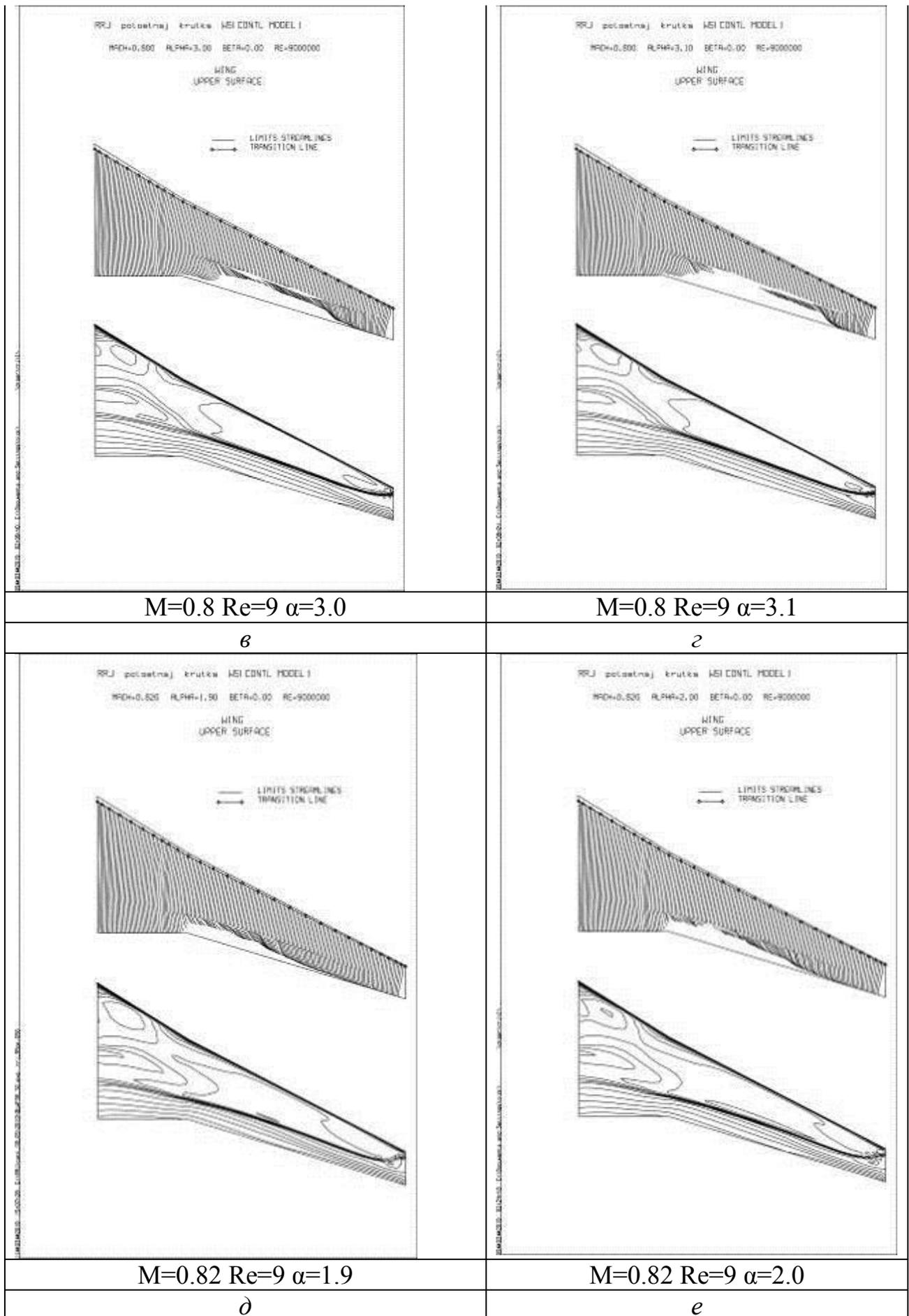


Рисунок 2.12, в-е - Обтекания верхней поверхности крыла

По результатам графического анализа построена зависимость $C_{y\text{доп}}$ от угла атаки α , рисунок 2.13.

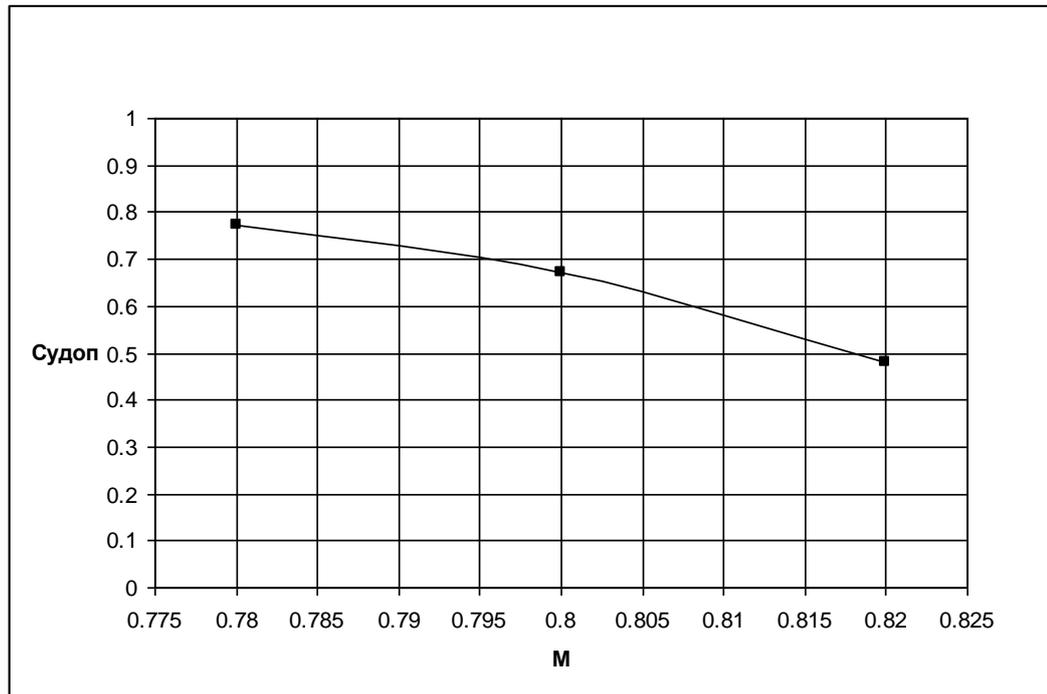


Рисунок 2.13 - Зависимость $C_{y\text{доп}}$ от угла атаки α

На рисунках 2.14–2.20 представлены результаты анализа изменения величины коэффициента трения по хорде в характерных сечениях по изложенной выше методике.

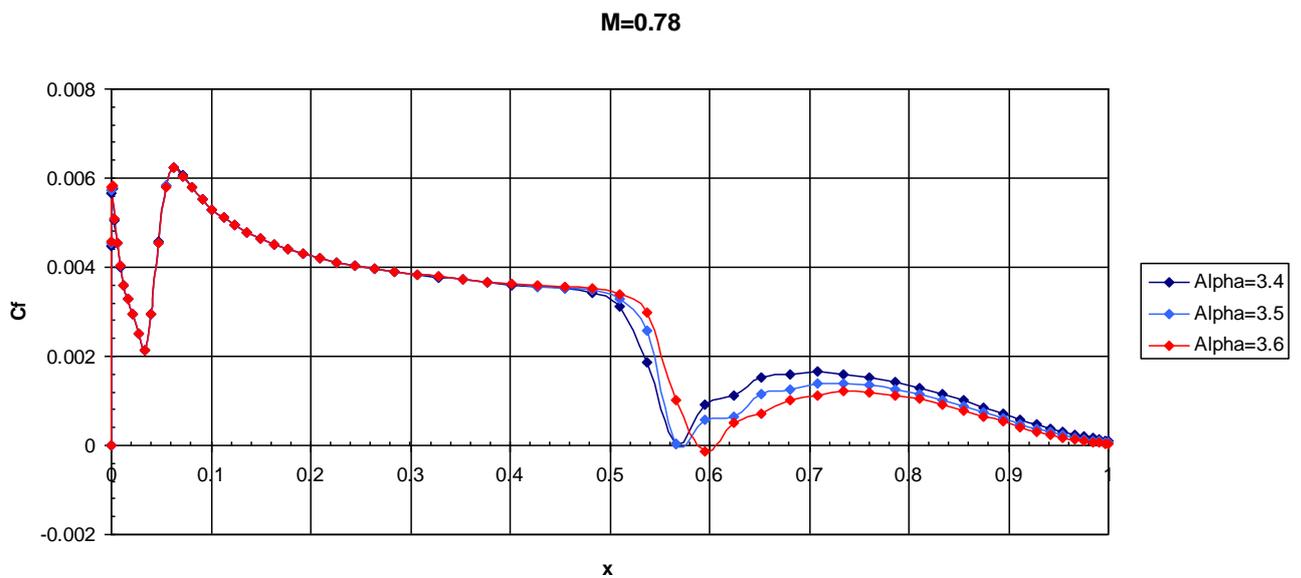


Рисунок 2.14 - Величины коэффициента трения при $M=0.78$

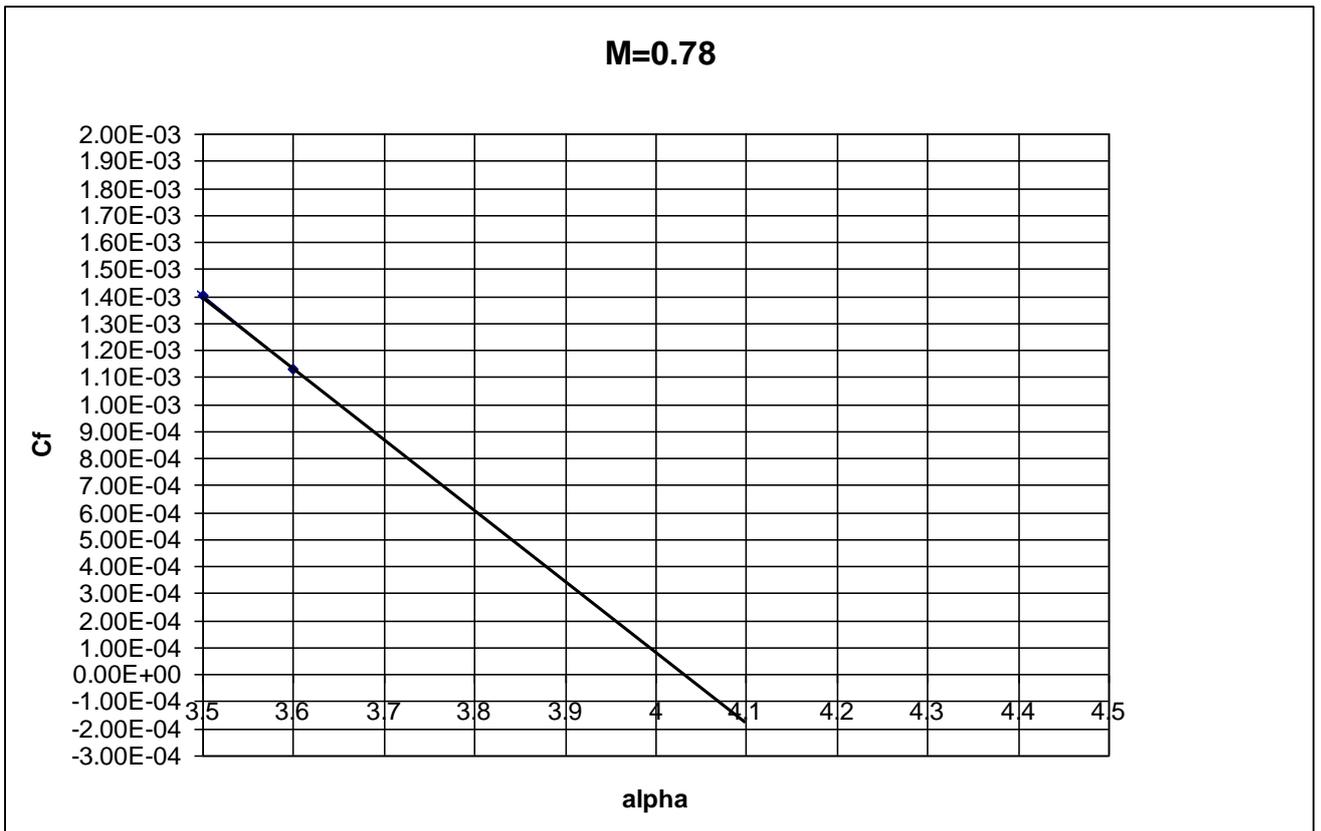


Рисунок 2.15 - Определения угла атаки α бафтинга при $M=0.78$

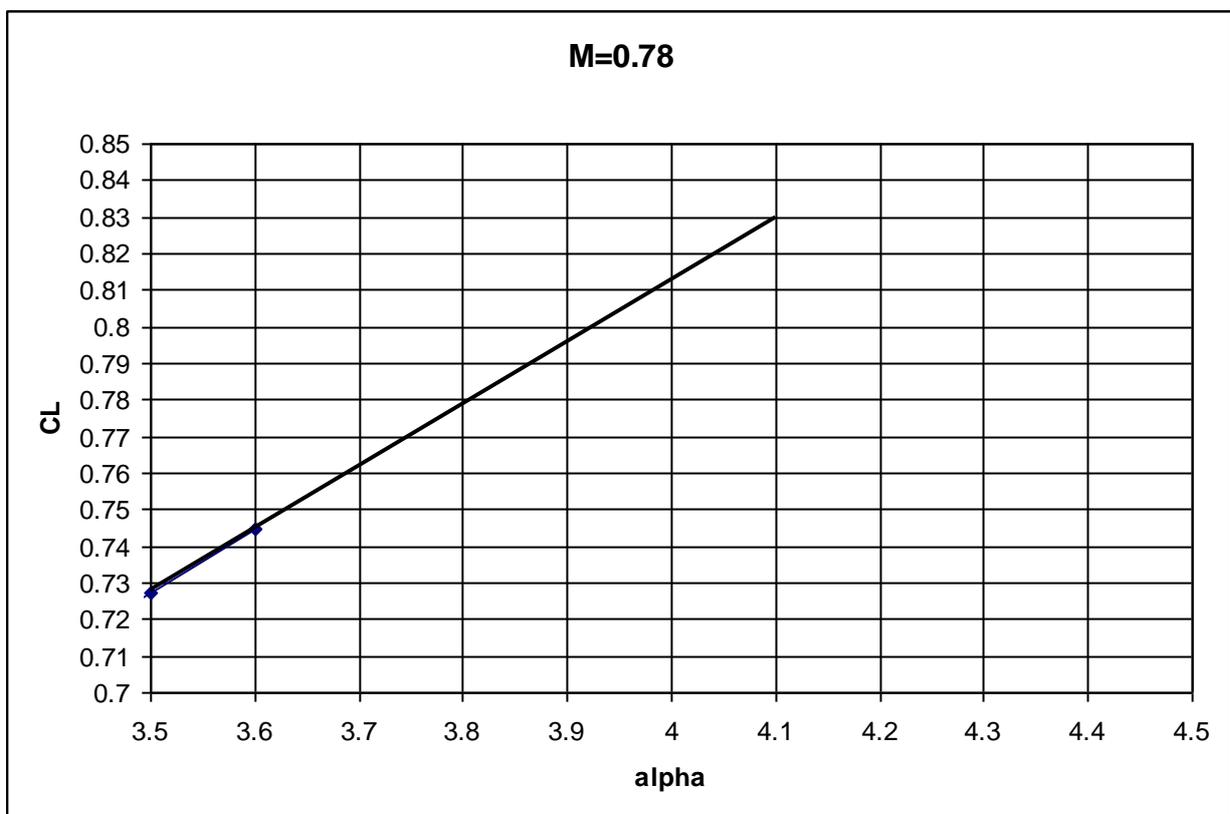
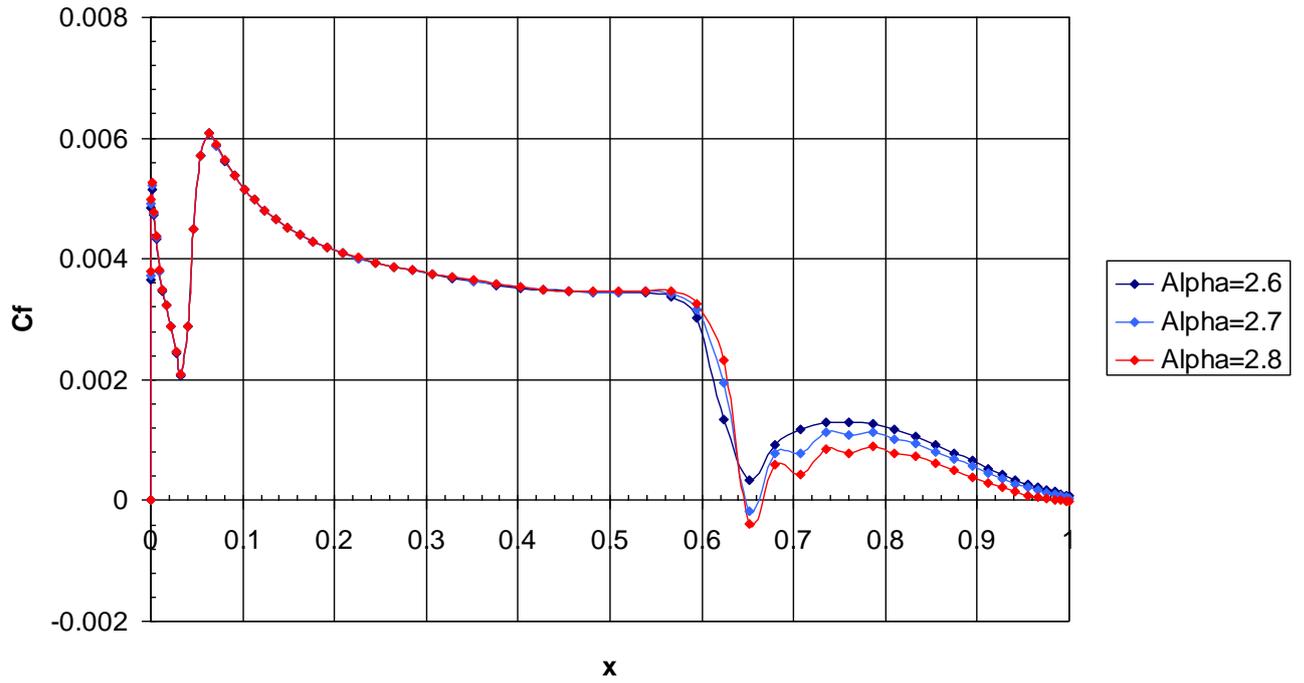
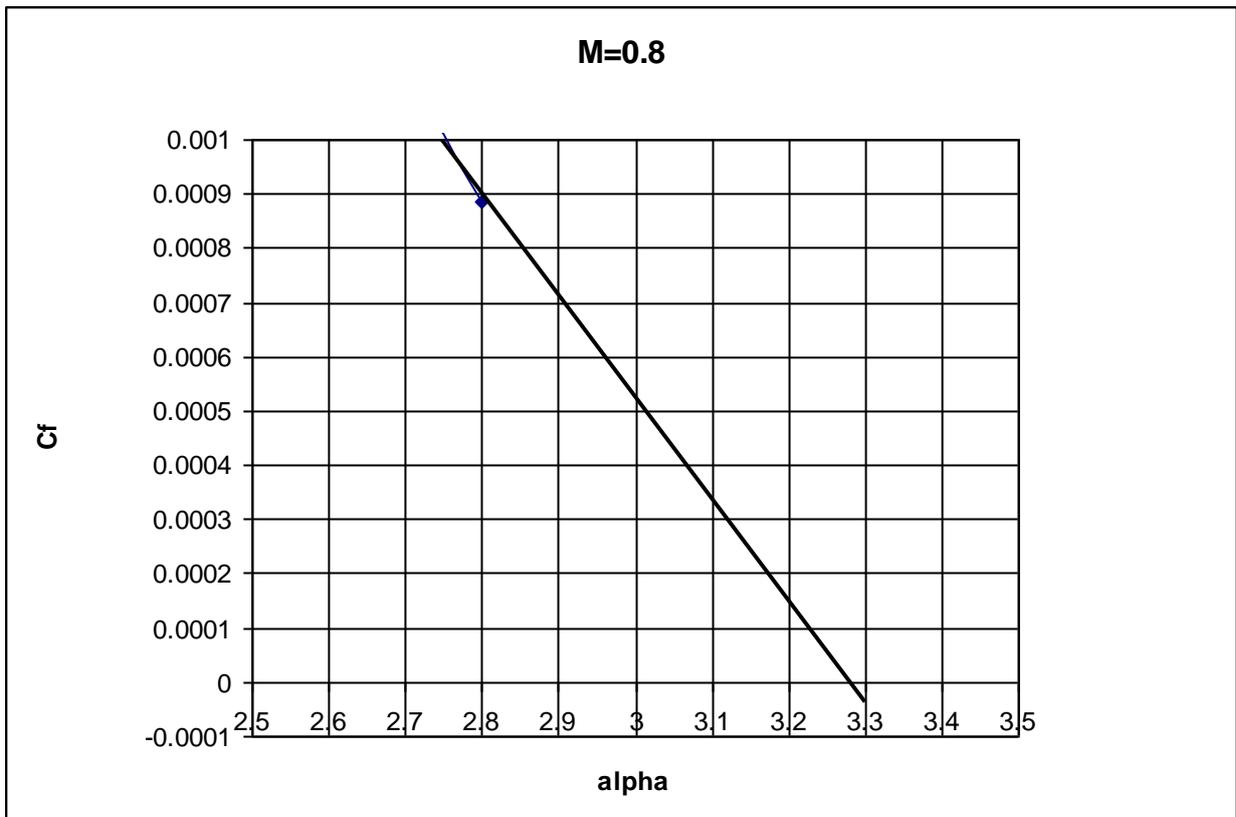


Рисунок 2.16 – Определение Субаф при $M=0.78$

M=0.8Рисунок 2.17 - Величины коэффициента трения при $M=0.8$ Рисунок 2.18 – Определения угла атаки α бафтинга при $M=0.8$

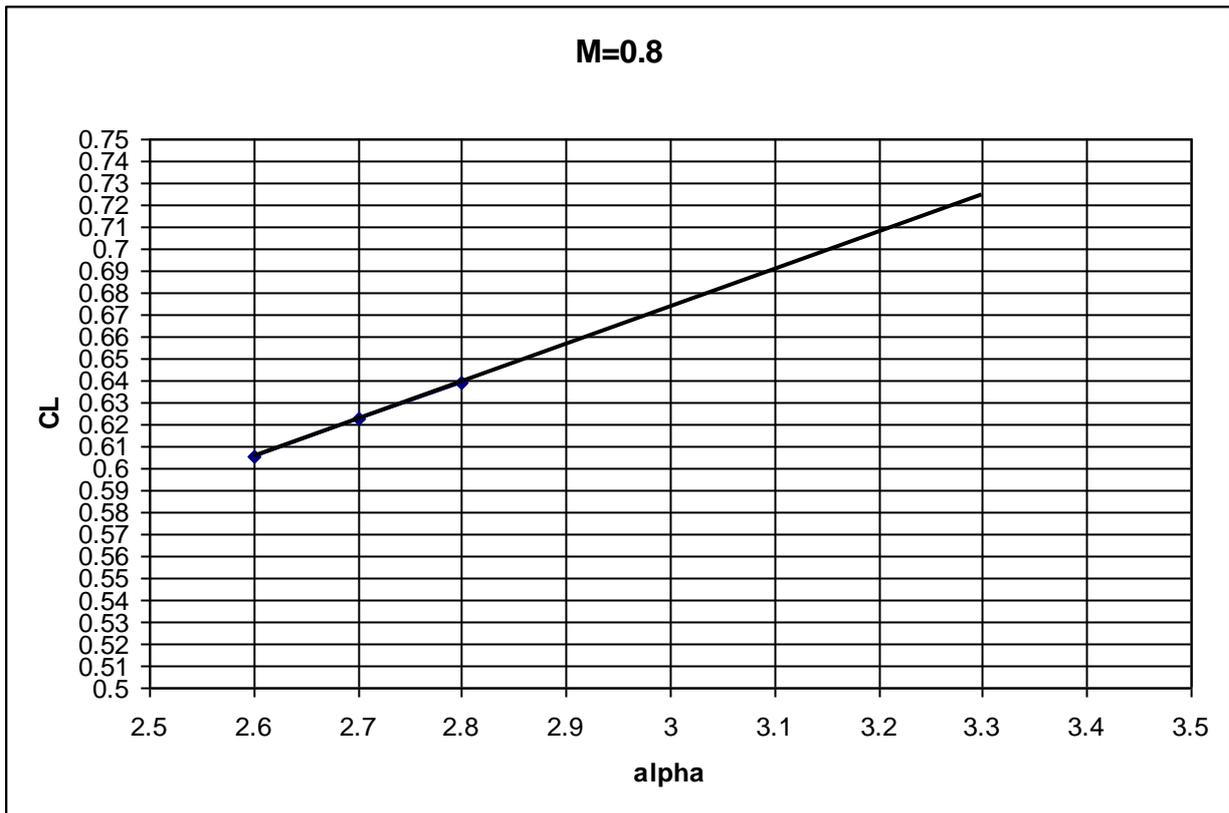


Рисунок 2.19 – Определение $C_{y_{баф}}$ при $M=0.8$

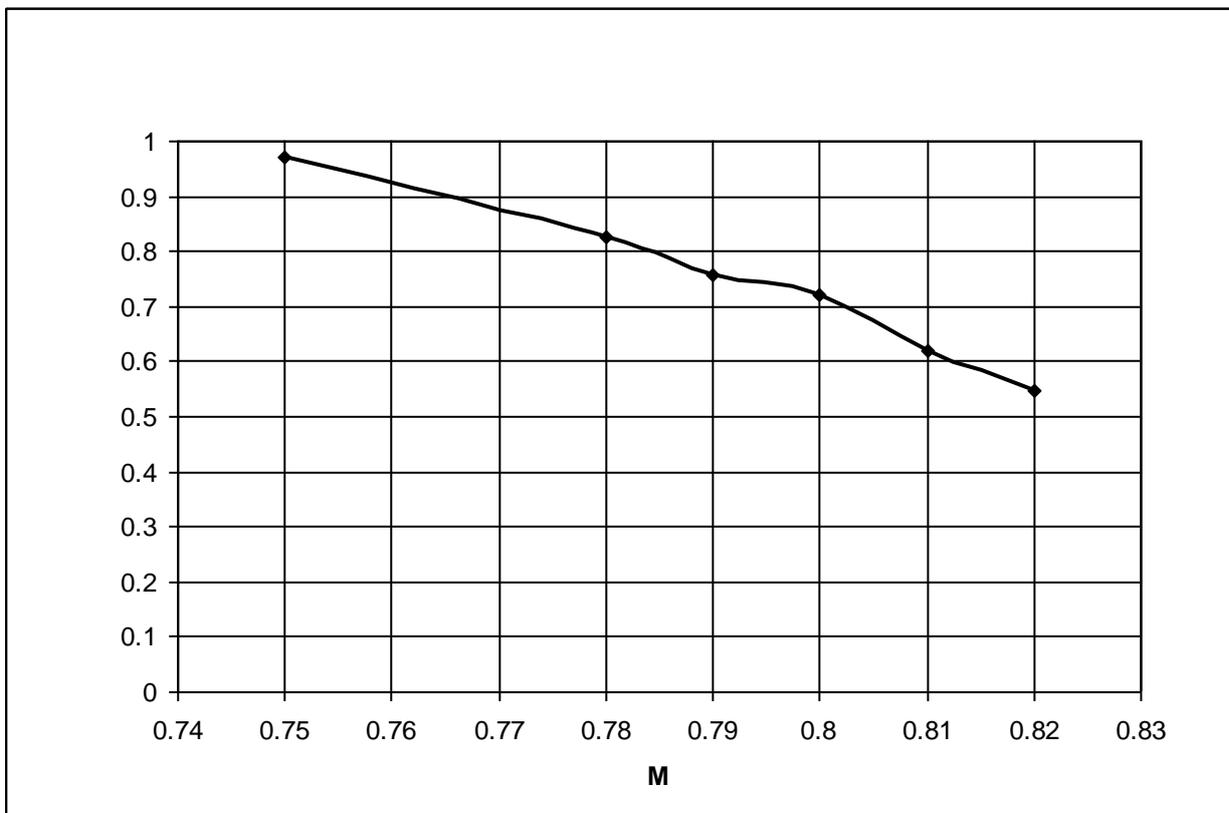


Рисунок 2.20 – Величина C_u начала бафтинга по методу 3

Сравнение результатов, представленных на рисунке 2.21, показывает, что метод достаточно хорошо сходится и может быть использован при исследованиях отрывных режимов обтекания с трансзвуковыми скоростями при умеренных углах атаки и размерах зон отрыва, характерных для режимов начала бафтинга крыла типового транспортного самолета.

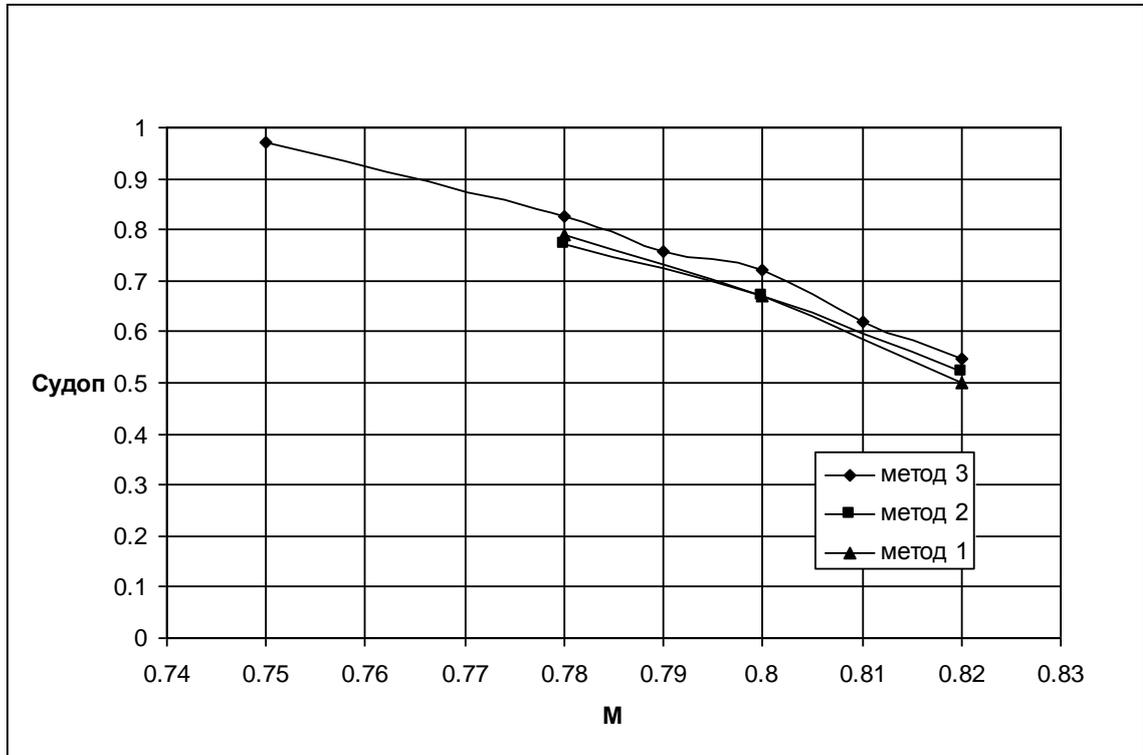


Рисунок 2.21 – Сравнение начала бафтинга, полученных тремя методами

На рисунке 2.21 построен график зависимости $C_{y_{баф}}$ от угла атаки, полученные тремя рассмотренными выше методами. Различия между результатами, полученными тремя методами, находятся в диапазоне от 4 до 9 %, что является достаточно хорошим результатом на предварительном этапе проектирования.

Видно, что с увеличением числа M различия усиливаются, что может быть связано с тем, что при увеличении числа M на крыле развиваются обширные сверхзвуковые зоны с сильными замыкающими скачками уплотнения. Это в свою очередь может вызвать мощный отрыв пограничного слоя, который не учитывается расчетным методом.

2.3 Выводы к главе 2

Предложен численный метод оценки начала бафтинга на предварительном этапе проектирования компоновки ЛА. Проведены расчетные исследования величины коэффициента подъемной силы начала бафтинга $C_{y_{баф}}$ на основе программы трансзвукового обтекания комбинации крыло+фюзеляж+МГ+ГО+ВО для модели самолета со стреловидным сверхкритическим крылом большого удлинения. Определена величина $C_{y_{баф}}$, соответствующая началу бафтинга при числах $M=0.75-0.82$ и числе $Re=9$ млн.

Различие между результатами, полученными тремя методами находится в диапазоне от 4 до 9 %, что является очень хорошим результатом на предварительном этапе проектирования.

Полученные результаты показали удовлетворительную сходимость между собой. Таким образом, можно сделать вывод о применимости метода для оценки величины начала бафтинга на предварительном этапе проектирования.

Глава 3 Методика экспериментального определения начала бафтинга оптическими методами и верификация с численно определенными величинами $C_{у\text{баф}}$

Для подтверждения корректности разработанного метода были проведены исследования модели в аэродинамической трубе ЦАГИ.

3.1 Аэродинамическая установка и исследуемая модель

Экспериментальные исследования выполнены на дренажно-весовой полумодели самолета ПМ128 в масштабе 1:6.32, (рисунок 3.1).



Рисунок 3.1 – Исследуемая полумодель самолета в АДТ Т-128

Крыло выполнено по 7-ми базовым сечениям, крутка сечений выполнена с поправкой на деформацию модели в трубе под действием скоростного напора $q=6000 \text{ кг/м}^2$ для обеспечения полетной крутки при расчетном числе $M=0.78$ и $C_{уа}=0.53$. Крыло имеет небольшой передний наплыв ($\chi_{\text{пк}}=32^\circ$, $\bar{Z}_{\text{напл.}}=0.38$, $\bar{S}_{\text{напл.}}=0.1587 \text{ м}^2$) и задний наплыв ($\chi_{\text{пк}}=0^\circ$, $\bar{Z}_{\text{напл.}}=0.38$, $\bar{S}_{\text{напл.}}=0.4653 \text{ м}^2$), (рисунок 3.2). Геометрические характеристики крыла полумодели: угол стреловидности по линии четверти хорд базовой трапеции

составляет $\chi_{1/4}=25^\circ$, удлинение $\lambda_{тр}=9.82$, сужение $\eta_{тр}=3.25$, площадь базовой трапеции консоли крыла полумодели $S_{тр}=0.965\text{м}^2$, $b_a=0.4846\text{м}$ (для самолета площадь базовой трапеции крыла $S_{тр}=77\text{м}^2$, $b_a=3.063\text{м}$), физический размах полумодели крыла $L=2.2\text{м}$, положение излома $\bar{Z}_{изл}=0.38$. Угол заклинения бортового сечения крыла относительно СГФ составляет $\phi_0=3.184^\circ$.

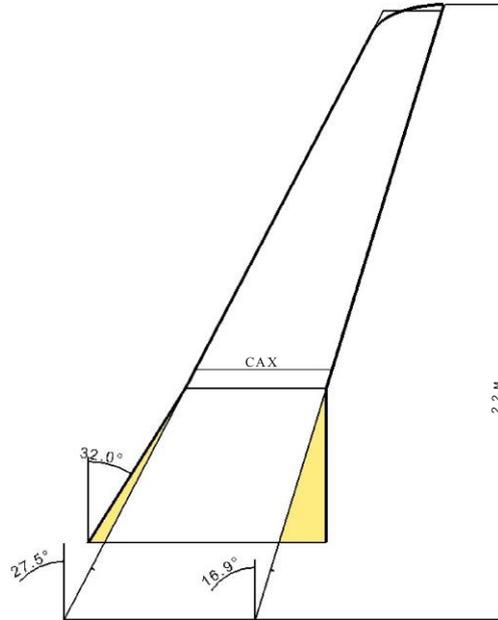


Рисунок 3.2 – Общий вид крыла

Полумодель ПМ-128 выполнена с дренированной консолью крыла: 10 дренажных сечений на левой консоли; $\bar{Z}=0.1522, 0.2095, 0.2594, 0.2953, 0.3766, 0.4856, 0.5899, 0.7046, 0.8162, 0.9486$. Координаты дренажных точек приведены на рисунке 3.3.

Приемные дренажные отверстия на поверхности модели ($\phi 0.4$ мм) соединялись с помощью тонкостенных стальных трубок и виниловых удлинительных трубок с приемными штуцерами модулей давления МД-24, размещенных внутри фюзеляжа вдоль боковых его стенок.

Статическое давление во всех дренажных точках измерялось одновременно с помощью быстродействующей информационно-измерительной системы аэродинамической трубы Т-128 и блоков датчиков давления, расположенных внутри модели.

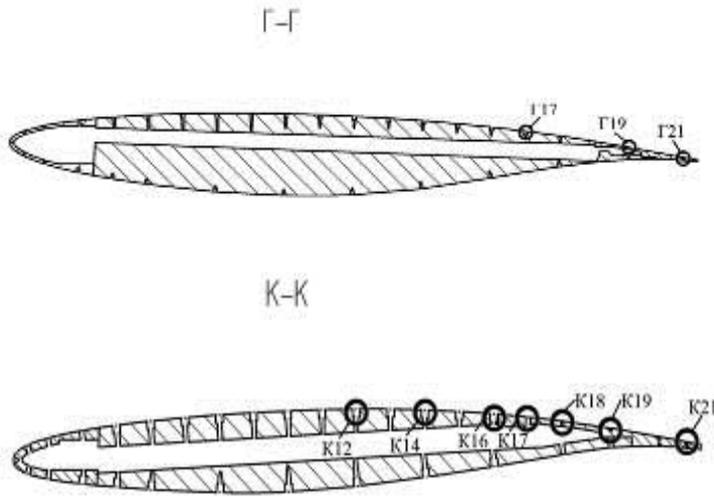


Рисунок 3.3 - Схемы расположения дренажных отверстий датчиков давления в сечениях крыла

Методика испытаний полумоделей в АДТ Т-128

Весь цикл испытаний проведен в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128 в рабочей части №2.

Основные параметры модели:

площадь базовой трапеции крыла	$S=0.965\text{м}^2$,
средняя аэродинамическая хорда крыла	$ba=0.4846\text{м}$,
удлинение крыла	$\lambda_{\text{тр}}=9.82$
размах полукрыла	$L=2.2\text{ м}$

условный центр тяжести – на $X_{\text{т}}=25\%$ ba находится на расстоянии 2.1626м от носка фюзеляжа, $U_{\text{т}}=0$ относительно СГФ.

Методика испытаний полумоделей является важнейшей составной частью общей методики эксперимента в современных аэродинамических трубах. Использование полумоделей позволяет практически удвоить значения числа Рейнольдса, рассчитанного по характерному линейному размеру модели, по сравнению с обычными испытаниями. В Т-128, в таких испытаниях достигаются величины $Re \geq 20$ миллионов, что для некоторых типов летательных аппаратов является уже полетным значением. Этот подход сопровождается рядом проблем. Главная из них – влияние вязких эффектов на стенке АДТ, к которой крепится

модель. Если бы жидкость, обтекающая модель, была идеальной, то гладкая поверхность играла бы роль «аэродинамического зеркала», и поле течения можно было бы рассматривать как половину зеркально-симметричного потока около полной модели. Влияние пограничного слоя приводит к тому, что полуфюзеляж обтекается совсем не так, как половина фюзеляжа полной модели в безграничном потоке.

Важной проблемой является индукция границ потока. Увеличение масштаба в 2 раза приводит к такому же двукратному увеличению загромождения АДТ. Влияние стенок заметно возрастает и учет индукции становится одной из самых важных проблем методики эксперимента. В данной работе граничные условия на одной из стенок измерялись непосредственно как локальный параметр с помощью зонда - скосомера.

Эксперименты проведены в АДТ-128 ЦАГИ. Трансзвуковая аэродинамическая труба ЦАГИ Т-128 переменной плотности имеет замкнутый контур с габаритными размерами 121.5 м на 40.5 м. Т-128 имеет следующие основные параметры:

- диапазон чисел Маха 0.2–1.7;
- диапазон давлений $2 \cdot 10^4 - 4 \cdot 10^5$ Па;
- диапазон чисел Рейнольдса (отнесенный к 1 м) - до 45 млн;
- степень поджатия потока перед рабочей частью - 10.5;
- мощность привода 100 Мвт;
- количество рабочих частей - 5;
- поперечный размер рабочей части - 2.75 м на 2.75 м.

3.2 Метод минишелковинок

Метод люминесцентных минишелковинок для визуализации течения на поверхности моделей летательных аппаратов был предложен Джеймсом Краудером (James Crowder), сотрудником корпорации Боинг. Основным преимуществом минишелковинок по сравнению с обычными шелковинками

является их меньшая толщина (порядка 20-50 мкм) и, как правило, меньшая длина (5-20 мм). Минишелковинки, благодаря своим размерам, меньше возмущают течение на модели и, как следствие, визуализация с их помощью более достоверна. Меньшая длина минишелковинок позволяет также наносить шелковинок с большей плотностью, и тем самым обеспечить более высокое пространственное разрешение получаемой картины течения. Однако малая толщина минишелковинок затрудняет получение контрастных изображений таких шелковинок в рассеянном свете. Люминесцирующие минишелковинки обеспечивают необходимый контраст изображения, причем даже на металлической, не окрашенной модели (традиционные шелковинки, как правило, требуют окраски модели черной матовой краской). Исключение окрашивания модели не только снижает трудоемкость эксперимента, но и позволяет избежать проблему с прилипанием шелковинок к поверхности модели из-за их электризации.

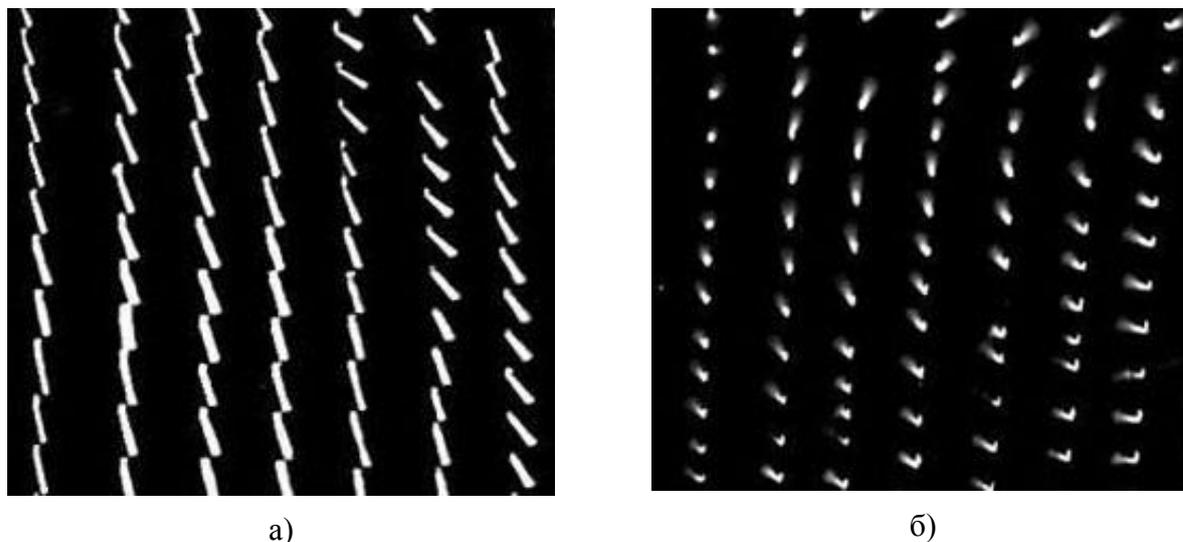


Рисунок 3.4 – Пример визуализации обтекания без отрыва (а) и с отрывом (б) потока

Люминесцентные минишелковинки необходимо возбуждать светом определенного спектрального диапазона и регистрировать изображения шелковинок в спектральном диапазоне их люминесценции, отличном от спектра возбуждающего света. Применение люминесценции позволяет исключить свет, рассеянный на стенках трубы и модели, регистрировать только изображения

шелковинок и, тем самым, избежать бликов на поверхности модели и потери информации. Возможны два способа освещения модели: импульсный и непрерывный. При импульсном освещении регистрируется мгновенное положение шелковинок на поверхности модели, таким образом, для определения зон отрыва необходимо зарегистрировать шелковинки при нескольких световых импульсах либо на одном, либо на нескольких кадрах и определить шелковинки, которые меняют свое положение от вспышки к вспышке. Более простым и наглядным является применение непрерывного освещения. Шелковинки в зонах отрыва совершают несколько колебаний за время экспозиции, что приводит к размыванию изображений шелковинок в зонах отрыва, в то время как шелковинки в безотрывных зонах остаются четкими (рисунок 3.4).

При интерпретации картин визуализации, полученных даже с использованием минишелковинок, надо иметь в виду, что шелковинка, как правило, выступает в поток из пограничного слоя, и в трехмерных течениях направление шелковинки может не совпадать с направлением предельной линии тока.



Рисунок 3.5 – Вид модели с наклеенными минишелковинками

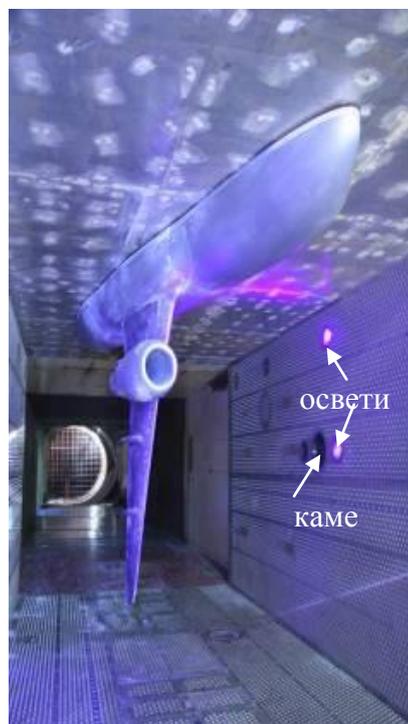


Рисунок 3.6 – Расположение УФ осветителей и камер в рабочей части

Метод люминесцентных минишелковинок был применен для визуализации течения на верхней поверхности крыла полумодели в аэродинамической трубе Т-128. В качестве минишелковинок использовались нити из синтетического волокна (капрона), пропитанные люминесцирующим составом. Этот состав хорошо люминесцирует при возбуждении ультрафиолетовым светом с длиной волны 400 нм , излучая при этом видимый свет в желто-зеленой области спектра. Нить состоит из нескольких (4–8) волокон толщиной $\sim 15\text{ мкм}$ каждое. Шелковинки были наклеены на верхней поверхности крыла с шагом 20 мм , у конца крыла и на мотогондоле – с шагом 15 мм . Длина шелковинок составляла $10\text{--}15\text{ мм}$ и не нормировалась. Чтобы не вызвать преждевременного перехода пограничного слоя, шелковинки наносились с отступом от передних кромок крыла и мотогондолы на расстояние около 6–7% от длины хорды (мотогондолы) в месте наклейки. Всего на поверхность модели было наклеено около 4000 шелковинок. Вид модели с наклеенными минишелковинками показан на рисунке 3.5.

Люминесценция шелковинок возбуждалась двумя светодиодными УФ осветителями, электрической мощностью по 20 Вт . Для регистрации картины обтекания использовалась цифровая CCD-камеры Видеоскан-4021 производства ЗАО «НПК Видеоскан» (Россия) с матрицей разрешением 2048×2048 элементов, размером пикселя $7.4 \times 7.4\text{ мкм}$ и 12-ти разрядным АЦП. Использовался объектив с фокусным 14 мм марки Nikkor, позволивший регистрировать изображение крыла целиком, без видимых перспективных искажений. Перед объективом камеры был установлен желтый стеклянный светофильтр, пропускающий излучение на длине волны люминесценции и не пропускающий излучение светодиодов. Время экспозиции составляло 1.5 сек .

Компьютер для сбора информации с CCD-камер располагался во второй кабине управления и был подключены к компьютерной сети трубы, что позволило синхронизировать съемку изображений с взятием отсчета штатной измерительной системой трубы, а также оперативно собирать и сохранять параметры, необходимые для идентификации изображений.

После испытаний полученные изображения контрастировались, обрезались и на них впечатывались параметры потока. Пример картины обтекания представлен на рисунке 3.7.



Рисунок 3.7 – Пример картины обтекания после контрастирования

Проведены параметрические исследования обтекания модели крыла в широком диапазоне чисел Маха, Рейнольдса и углов атаки. Некоторые результаты испытаний получены с участием Мошарова В.Е, Радченко В.М и др., [48, 49]. приведены на рисунках 3.8-3.10.

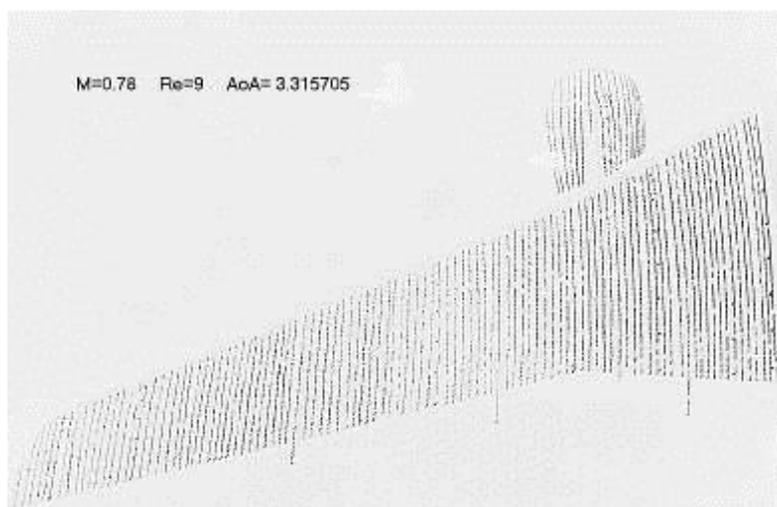


Рисунок 3.8 – Пример визуализации обтекания верхней поверхности крыла режим начала отрыва

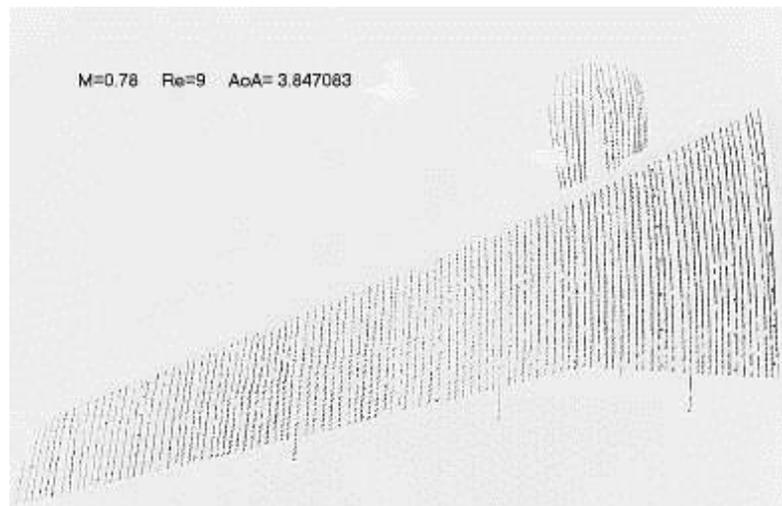


Рисунок 3.9 - Пример визуализации обтекания верхней поверхности крыла режим умеренного отрыва

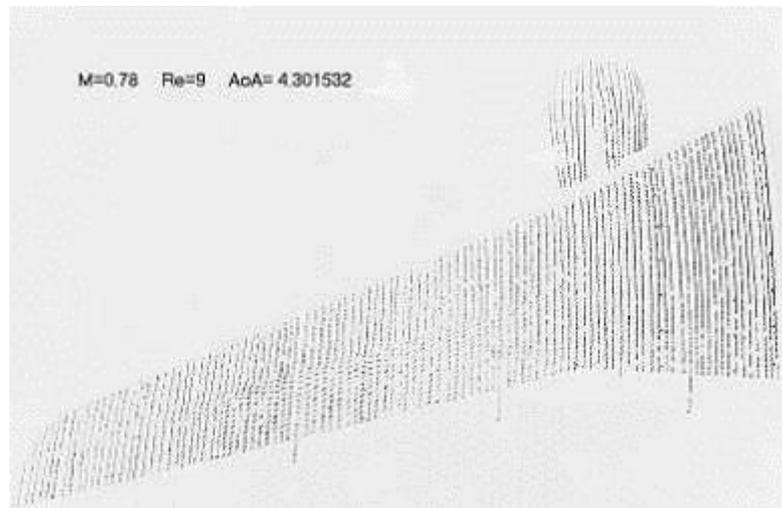


Рисунок 3.10 - Пример визуализации обтекания верхней поверхности крыла режим отрыва

На рисунках визуализированы области отрыва, по которым определены углы атаки начала бафтинга. На основании полученных в результате экспериментальных исследований данных были определены величины начала бафтинга методом люминесцентных минишелковинок.

3.3 Метод баропокрытий

В аэродинамическом эксперименте на поверхности моделей тонкая пленка жидкие кристаллы (ЖК) подвергается одновременному воздействию

температуры, давления и касательных напряжений. Влияние температуры на свойства ЖК можно исключить или уменьшить путем подбора соответствующего состава ЖК смеси. Влиянием статического давления в условиях аэродинамического эксперимента обычно пренебрегают, так как в диапазоне давлений от 760 до 1.5 мм. рт. ст. ($1.013 \cdot 10^5 \div 0.67$ Па) уменьшение давления на планарную текстуру ЖК в соответствии с проведенными экспериментами практически не оказывает влияния на положение максимума длины волны селективного отражения ($\Delta\lambda_{\max} = 0 \div 5$ нм). Но при этом при падении давления наблюдается уширение пика селективного отражения.

Режимы деформирования тонкого слоя ЖК в аэродинамическом эксперименте зависят от экспериментальной установки. Так в дозвуковой аэродинамической трубе выход на стационарный режим непрерывного деформирования может составить несколько минут, тогда как в гиперзвуковой ударной трубе это время исчисляется миллисекундами. Соответственно может изменяться скорость деформации сдвига при постоянном установившемся уровне локального касательного напряжения, которое зависит от числа Рейнольдса, режима течения, и его продолжительности.

Механический и оптический отклик ЖК индикатора зависит от вида механического воздействия. В аэродинамическом эксперименте его средний уровень можно описать как трапециевидный или ступенчатый сигнал. Отклик на такой сигнал может зависеть как от градиентов скорости деформации на участках включения и выключения потока, так и от установившегося уровня касательного напряжения.

Для визуализации перехода пограничного слоя с помощью жидких кристаллов, чувствительных к поверхностному трению необходима измерительная система, состоящая из осветителя и камеры.

Освещать модель необходимо белым светом, причем осветитель должен располагаться перед моделью под острым углом к исследуемой поверхности (оптимальный угол 30°). Впервые в настоящем эксперименте для освещения ЖК использовались белые светодиоды.

Схематическое изображение крыла с нанесенными покрытиями, представлено на рисунке 3.11.

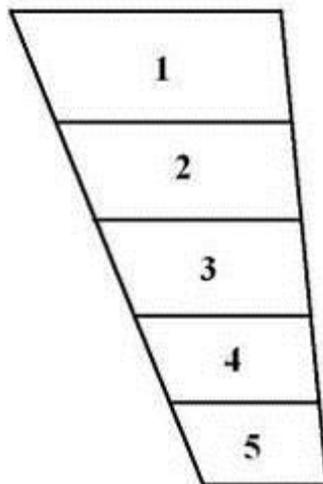


Рисунок 3.11 – Схематическое изображение крыла с нанесенными ЖК покрытиями

На рисунке 3.11 цифрами обозначены покрытия:

- 1 – Исходная смесь
- 2 – Исходная смесь + 7 % глицерина
- 3 – Исходная смесь + 1 % Нг
- 4 – Исходная смесь + 2 % Нг
- 5 – (АВА30)Хл30-2.5

После высыхания покрытия его инициализация – приложение сдвиговых сил для осуществления перехода конфокальной текстуры в планарную – производилась сухой кистью. Направление инициализации совпадало с направлением потока. Для восстановления толщины покрытия, перед третьим последним пуском, покрытие было обновлено на некоторых участках крыла.

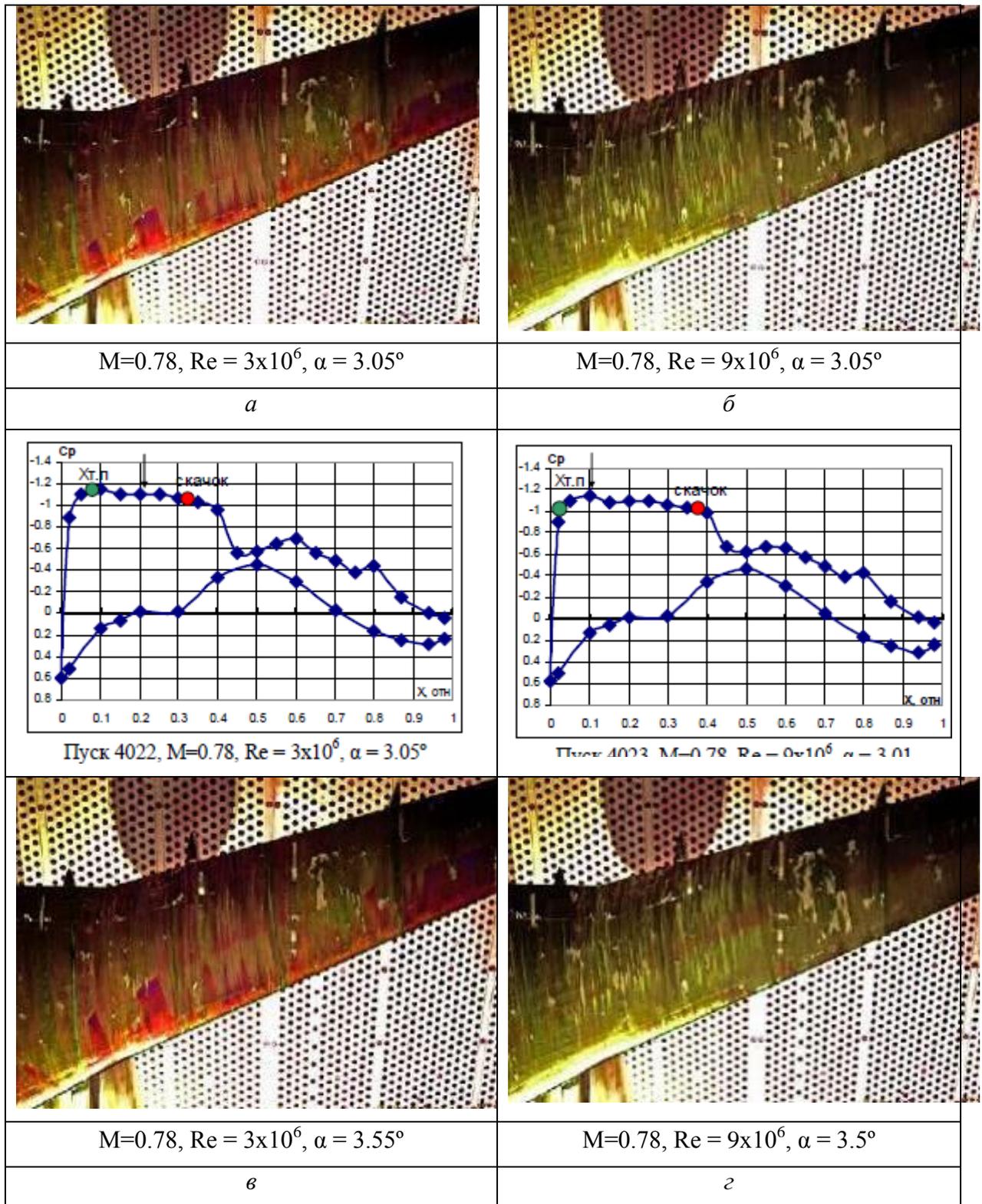


Рисунок 3.12, а-г – Пример использования баропокрытий

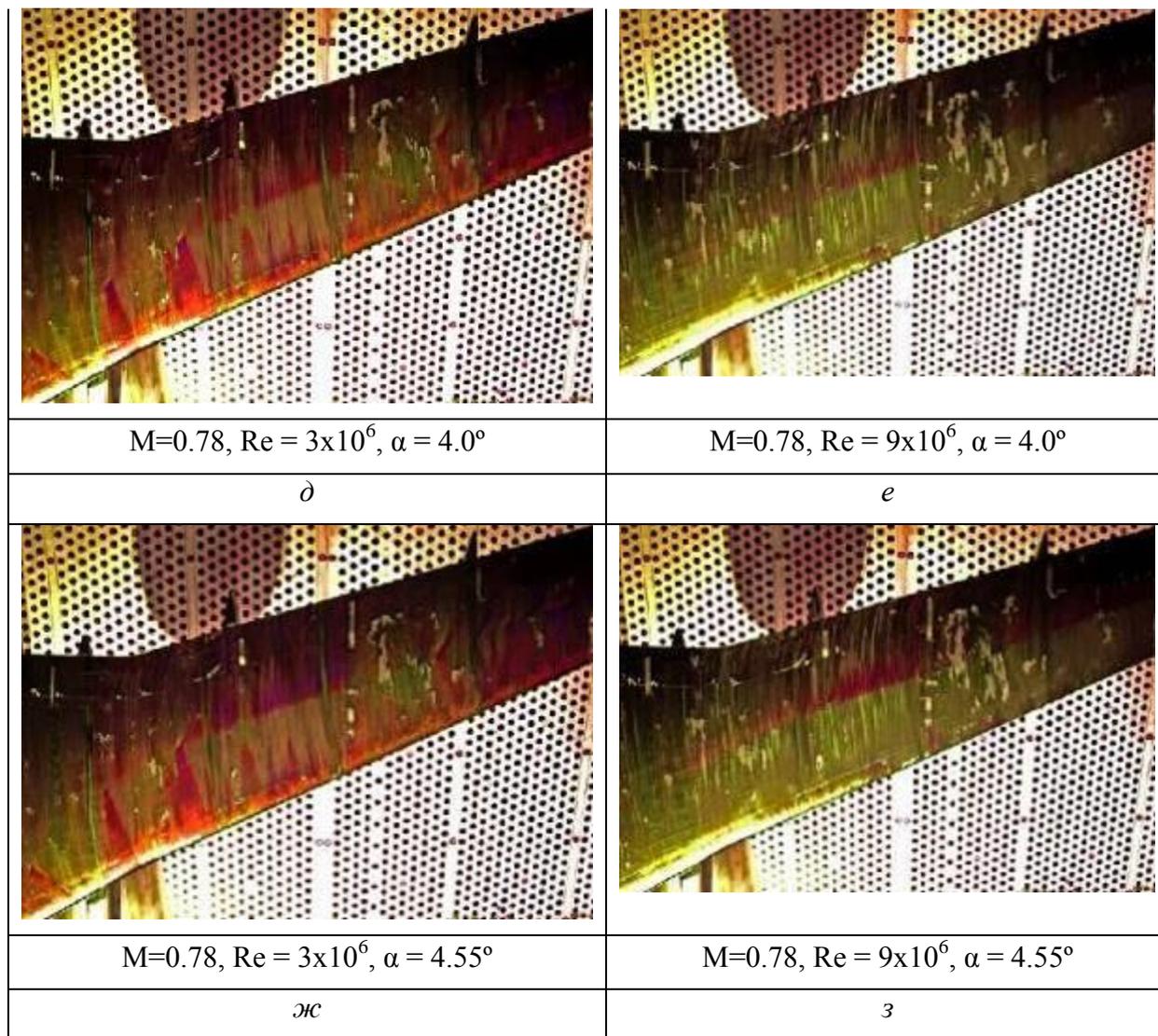


Рисунок 3.12, д-з – Пример использования баропокрытий

Результаты, полученные в ходе эксперимента, представлены на рисунке 3.12. Также для углов $3^\circ, 5^\circ, 6.5^\circ$ были получены распределения давления в сечении Е-Е ($z=1068.35$ мм (z), $b=447.39$ мм), на которых указаны положения точки перехода пограничного слоя, определенные с помощью ЖК покрытия по границе сплошной области и по турбулентным усам. На графиках C_p красной точкой показано положение скачка уплотнения, определенное по ЖК спектрам. Видно, что положение скачка уплотнения удовлетворительно согласуется с распределением давления.

Из анализа графиков видно, что, цвет ЖК покрытия адекватно отражает возрастание напряжения трения с ростом числа Рейнольдса. Цвет всех испытываемых ЖК покрытий без потока был красно-коричневый, под действием

касательного напряжения происходит сдвиг спектра рассеянного света в коротковолновую область. Как видно из рисунков, области ламинарного течения выглядят красными и желто-красными, а области турбулентного – желтыми и желто-зелеными. В целом, с ростом числа Рейнольдса, картина течения становится зеленей.

При всех числах Рейнольдса с передней кромки модели идут турбулентные усы. Их так много, что определить границу свободного перехода практически невозможно. В то же время отчетливо видно, что с ростом числа Рейнольдса турбулентная зона перемещается к передней кромке крыла.

Начиная с угла атаки $\alpha=2.5^\circ$, на поверхности крыла заметен скачок уплотнения. Скачок выглядит как резкое уменьшение касательного напряжения. С ростом угла атаки скачок смещается вниз по потоку, а его интенсивность возрастает.

3.4 Тепловизионный метод определения аэродинамических характеристик

Методика совмещения испытаний в АДТ Т-128 основана на использовании прецизионной техники тепловидения, позволяющей одновременно с каждым отсчетом значения аэродинамических коэффициентов на аэродинамических весах и модулях давления регистрировать и термограммы, по изменению температурного поля определить состояние пограничного слоя на крыле и положение по размаху линий ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя, скачка уплотнения или системы скачков, замыкающих местную сверхзвуковую зону на крыле.

Испытания на полумоделях с существенно большим размахом крыла и с креплением на верхней поверхности рабочей части РЧ №2 потребовали установки двух тепловизионных камер.

Тепловизионные камеры, регистрирующие инфракрасное излучение поверхности крыла полумодели, были смонтированы в боковых окнах рабочей части (рисунок 3.13).

Такая установка аппаратуры для последующей обработки информации потребовала разработки программ “сращивания” двух термоизображений, получаемых от двух тепловизионных камер. Регистрация термоизображений и интерактивная связь осуществлялась через компьютер, установленный в кабине управления КУ-2. Для синхронизации отсчетов на весах с одновременной записью термограмм в банк данных в рабочей части на инфракрасных камерах установлены плата инфракрасных излучателей для синхронизации отсчетов весовых параметров с тепловизионным изображением в темпе эксперимента.

Для подготовки к тепловизионным испытаниям на верхнюю поверхность модели непосредственно в рабочей части было нанесено теплоизолирующее покрытие толщиной $\delta \sim 0.3$ мм.

Обработка термограмм, напомним, проводится по изменению температуры по хорде крыла, которое и отслеживает особенности течения – ламинарно-турбулентный переход пограничного слоя и положение скачка уплотнения.

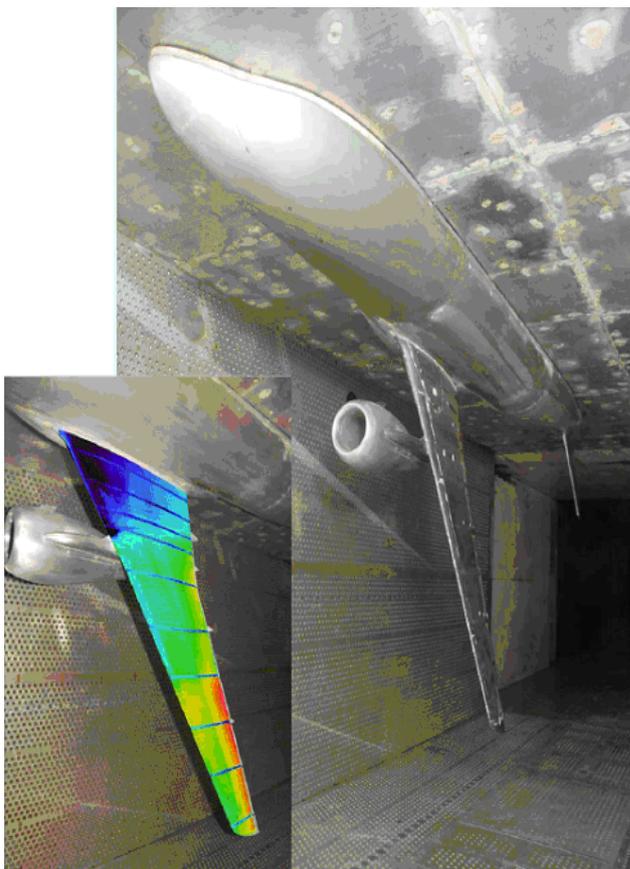


Рисунок 3.13 – Пример исследуемой модели и результаты исследования тепловизионным методом

При движении на выбранном режиме курсора на экране монитора по хорде в различных сечениях размаха термограммы крыла, оператор фиксирует на ней эти особенности, что и позволяет определить области ламинарного и турбулентного течений, линии перехода пограничного слоя и положение скачка уплотнения.

Выполненное ниже сравнение экспериментальных материалов (термограммы, эпюры распределения давления, суммарные аэродинамические характеристики) для ряда основных режимов наглядно продемонстрировало широкие возможности метода совмещения испытаний, позволяющие не только получать дополнительную физическую информацию об особенностях обтекания, но и сопоставлять эти особенности с изменением аэродинамических характеристик, определяемых в тот же момент времени.

Анализ материалов выполненных исследований позволил получить количественные результаты о влиянии чисел Маха, Рейнольдса, угла атаки на состояние пограничного слоя, развитие сверхзвуковой области течения и положение системы скачков уплотнения на крыле, особенно в зоне интерференции с пилоном и мотогондолой, а также сделать важные выводы методического характера о влиянии на течение теплоизолирующего покрытия, уровня температуры потока, прямого и обратного хода изменения углов атаки (гистерезиса).

На рисунках 3.14–3.17 приведены термограммы верхней поверхности модели, где нанесены линии перехода пограничного слоя для режимов $M=0.78-0.80$, $Re=(3-8) \cdot 10^6$ $\alpha=1.0^\circ-3.1^\circ$.

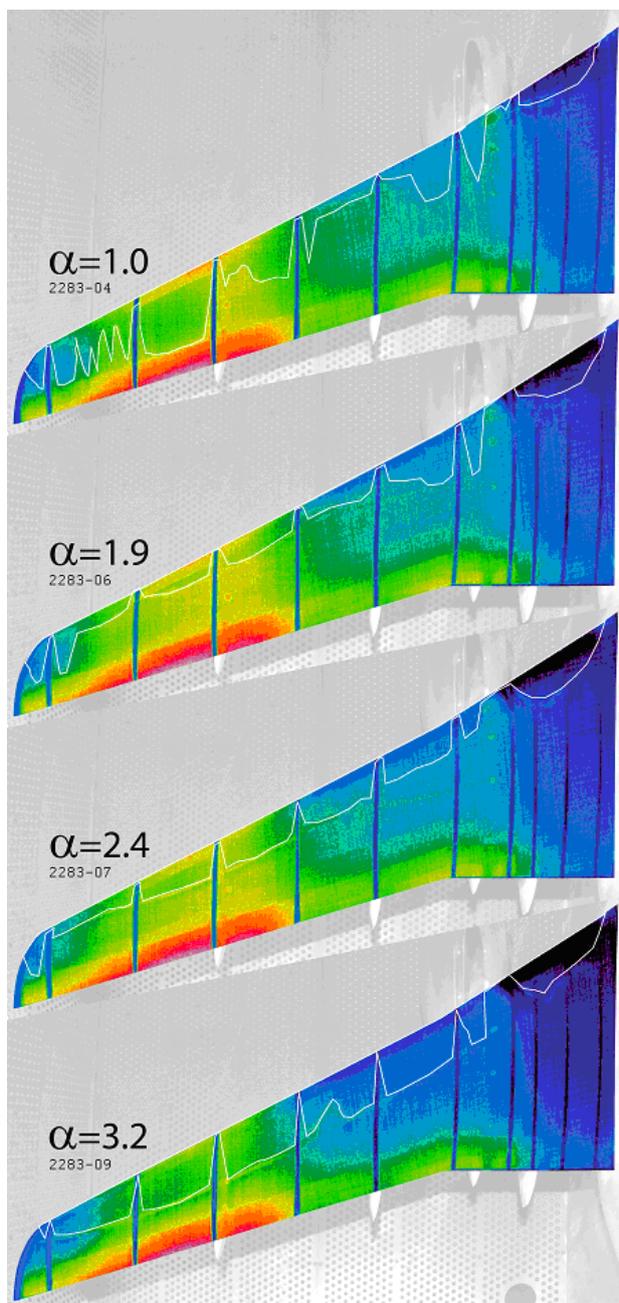


Рисунок 3.14 – Визуализация обтекания верхней поверхности крыла $M=0.78$

$$Re=3*10^6$$

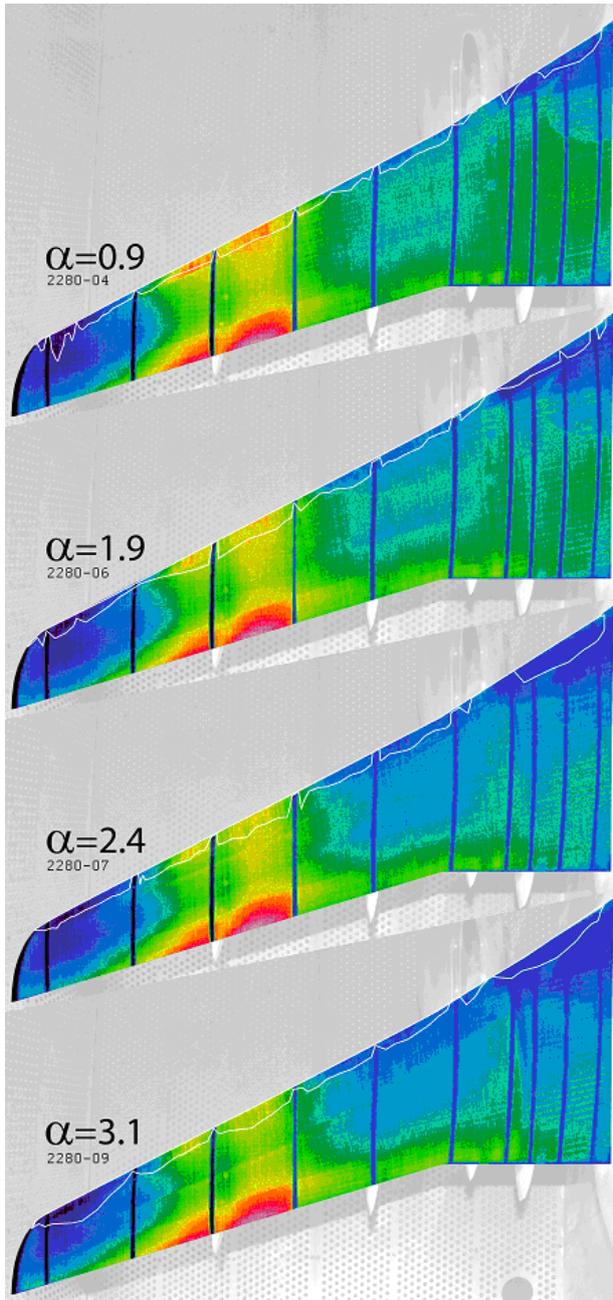


Рисунок 3.15 - Визуализация обтекания верхней поверхности крыла $M=0.78$
 $Re=8*10^6$

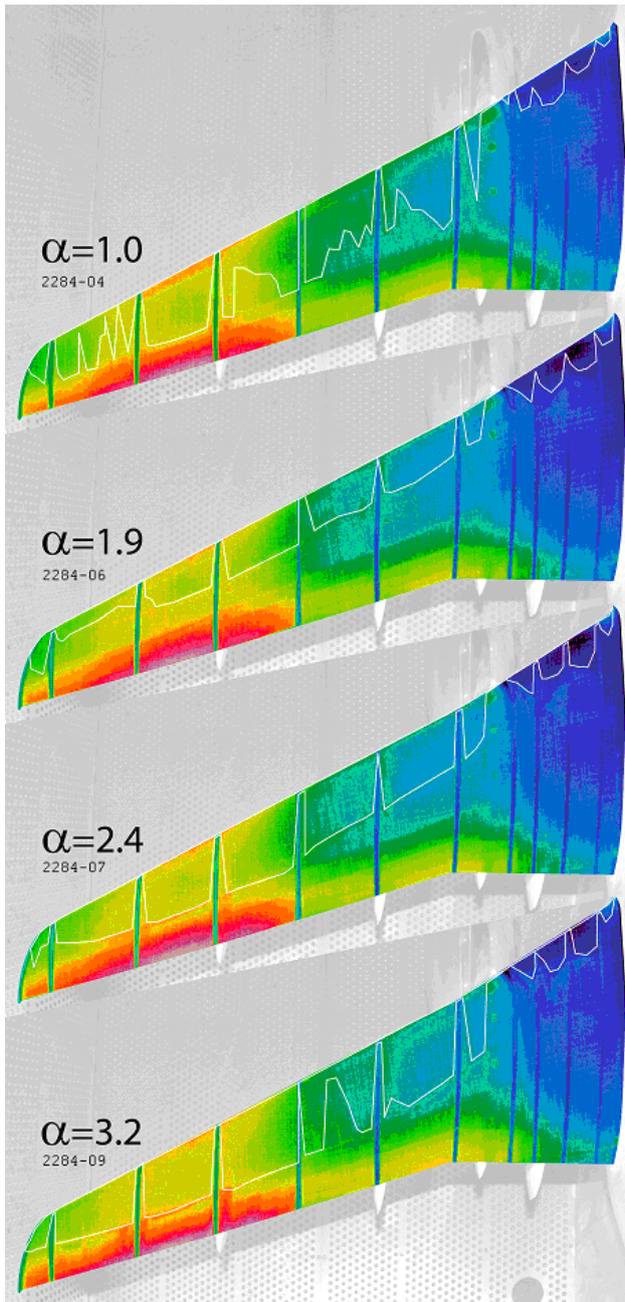


Рисунок 3.16 - Визуализация обтекания верхней поверхности крыла $M=0.8$
 $Re=3 \cdot 10^6$

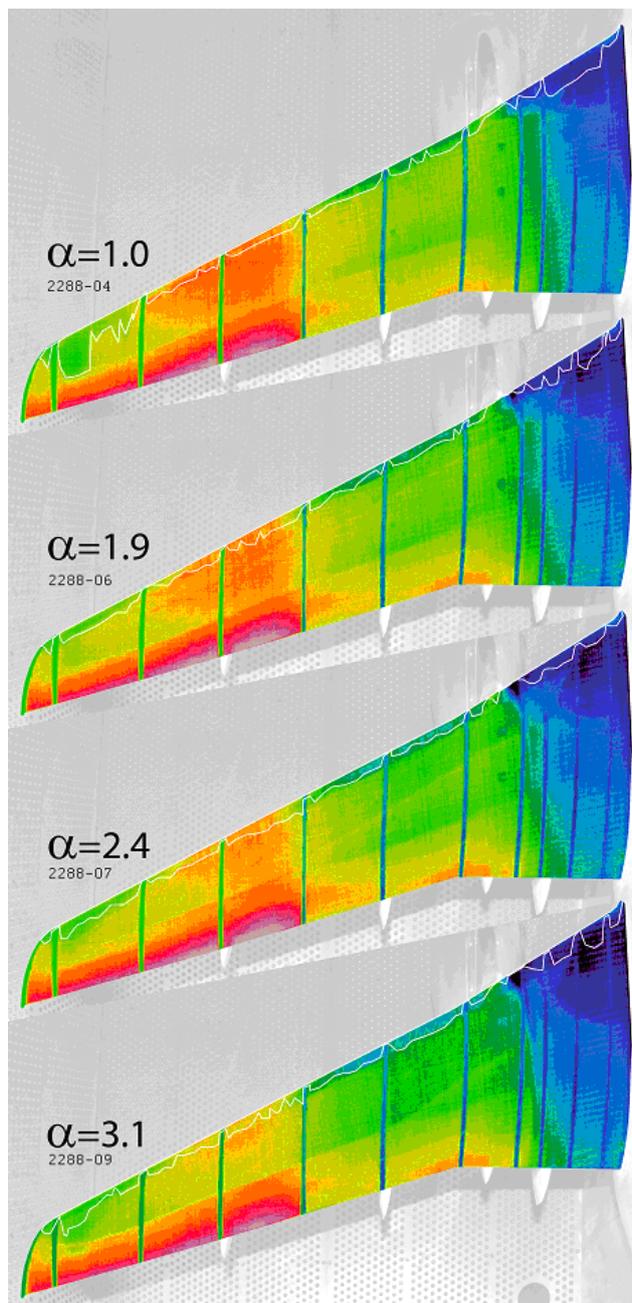


Рисунок 3.17 - Визуализация обтекания верхней поверхности крыла $M=0.8$
 $Re=7 \cdot 10^6$

На режимах $M=0.78-0.80$ при больших значениях чисел Рейнольдса ($Re=(7-8) \cdot 10^6$) переход пограничного слоя фиксируется в районе передней кромки и практически не зависит от изменения угла атаки и перемещений скачка уплотнения. При значении $Re=3 \cdot 10^6$ (обычно это значение соответствует испытаниям полных моделей) изменение угла атаки приводит, как и при больших числах Re , к различному развитию сверхзвуковой зоны и положения скачка

уплотнения. В этом случае градиент давления оказывает большее, чем число Re , влияние на переход в турбулентное состояние, что и демонстрируют результаты эксперимента. Появление сверхзвуковой зоны и скачка смещает X_p по направлению к передней кромке, а при дальнейшем увеличении угла атаки – смещается и скачок, а следом за ним и линия перехода пограничного слоя смещается уже по направлению к задней кромке крыла.

3.5 Верификация численных величин

Все приведенные выше методы исследований показывают область отрыва, усредненную по времени, что не дает однозначного ответа о начале отрывных эффектов на верхней поверхности крыла.

В таблице 1 представлено сравнение результатов полученных из анализа визуальных способов, и сравнение с численным методом 3.

Таблица 1 – Значения угла начала бафтинга полученных из анализа визуальных способов и сравнение с численным методом 3

	Метод 1	Метод 2	Метод 3	Расчет
M	$\alpha_{\text{баф}}$	$\alpha_{\text{баф}}$	$\alpha_{\text{баф}}$	$\alpha_{\text{баф}}$
0.78	3.84	4	3.9	4.07
0.8	3.1	3.2	3.1	3.28
0.82	2	2.1		2.19

Можно видеть, что наилучшую сходимость с расчетом дает метод баропокрытий (жидких кристаллов, метод 2). Различие между результатами, полученными тремя экспериментальными методами, основанными на визуализации обтекания верхней поверхности крыла, находится в диапазоне от 4 до 9 %, что является удовлетворительным результатом на этапе испытаний аэродинамической модели в АДТ.

3.6 Выводы к главе 3

Проведены экспериментальные исследования по определению границы начала бафтинга тремя экспериментальными способами основанными на визуализации обтекания верхней поверхности крыла. Определена величина $\alpha_{\text{баф}}$ соответствующая началу бафтинга при числах $M=0.78-0.82$ и числе $Re=3-9$ млн..

Имеет место удовлетворительное согласование размеров и положений зон отрыва как междуэкспериментальными методами так и с результатом расчетов.

Различие между результатами экспериментальных исследований полученными тремя методами находится в диапазоне от 4 до 9 %, что является удовлетворительным результатом на на этапе испытаний аэродинамической модели в АДТ.

Глава 4 Методика экспериментального определения начала бафтинга на основании анализа данных, полученных с помощью датчиков KULITE, и сравнение экспериментальных и расчетных данных $S_{у\text{баф}}$

Аэродинамические критерии бафтинга могут быть использованы на ранних этапах проектирования самолета, когда еще не определены упруго-массовые характеристики конструкции и соответственно, не могут быть получены оценки частот собственных колебаний и отклика конструкции на нестационарную аэродинамическую нагрузку. Для того, чтобы выяснить правомерность использования аэродинамических критериев, в ЦАГИ была проведена работа по их сравнению с динамическими применительно к явлению бафтинга крыла. В качестве характерного параметра бафтинга выбран угол атаки начала интенсивного роста нестационарных аэродинамических нагрузок [34].

4.1 Экспериментальная модель и методика определения аэродинамических характеристик

В связи с расширением эксплуатационных режимов полета летательных аппаратов и повышением требований к точности и информативности проводимых в АДТ экспериментов возросла актуальность исследований нестационарных нагрузок. Отличительной особенностью таких исследований являются проведение многоканальных синхронных измерений быстроизменяющихся по времени параметров процесса (с широкополосным спектром и характерными частотами от 0Гц до 1000Гц и выше), а также необходимость оперативной обработки и хранения больших объемов информации. Для решения таких задач в ЦАГИ создана измерительная система, отвечающая поставленным требованиям. Основным назначением измерительной системы является проведение исследований в АДТ-128 трансзвукового бафтинга. Она может быть использована и при рассмотрении других нестационарных процессов (режимов отрывного

обтекания, аэроупругих колебаний, переходных режимов, связанных с перемещениями органов управления и др.).

Предварительная обработка получаемой в процессе испытаний информации осуществляется с помощью программ WinПОС (НПП «Мера»), программ системы «ПОТОК» (ЦАГИ), последующая – программ Spektr7-10 (ЦАГИ). Измерительная система позволяет проводить синхронную запись и обработку поступающей со всех каналов информации. Она имеет блочную структуру, что создает возможности наращивания системы с целью повышения ее производительности без внесения принципиальных изменений в ее структуру, в программное обеспечение, без выведения ее из работоспособного состояния на период модернизации.

Исследования распределения давления по поверхности сверхкритического крыла проводились на крупномасштабной дренированной ($l = 2200\text{мм}$, $l_f = 4286\text{мм}$) полумодели крыла с фюзеляжем в условиях аэродинамической трубы Т-128 в диапазоне чисел $M=0.2-0.87$, углов атаки $\alpha = -3 \div 16^\circ$ и чисел $Re = (2 \div 13) \cdot 10^6$. Исследования проводились на сверхкритическом крыле со стреловидностью ($\chi_{0,25} = 24.7^\circ$ при $\lambda = 10.2$), большей максимальной относительной толщине в корне ($\hat{c} = 16.7\%$) и включали в себя как физические, так и весовые исследования.

Аэродинамические коэффициенты C_{ya} , C_{xa} , определялись в скоростной системе координат, относились к скоростному напору и к $Str = 0.942$, коэффициенты продольного момента m_{za} вычислялись относительно условного центра масс, расположенного на 25 % CAx крыла без наплыва и относились к скоростному напору, $Str = 0.942\text{м}^2$, $b_a = 0.473\text{м}$

Исследования проводились на дренированной поверхности крыла в 10 сечениях по размаху. В каждом сечении предусматривалось по 30 отверстий на верхней и 20 отверстий на нижней поверхности. Всего на крыле было 500 дренажных отверстий $d = 0.4$ мм. С целью фиксации перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный вблизи передней кромки крыла были установлены турбулизаторы на верхней и нижней поверхности ($\bar{X}_{\Pi} = 5\%$).

Турбулизаторы представляли собой диски высотой $h_T=0.1$ мм, диаметром $d_T=1$ мм, расположенные с шагом $t_T=2$ мм.

Модель крепилась к весам, установленным на потолке рабочей части. В связи с тем, что испытания проводились в широком диапазоне чисел M и Re , на потолке были установлены гладкие панели с целью снижения потерь в пространстве между фюзеляжем и поверхностью трубы. Между потолком и пьедесталом модели была щель высотой около 4мм, для исключения касания модели рабочей части трубы при весовых измерениях.

Для исследованной модели было применено 7 критериев оценки начала бафтинга крыла на основе результатов измерений сил и пульсаций аэродинамических нагрузок, которые получены в АДТ при испытаниях одной и той же крупномасштабной полумодели типичной конфигурации магистрального самолета со стреловидным крылом большого удлинения в широком диапазоне углов атаки при различных значениях числа Маха ($0.4 \div 0.82$) и числа Рейнольдса ($3 \div 14$) млн. Такой подход позволяет судить о степени близости различных вариантов предварительных оценок, получаемых на ранних этапах проектирования самолетов.

Испытания проводились в свободном потоке аэродинамической трубы (без дополнительных источников возмущений в виде турбулизирующих сеток, колеблющихся решеток и т.п.). Число Рейнольдса обеспечивалось задаваемым давлением в форкамере АДТ. Схема исследуемой модели показана на рисунке 4.1.

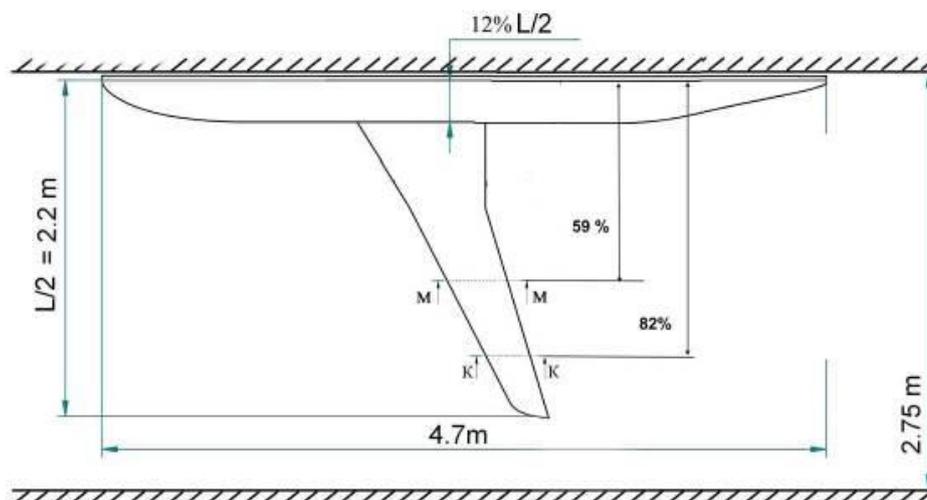


Рисунок 4.1 - Схема модели в АДТ

Модель устанавливалась на внемоделльных пятикомпонентных тензовесах, расположенных вне рабочей части трубы. На первом этапе определялись суммарные аэродинамические характеристики всей модели, распределение давления в 10 сечениях по размаху крыла (около 400 точек измерений), положение линии перехода пограничного слоя на верхней поверхности крыла с помощью жидких кристаллов и методом тепловидения. В процессе испытаний измерялись статические компоненты деформации крыла и определялось изменение угла крутки сечений крыла в зависимости от скоростного напора и угла атаки модели. На этом этапе измерения пульсаций давления осуществлялось с помощью штатной измерительной системы аэродинамической трубы. Измерения по всем точкам дренажа проводились синхронно с частотой опроса 1000Гц. Эти испытания показали, что ввиду влияния больших объемов подводящих каналов, наблюдается существенное занижение значений измеренных динамических составляющих давления, особенно в высокочастотной части спектра. Это фактически отфильтровало компоненты с частотами $50 \div 100$ Гц и выше. В результате отмечено существенное занижение измеренных величин пульсаций давления и оцениваемого уровня шума. Поэтому в ходе второго этапа исследований модель была оборудована малогабаритными датчиками давления с минимизированными подводящими каналами. Это дало возможность провести измерения более высокочастотных компонент пульсаций давлений.

При числах Маха крейсерского полета у стреловидного крыла большого удлинения первоначальная зона отрыва потока с ростом угла атаки формируется, как правило, на консоли крыла в результате взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем. Поэтому для анализа пульсаций давления были выбраны два характерных сечения, расположенные на 59 % и 82 % полуразмаха крыла, совпадающие с сечениями, где измерялось статическое давление в ходе первого этапа. Датчики пульсаций располагались, начиная с 30 % местной хорды. Такое размещение датчиков было принято по результатам первого этапа испытаний для того чтобы обеспечить измерения пульсаций давления в области движения скачков уплотнения и отрывной области. Эксперименты были проведены с

частотой опроса каналов аналого-цифровых преобразователей 54кГц. Аналоговые фильтры измерительных каналов были настроены на частоту 10кГц, рабочий диапазон частот датчиков давления с пневмотрактами 0÷5кГц.

4.2 Анализ экспериментальных данных и способ определения начала бафтинга по результатам экспериментов

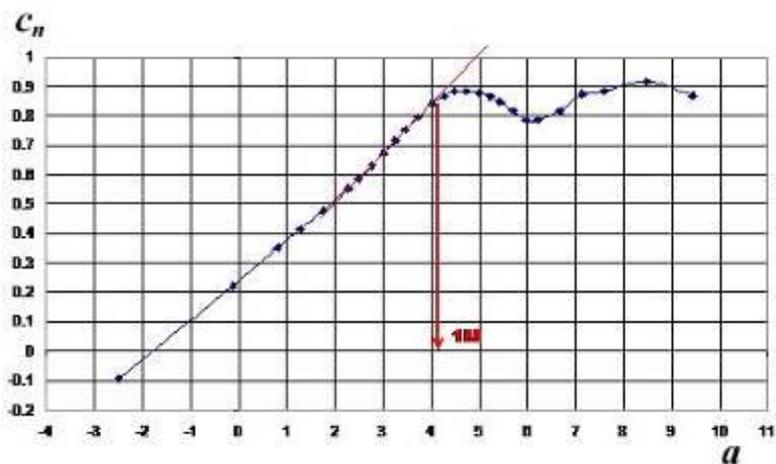
Для определения углов атаки начала бафтинга были рассмотрены следующие критерии:

Критерий 1 - начало отклонения от линейного участка кривой подъемной силы по углу атаки, или уменьшение производной $c_{y'}(\alpha)$, как для суммарных величин $c_{y\alpha}(\alpha)$, так и для сечений.

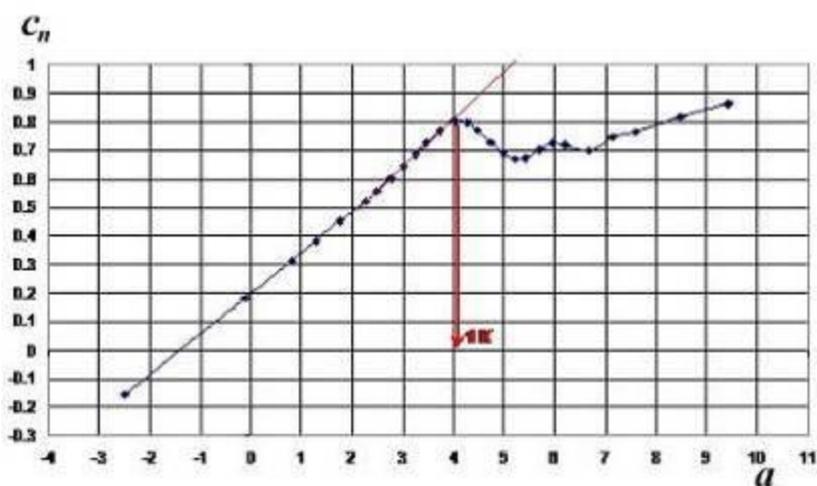
Этот критерий является наиболее простым и широко используется при анализе аэродинамических характеристик самолета. Он не требует изготовления сложной модели и использования многоканальной измерительной системы с многочисленными датчиками. Соответственно, такого рода испытания имеют сравнительно низкую стоимость, менее сложно и трудоемко.

Уменьшение производной $c_{y'}(\alpha)$ является индикатором развития отрыва потока на крыле. Однако, даже его применение вызывает определенные вопросы. Например, какую величину отклонения от линейного участка следует считать критической? Можно ли принять отклонение по углу атаки, равным 0.1° , или следует принять другое значение? Можно ли его применять ко всему крылу или нужно рассматривать его отдельные сечения?

На рисунке 4.2 приведены зависимости коэффициентов нормальной силы $c_n(\alpha)$ в сечениях крыла при $M=0.78$, $Re=10.5$ млн. Для сечения «М» при $z=59\%$ и «К» при $z=0.82\%$. Зависимости $c_n(\alpha)$ получены интегрированием давления, измеренного в контрольных точках. Углы атаки, при которых величина отклонения $c_n(\alpha)$ по углу атаки составляет 0.1° , равна $\alpha_1=4.1^\circ$ для сечения крыла $z=59\%$ и $\alpha_1=3.9^\circ$ для сечения $z=0.82\%$.



а) Сечение «М»



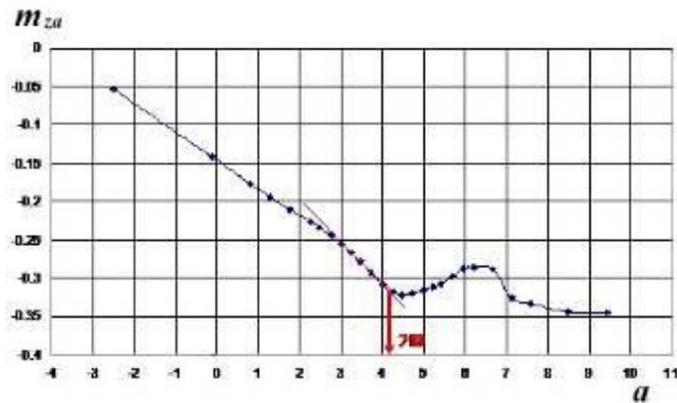
б) Сечение «К»

Рисунок 4.2 - Критерий 1, отклонение кривой $c_n(\alpha)$ от линейного участка для двух сечений крыла

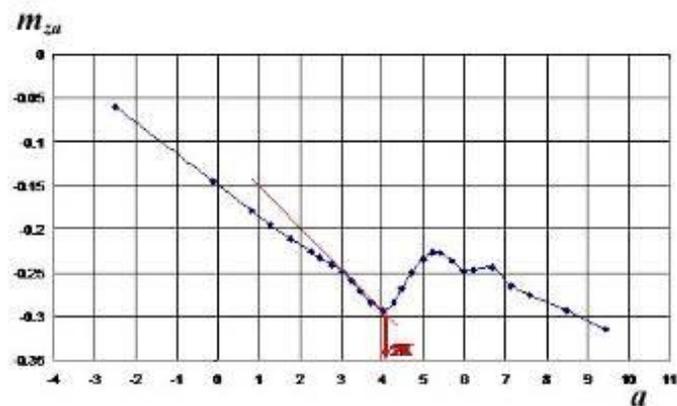
Критерий 2 - начало отклонения от линейного участка кривой момента тангажа по углу атаки $m_{za}(\alpha)$, как суммарного, так и отдельных сечений.

Применение критерия 2 для определения границы начала бафтинга не всегда возможно, по сравнению критерием 1. Это касается, прежде всего, суммарных характеристик самолетов с хвостовым оперением. Однако для анализа зависимостей $m_{za}(\alpha)$, полученных для сечения крыла, этот критерий может быть использован.

На рисунке 4.3 приведены зависимости коэффициентов момента тангажа $m_{za}(\alpha)$, полученные интегрированием давлений в контрольных точках. Здесь, так же как и в случае использования критерия 1, за начало отклонения зависимости $m_{za}(\alpha)$ от линейной, условно принято значение $\alpha=0.1^\circ$. Углы атаки начала бафтинга по критерию 2 получились равными $\alpha_2=4.1^\circ$, то есть практически такими же, как и по критерию 1.



а) Сечение «М»

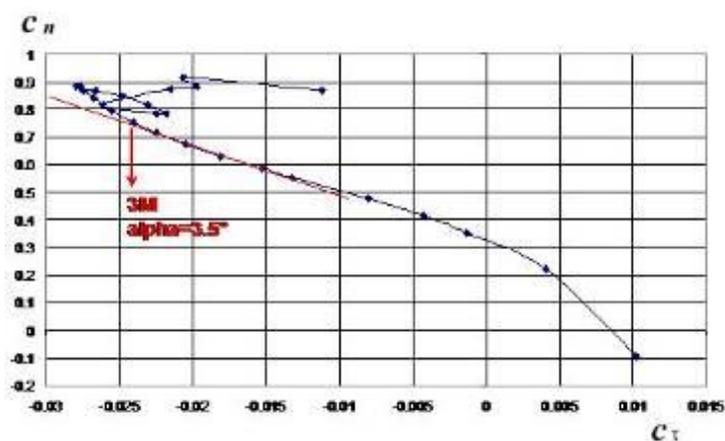


б) Сечение «К»

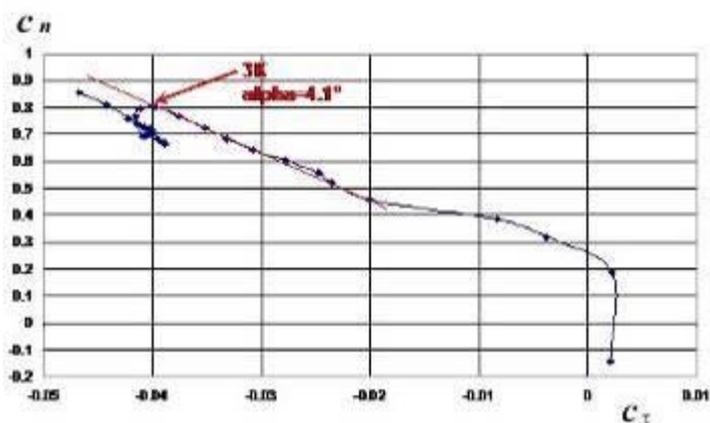
Рисунок 4.3 - Критерий 2 - отклонение от линейного участка кривой момента тангажа по углу атаки $m_{za}(\alpha)$ для двух сечений крыла

Критерий 3 – характер изменения полярных моментов первого рода, как для суммарных величин $c_y(c_x)$, так и для отдельных сечений $c_n(c_r)$.

Этот критерий также является индикатором развития отрыва на крыле. Однако его применение не столь очевидно, по сравнению с критерием 1. Это хорошо видно на графиках $c_n(c_\tau)$ для двух сечений крыла (рисунок 4.4). Зависимости получены интегрированием давлений в контрольных точках сечений крыла. Начало отклонения зависимостей $c_n(c_\tau)$ от линейной зависимости определяется недостаточно четко. Возможно, это связано с ограниченным числом точек измерения статического давления. Поэтому значения углов атаки, полученные по критерию 3, следует считать приближенными. В данном случае получены следующие оценки углов атаки начала бафтинга: $\alpha_3 = 3.5^\circ$ для сечения $z = 59\%$ и $\alpha_3 = 4.1^\circ$ для сечения $z = 0.82\%$.



а) Сечение «М»



б) Сечение «К»

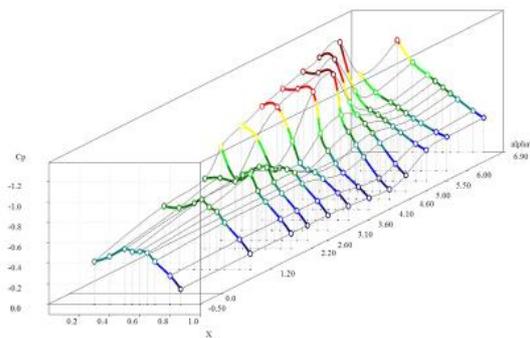
Рисунок 4.4 - Критерий 3 - характер изменения поляры первого рода $c_n(c_\tau)$ для двух сечений крыла

Следующие критерии основаны на анализе изменения распределений по поверхности крыла нестационарных аэродинамических нагрузок. Получение

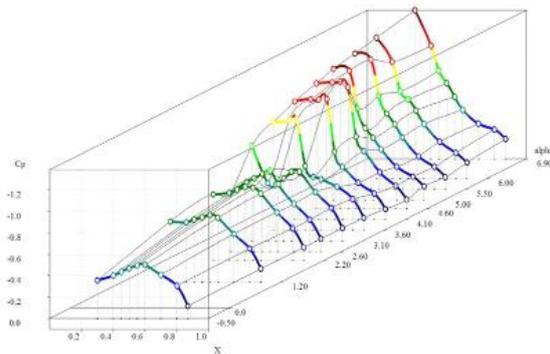
такой информации требует изготовления более сложных аэродинамических моделей с многочисленными датчиками, с системами дренажных отверстий, требует использования многоканальной измерительной системы высокой производительности и соответствующего математического обеспечения. Все это существенно усложняет и удорожает испытания.

Критерий 4 - изменение коэффициента давления вблизи задней кромки крыла с ростом угла атаки.

Применение этого критерия для определения начала и развития отрыва потока в сечениях крыла хорошо известно. Развитие отрыва потока в диффузорной части профиля крыла приводит к соответствующему изменению величины коэффициента давления. На рисунок 4.5 показано изменение коэффициентов давления на верхней поверхности крыла с увеличением углов атаки.



а) Сечение «М»

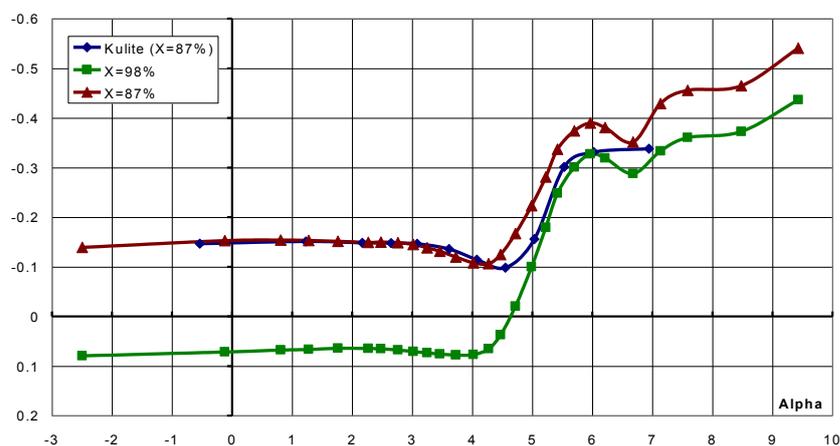


б) Сечение «К»

Рисунок 4.5 - Изменение коэффициента давления c_p по хорде и в зависимости от угла атаки

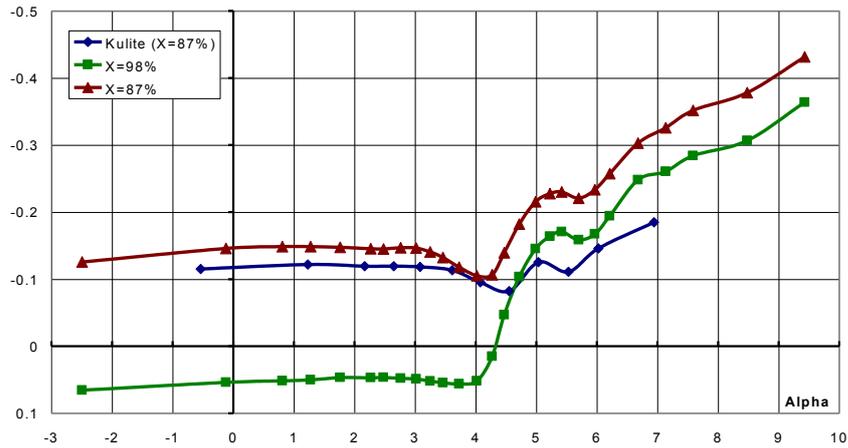
Эти результаты были получены с помощью малоинерционных датчиков пульсаций давления. На рисунках виден характерный рост разрежения в

диффузорной части крыла, свидетельствующий о возникновении и развитии отрыва потока за скачками уплотнения. Если в качестве критерия 4 принять начало роста разрежения в последней измеренной точке ($x=87\%$), то в этом случае получаются следующие значения углов атаки начала бафтинга: $\alpha = 5^\circ$ для сечения $z=59\%$ и $\alpha = 5^\circ$ для сечения $z=0.82\%$. Эти данные можно сравнить с результатами измерений статического давления, полученными на первом этапе исследований с помощью штатной измерительной системы с длинными дренажными каналами (рисунок 4.6). Для сравнения приведены зависимости $c_p(\alpha)$ в точках дренажа, расположенных на расстоянии 87 % и 96 % длины хорды. Видно, что зависимости $c_p(\alpha)$, полученные разными измерительными технологиями в различных пусках, в целом имеют близкий вид. Однако величины $c_p(\alpha)$, полученные на первом этапе исследований, показывают несколько более раннее по углам атаки начало роста разрежения. В этом случае получаются следующие углы атаки: $\alpha_4 \approx 4.3^\circ \div 4.5^\circ$ для $z=59\%$ и $\alpha_4 \approx 4.3^\circ \div 4.5^\circ$ для $z=0.82\%$. Таким образом, в результате обобщения исследований, углы начала бафтинга по критерию 4 могут находиться в диапазоне $\alpha_4 \approx 4.3^\circ \div 5^\circ$.



а) Сечение «М»

рисунок 4.6, а - Изменение коэффициента давления $c_p(\alpha)$ вблизи задней кромки крыла



б) Сечение «К»

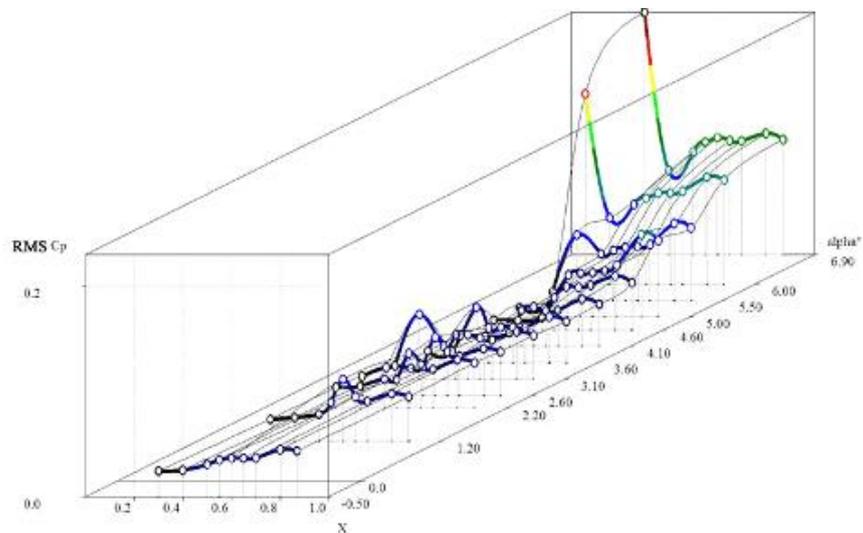
Рисунок 4.6, б - Изменение коэффициента давления $c_p(\alpha)$ вблизи задней кромки крыла

Рассмотренные выше критерии 1÷4 позволяют лишь косвенно указывать начала бафтинга, поскольку используют только стационарные аэродинамические характеристики. Интенсивность бафтинга определяется уровнем и частотным спектром пульсаций статического давления. Поэтому, определяющими более точными критериями для определения начала бафтинга являются критерии, связанные с анализом изменений пульсаций давления.

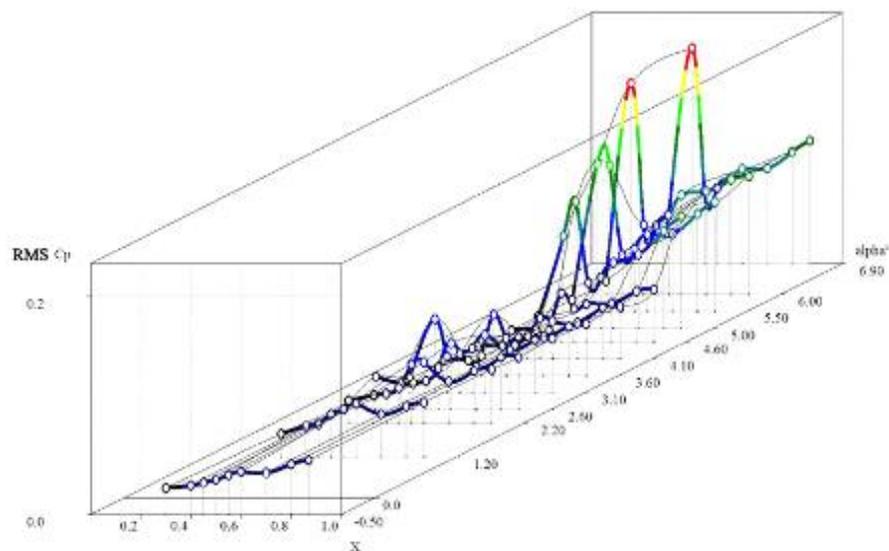
Критерий 5 – изменение среднеквадратичного отклонения коэффициента давления (СКО c_p) в сечении по размаху крыла при различных значениях угла атаки.

На рисунке 4.7 приведены графики значений среднеквадратичных отклонений безразмерных коэффициентов давлений крыла СКО c_p в зависимости от угла атаки. Нормирование значений пульсаций давления проведено по средней величине скоростного напора невозмущенного потока. Значения СКО c_p вычислены по низкочастотной части спектра (до 500Гц). Этот диапазон частот представляет наибольший интерес при рассмотрении упругих колебаний крыла. Из графиков видно, что значительный рост значений СКО c_p наблюдается, начиная с угла атаки $\alpha=5^\circ$. На этих углах атаки графики СКО c_p имеют две типичные «вершины» с высоким уровнем СКО c_p . Первая «вершина»,

обусловлена колебаниям скачков уплотнения при взаимодействии с пограничным слоем, вторая «вершина» демонстрирует рост пульсаций давления в области отрыва потока за фронтом скачка уплотнения. Локальное снижение пульсаций давления в области скачков уплотнения также свидетельствует о развитии отрыва за скачком. На угле атаки $\alpha \approx 5^\circ$ в обоих сечениях крыла значения СКО c_p в ряде точек по хорде практически достигают величины СКО $c_p = 0.1$. Это значение также является одним из эмпирических признаков начала бафтинга. Если принять это значение в качестве критерия для исследуемой модели, то угол атаки начала бафтинга будет иметь величину $\alpha_5 \approx 5^\circ$.



а) Сечение «М»



б) Сечение «К»

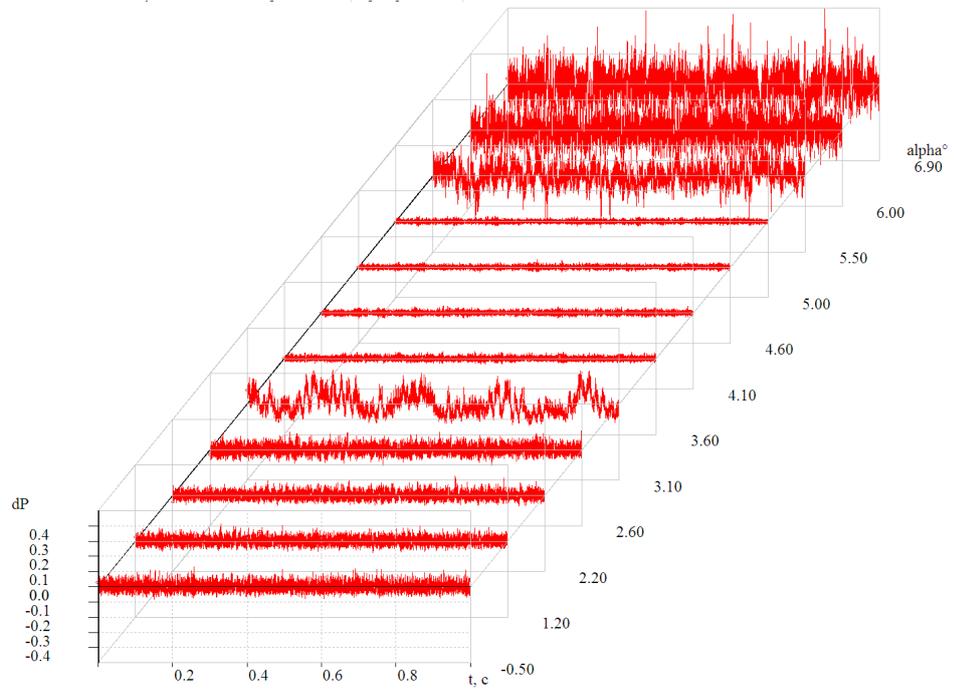
Рисунок 4.7 - Изменения среднеквадратичных отклонений безразмерных коэффициентов давлений c_p в зависимости от углов атаки

Критерий 6 - изменение уровня пульсаций давления в сечениях с ростом углов атаки.

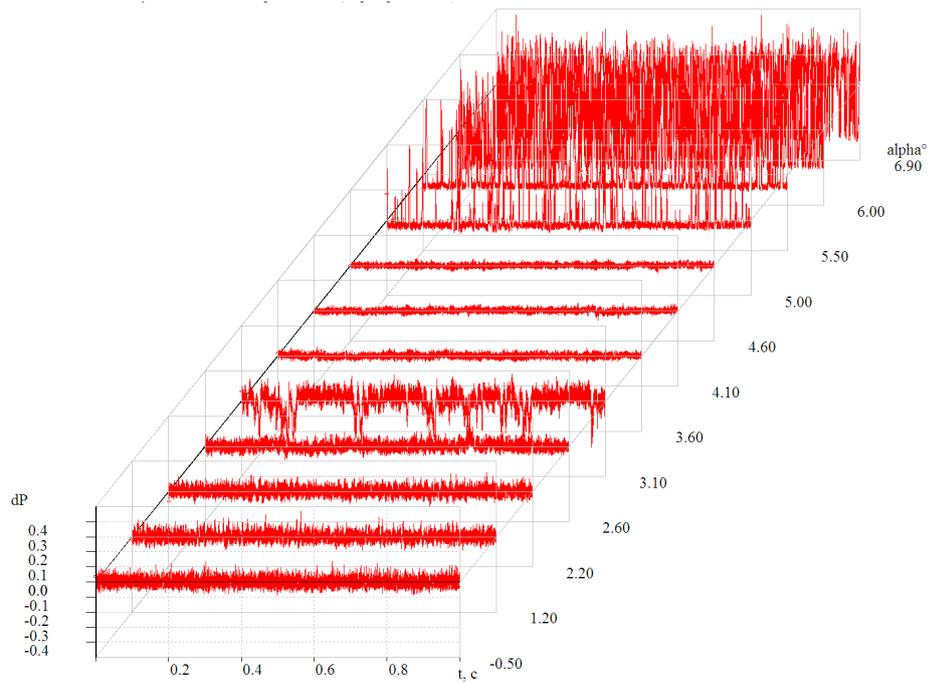
Значения пульсаций давления dP зависят от параметров набегающего потока и являются только косвенным показателем развития бафтинга. Однако изменения dP при увеличении углов атаки могут служить критерием начала бафтинга для конкретной модели в сочетании с другими критериями.

На рисунках 4.8 и 4.9 показаны изменения пульсаций безразмерного давления dP с ростом угла атаки в двух характерных точках расположенных на 40% и 87% местной хорды. Первая точка находится в области положения скачка уплотнения, вторая расположена вблизи задней кромки крыла, то есть в области отрыва потока, существующей при больших углах атаки. Видно, что в обоих сечениях при $x=87\%$ имеется заметный рост пульсаций давления, начиная с угла атаки $\alpha \approx 5^\circ$. Аналогичную картину мы имеем для точек $x=40\%$ сечений «М» и «К».

Из рисунков 4.8 и 4.11 видно, что при угле атаки $\alpha \approx 3^\circ$ существует небольшая область с повышенным уровнем пульсаций (амплитуд пульсаций) давлений, которая вызвана неустойчивостью положения скачка. Это может вызывать трансзвуковой бафтинг. При дальнейшем росте угла атаки скачок смещается вперед и несколько стабилизируется. Изменение аэродинамических нагрузок снижается, до тех пор пока при более высоких значениях угла атаки (в данном случае $\alpha \approx 5.5^\circ$) не развивается отрыв потока.

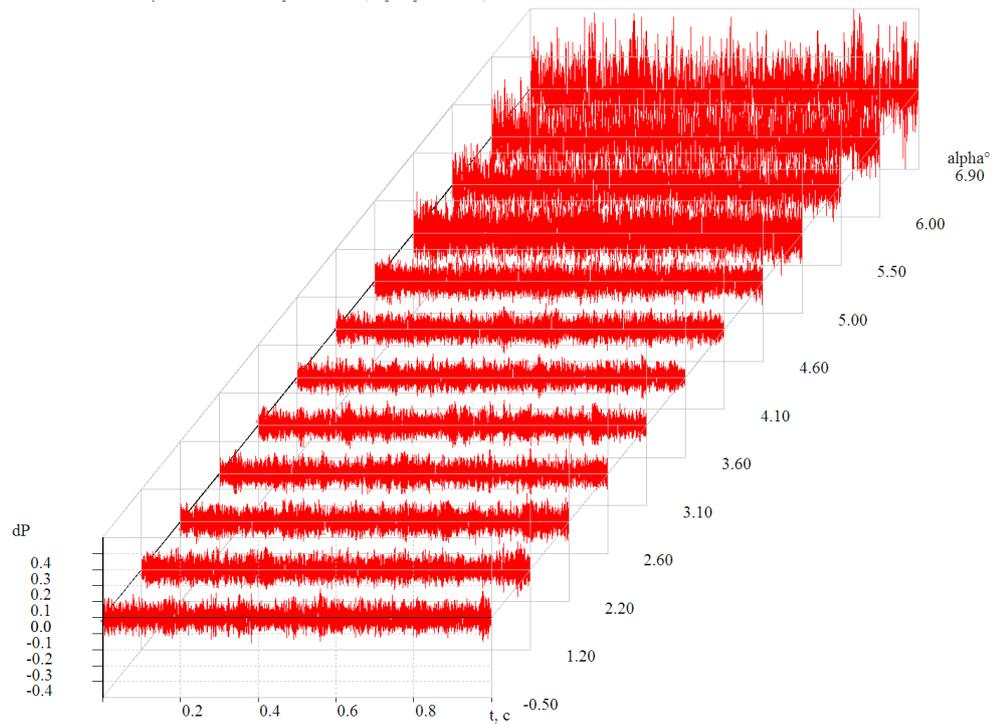


а) Сечение «М»

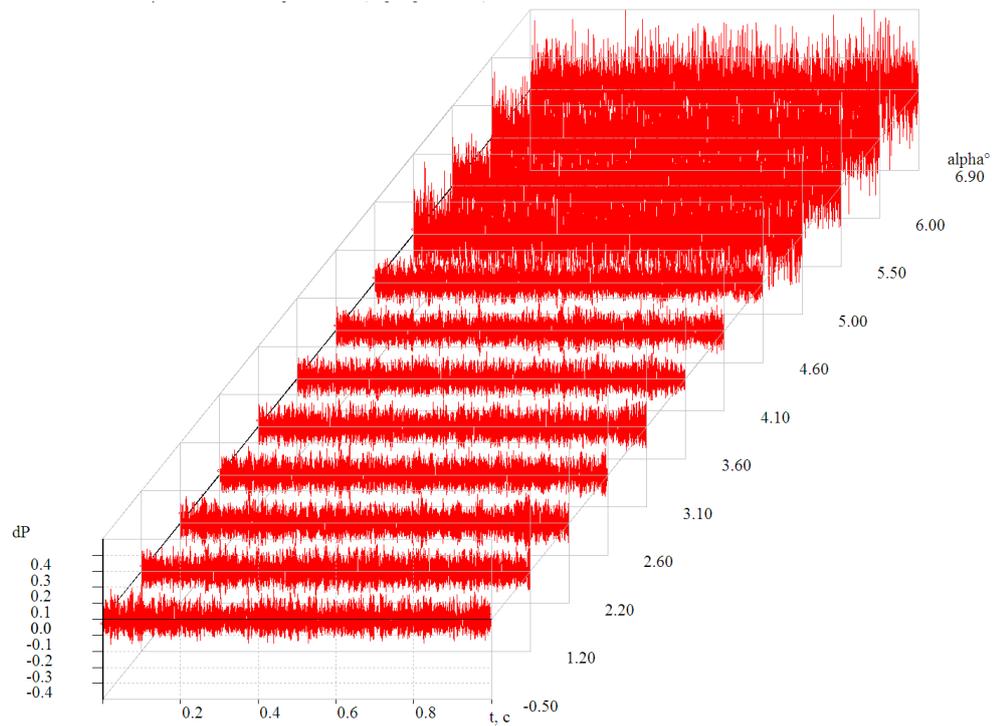


б) Сечение «К»

Рисунок 4.8 - Изменения безразмерной пульсации давлений dP от угла атаки в точке 40 % хорды



а) Сечение «М»

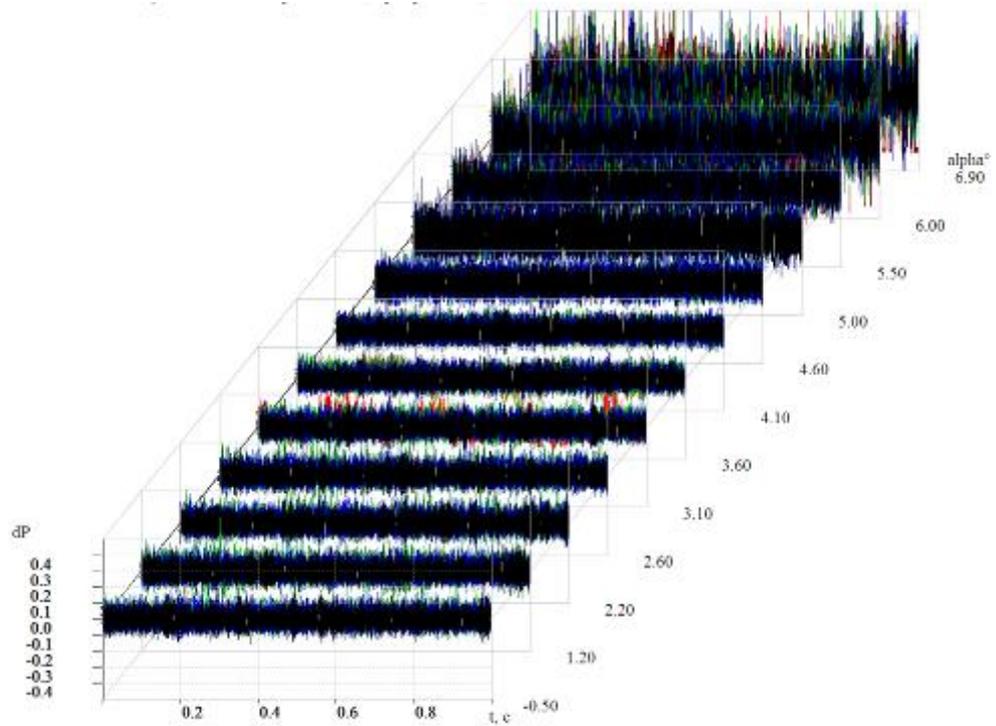


б) Сечение «К»

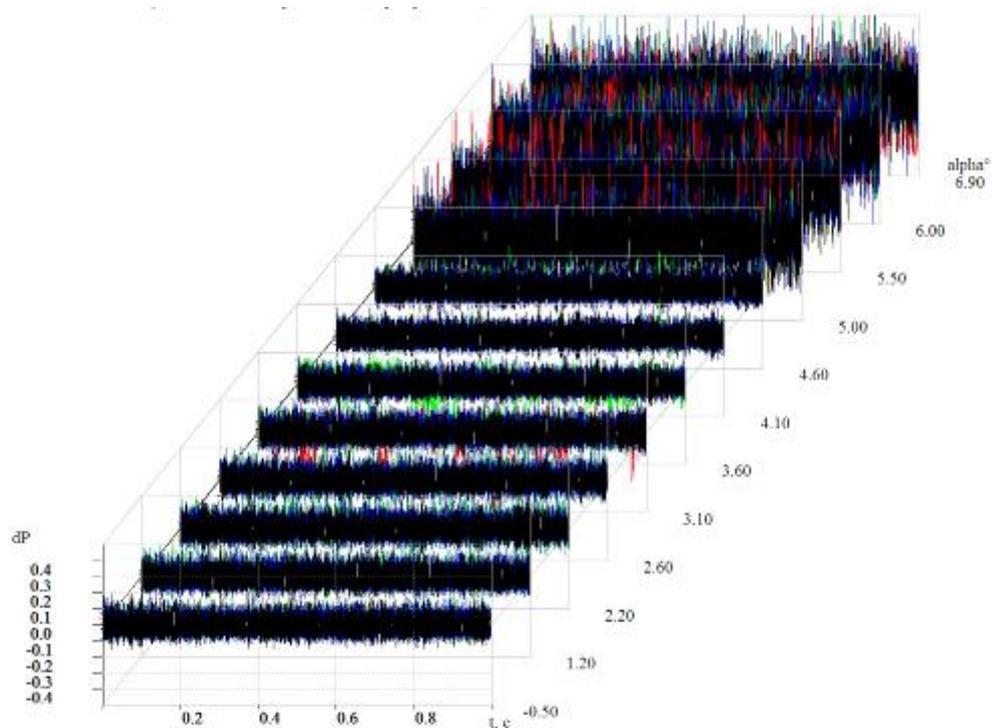
Рисунок 4.9 - Изменения безразмерной пульсаций давлений dP от угла атаки в точке 87 % хорды

На рисунке 4.10 показаны значения безразмерных пульсаций давления dP для всех точек, где измерялись пульсации давления. Видно, что, начиная с угла

атаки $\alpha \approx 5^\circ$, величины dP возрастают практически вдвое. Следовательно, угол атаки начала бафтинга по критерию 6 можно принять равным $\alpha \approx 5^\circ$.



а) Сечение «М»

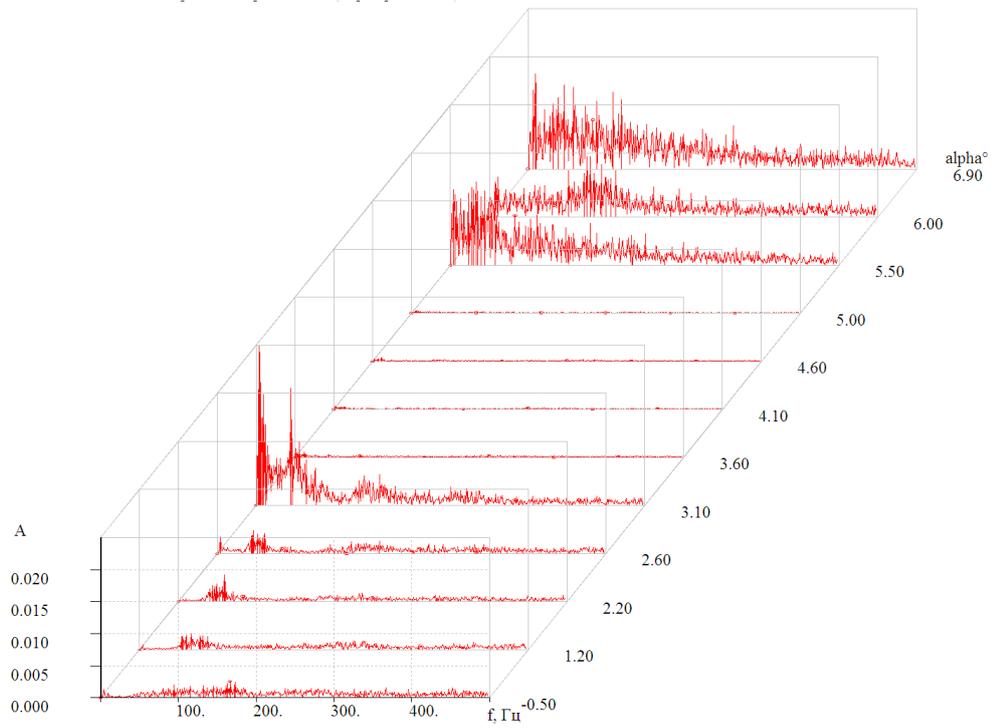


б) Сечение «К»

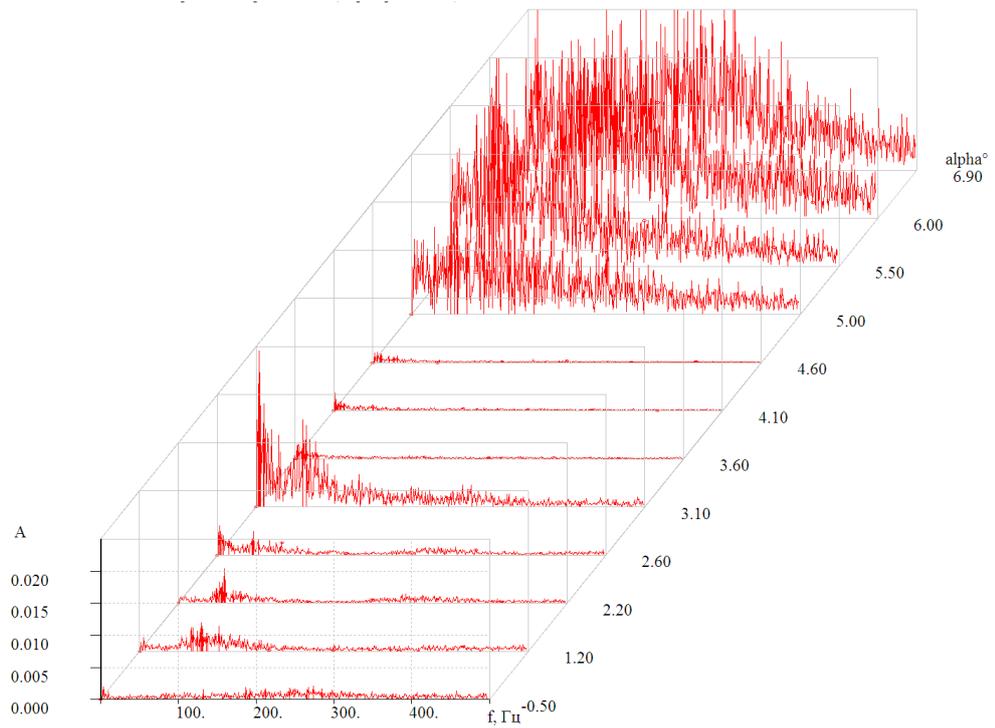
Рисунок 4.10 - Изменения безразмерной пульсации давлений dP от угла атаки для всех датчиков сечения

Критерий 7 – изменение амплитуд безразмерных пульсаций давления в сечениях с ростом угла атаки.

Амплитуда безразмерных пульсаций давления также может являться критерием интенсивности отрыва и, следовательно, критерием начала бафтинга. На рисунках 4.11 и 4.12 показаны спектры амплитуд безразмерных пульсаций давлений в частотном диапазоне (0÷500)Гц. Данные представлены для точек, расположенных на 40 % и 87 % хорды. На рисунке 4.13 приведены частотные спектры пульсаций для всех точек сечений. Эти данные показывают, что усиление нестационарности обтекания модели имеет место с угла атаки $\alpha \approx 5^\circ$. Следовательно, угол атаки начала бафтинга по критерию 7 можно принять равным $\alpha \approx 5^\circ$. Спектры пульсации давления в области положения скачков уплотнения характеризуются усилением низкочастотной составляющей, обусловленной колебаниями скачков. Спектры пульсации давления вблизи задней кромки носят широкополосный характер. Графики амплитуд построены в крупном масштабе для более подробной детализации изменений амплитудного спектра по углам атаки. Поэтому некоторые пиковые значения амплитуд вышли за пределы рисунков – пики «срезаны».

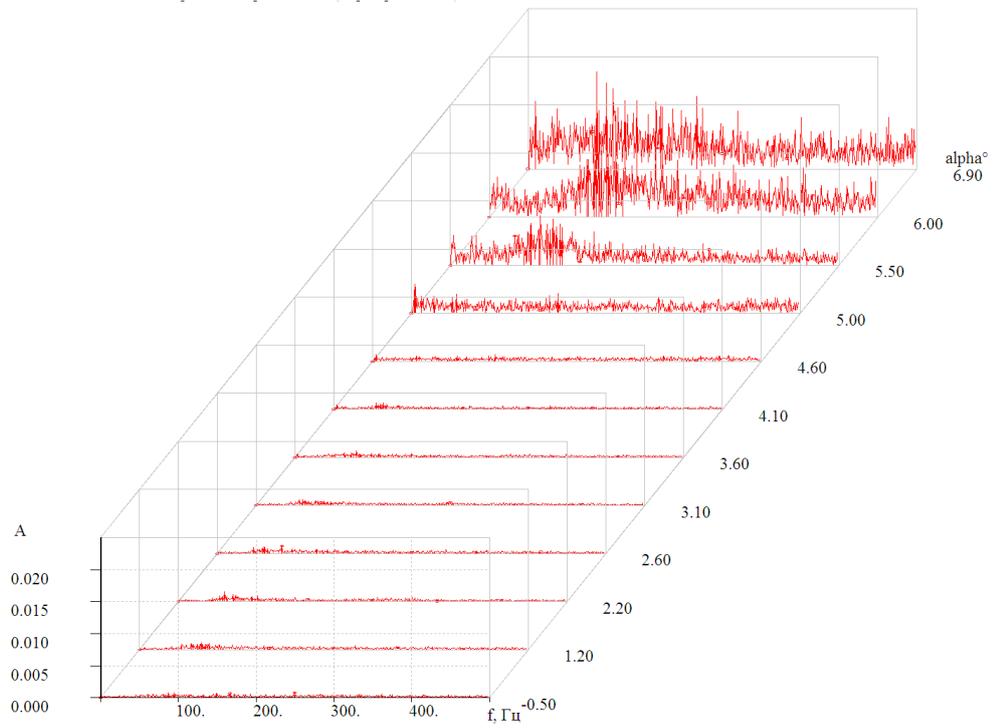


а) Сечение «М»

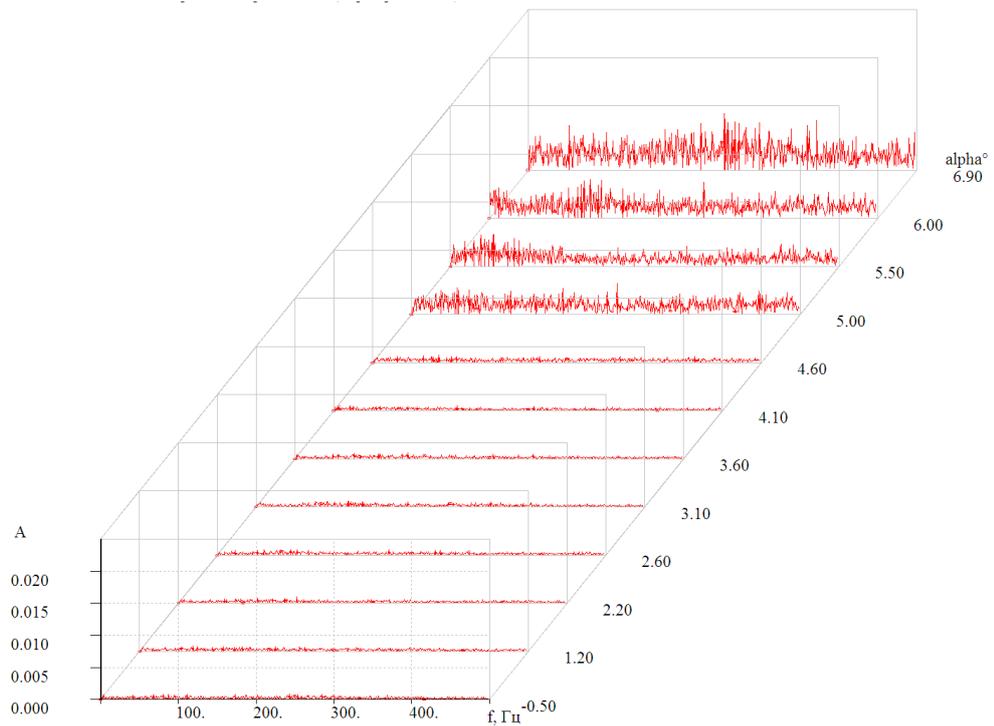


б) Сечение «К»

Рисунок 4.11 - Спектр амплитуд колебаний давления в точке 40 % хорды



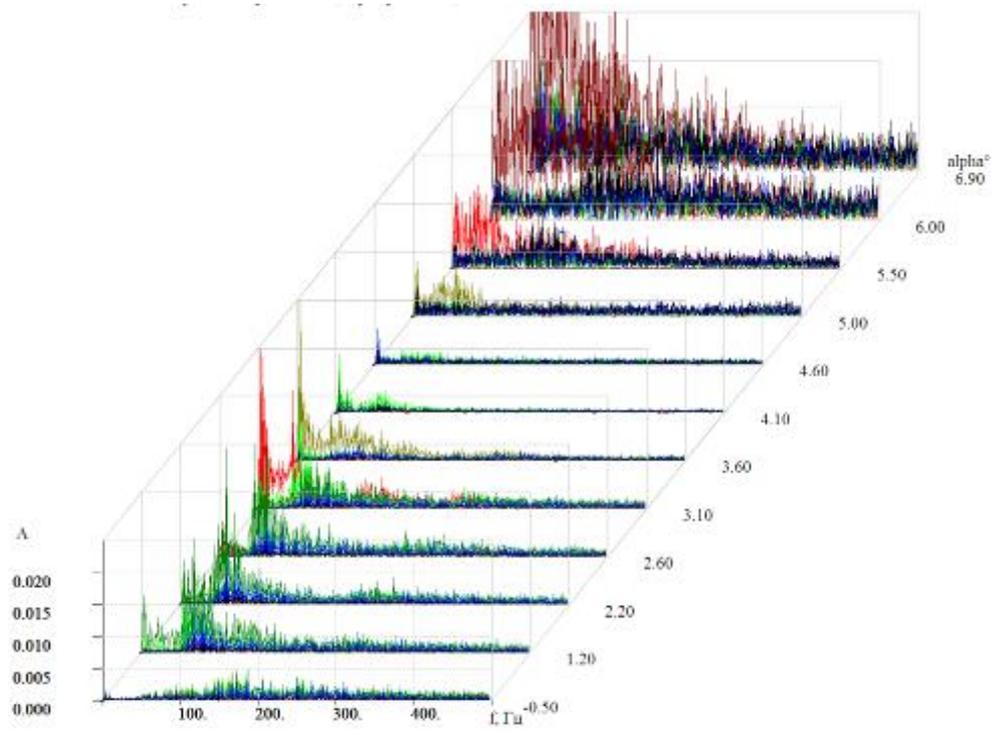
а) Сечение «М»



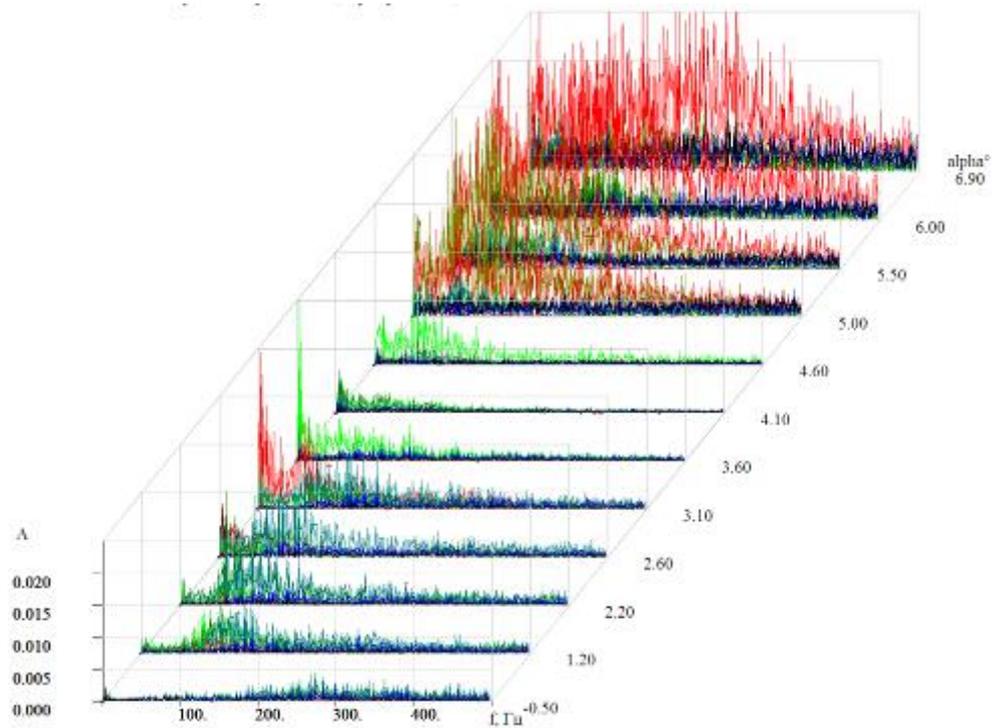
б) Сечение «К»

Рисунок 4.12 - Спектр амплитуд колебаний давления в точке 87 % хорды

На рисунке 4.13 приведены результаты измерений по различным каналам (датчикам) выделены различными цветами.



а) Сечение «М»



б) Сечение «К»

Рисунок 4.13 - Спектр амплитуд колебаний безразмерных давлений для всех датчиков сечения крыла

На рисунках 4.14 и 4.15 показаны зависимости изменения коэффициента нормальной силы по углу атаки $c_n(\alpha)$ для сечений крыла $z=59\%$ и $z=82\%$. Здесь же показаны значения углов атаки начала бафтинга, определенные по критериям 1÷7.

Видно, что оценки значений углов атаки начала бафтинга, определенные по критериям 5÷7, на $0.8^\circ \div 0.9^\circ$ больше оценок углов атаки, определенных по критериям 1÷3.

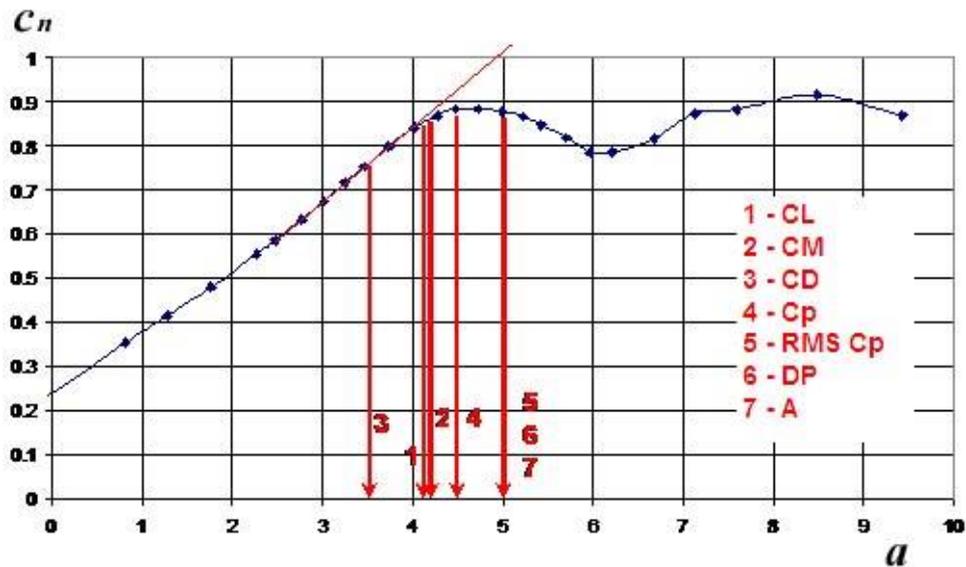


Рисунок 4.14 – Определение начала бафтинга в сечении «М» ($z=59\%$) крыла с помощью различных критериев

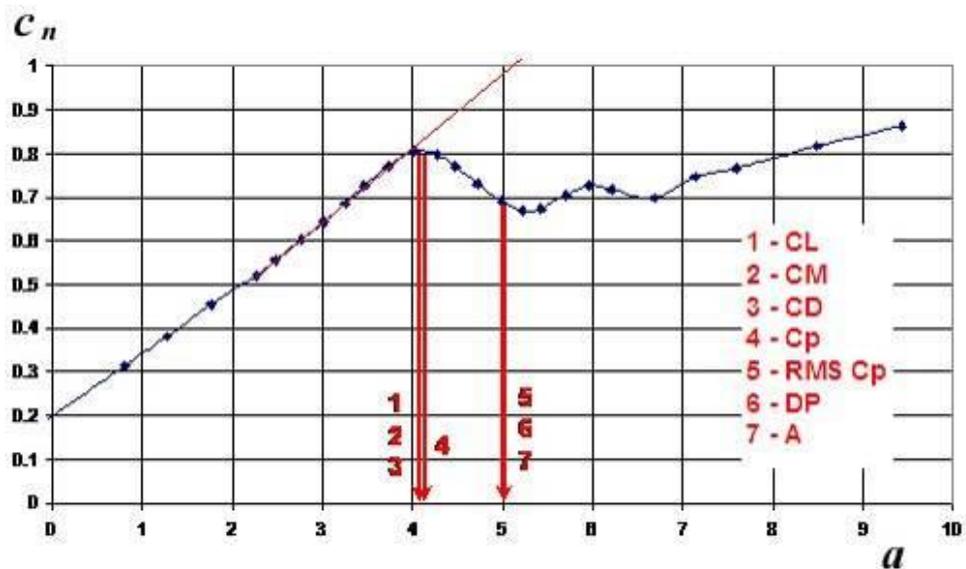


Рисунок 4.15 - Определение начала бафтинга в сечении «К» ($z=82\%$) крыла с помощью различных критериев

Критерии 1÷3 просты в использовании, но они фиксируют лишь угол атаки, при котором происходит явный переход от безотрывного обтекания к началу отрыва потока. Они учитывают изменения осредненных по времени аэродинамических нагрузок, но не учитывают их нестационарные характеристики. Поэтому они дают косвенные оценки. Критерии 5÷7 основаны на анализе поведения самих нестационарных нагрузок и, следовательно, дают более объективные оценки углов атаки начала бафтинга.

Аналогичные исследования были проведены для числа Маха $M=0.82$.

4.3 Верификация численных и экспериментальных величин

По результатам экспериментальных данных, полученных на основе анализа распределения давления в сечениях крыла, проведено сравнение с расчетными данными приведенными в главах 2 и 3. Расчетные и экспериментальные значения начала бафтинга удовлетворительно согласуются в сечении «М» ($z=59\%$) что возможно характеризует начало образования отрывных режимов в этом сечении на крыле. Различие между результатами, полученными различными расчетными и экспериментальными методами, находится в диапазоне от 1 до 9 %, что является удовлетворительным результатом.

Рисунок 4.14 показывает, что с ростом числа M различие усиливается, что может быть связано с тем, что при увеличении числа M на крыле развиваются обширные сверхзвуковые зоны с сильными замыкающими скачками уплотнения, вызывающим отрыв пограничного слоя, который не учитывается расчетным методом.

4.4 Выводы к главе 4

Приведены экспериментальные исследования и выполнен сравнительный анализ особенности развития трехмерного отрыва пограничного слоя на стреловидных крыльях и определение начала бафтинга Субаф стреловидных крыльев на крейсерских режимах полета магистральных самолетов. Для анализа

экспериментальных данных использовано 7 критериев определения начала бафтинга крыла на базе одних и тех же результатов измерений нагрузок и пульсаций аэродинамических нагрузок, которые получены в АДТ при испытаниях крупномасштабной полумодели типичной конфигурации магистрального самолета со стреловидным крылом большого удлинения в широком диапазоне углов атаки при различных значениях числа Маха ($0.4 \div 0.82$) и числа Рейнольдса ($3 \div 14$)млн. показал:

1. Минимальные значения границы начала бафтинга получены при использовании критериев, основанных на анализе зависимостей коэффициентов подъемной силы, момента тангажа и сопротивления (1-3). Эти критерии можно использовать для определения начала бафтинга только на предварительном этапе проектирования.

2. При больших углах атаки в спектрах преобладают гармоники с относительно низкими частотами (от единиц до сотен Гц). Высокие уровни пульсаций давления вызваны перемещениями скачков по поверхности крыла вблизи точек измерений при трансзвуковых скоростях, а также с появлением и развитием отрыва потока с ростом углов атаки.

3. С увеличением угла атаки наблюдается рост амплитуд пульсаций давлений. При переходе к срывным режимам обтекания эти амплитуды достигают больших значений. Наибольшее усиление амплитуд колебаний наблюдается в низкочастотной части спектра.

4. Более точные оценки обеспечивают критерии, основанные на анализе величин и пульсаций давления в сечениях крыла (4–7). На более поздних этапах проектирования, когда известны упруго-массовые характеристики конструкции, должны применяться уточненные и более объективные оценки интенсивности бафтинга, основанные не только на анализе нестационарных характеристик аэродинамической нагрузки, но и непосредственно на анализе отклика упругой конструкции самолета на эти бафтинговые нагрузки.

5. Приведенные результаты экспериментальных исследований удовлетворительно согласуются с полученными ранее расчетными величинами границы начала бафтинга, разница в полученных результатах не превышает 10 %.

6. Предложенный расчетный метод определения границы начала бафтинга может быть использован на предварительном этапе проектирования аэродинамических компоновок летательных аппаратов

**Глава 5 Верификация численного метода определения начала бафтинга
для различных крыльев трансзвуковых самолетов на основе
экспериментальных исследований моделей и летным экспериментом.
Оценка влияния ограничений по бафтингу на ЛТХ, ВПХ ближне-среднего
магистрального самолета**

5.1. Крыло регионального самолета

По результатам приведенных выше расчетно-экспериментальных данных для конфигурации 1 выполнено сравнение с результатами, приведенными в банке аэродинамических характеристик и предварительным вариантам летных испытаний [10], (рисунок 5.1).

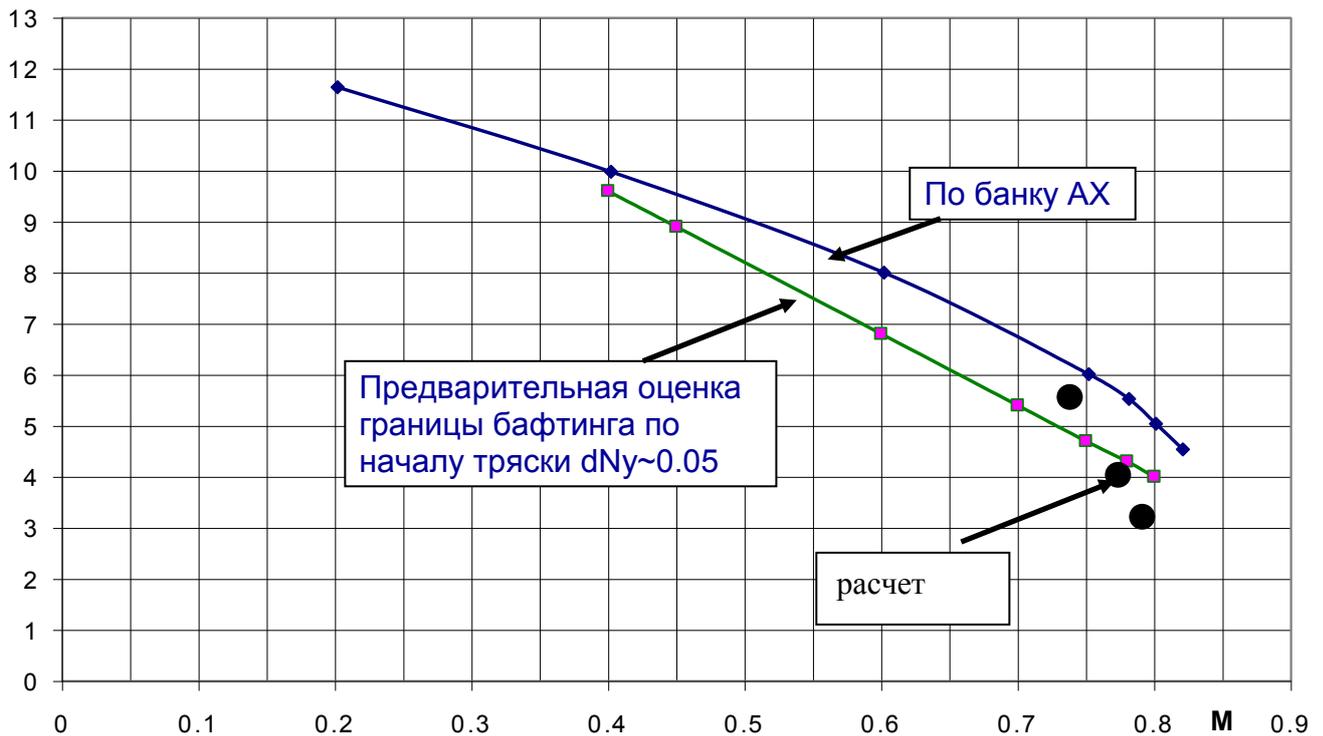


Рисунок 5.1 – Начало бафтинга для самолета конфигурации 1

На рисунке 5.1 построен график зависимости угла атаки начала бафтинга по числу Маха M на основании данных из банка аэродинамически характеристик,

летных испытаний и расчетных исследований, полученных выше. Различие между результатами, полученными тремя способами находится в диапазоне от 4 до 9 %, что является достаточно хорошим результатом на предварительном этапе проектирования.

Видно, что с ростом числа M различие усиливается, что может быть связано с тем, что при увеличении числа M на крыле развиваются обширные сверхзвуковые зоны с сильными замыкающими скачками уплотнения. Это в свою очередь может вызвать мощный отрыв пограничного слоя, который не учитывается расчетным методом.

5.2. Крыло ближне-среднего магистрального самолета

Перспективный ближнесредний магистральный самолет БСМС (конфигурация 2) на 150–180 мест является наиболее приоритетным проектом гражданского авиастроения России [34].

Ранее на тематической модели БСМС в АДТ Т-106М ЦАГИ были испытаны различные крылья, отличающиеся расчетным числом Маха, удлинением и стреловидностью. На этапе эскизного проектирования базовым крылом считалось крыло 9 со следующими параметрами: $S=112\text{м}^2$, $L=36\text{м}$, $\lambda=11.57$, $\chi_{1/4}=26.6^\circ$, $\eta=3.58$, $c_x=16.1\div 12\div 10.15\%$. Испытания предварительной аэродинамической модели МС-21 с крылом 9 в АДТ Т-128 подтвердили достаточно высокий уровень аэродинамических характеристик.

Расчеты аэродинамической компоновки модели самолета проводились по программе, основанной на методе вязко-невязкого взаимодействия в полной компоновке. Расчетная схема модели приведена на рисунке 5.2. Результаты расчетов показывают, что с двигателем PW характеристики крыла 9 на крейсерских режимах полета заметно ухудшаются за счет возросшего волнового сопротивления. Это вызвано появлением скачка уплотнения вблизи борта. Индуктивное сопротивление становится несколько выше за счет

перераспределения нагрузки ближе к борту, а профильное сопротивление, наоборот, уменьшается из-за подтормаживающего эффекта новой гондолы.

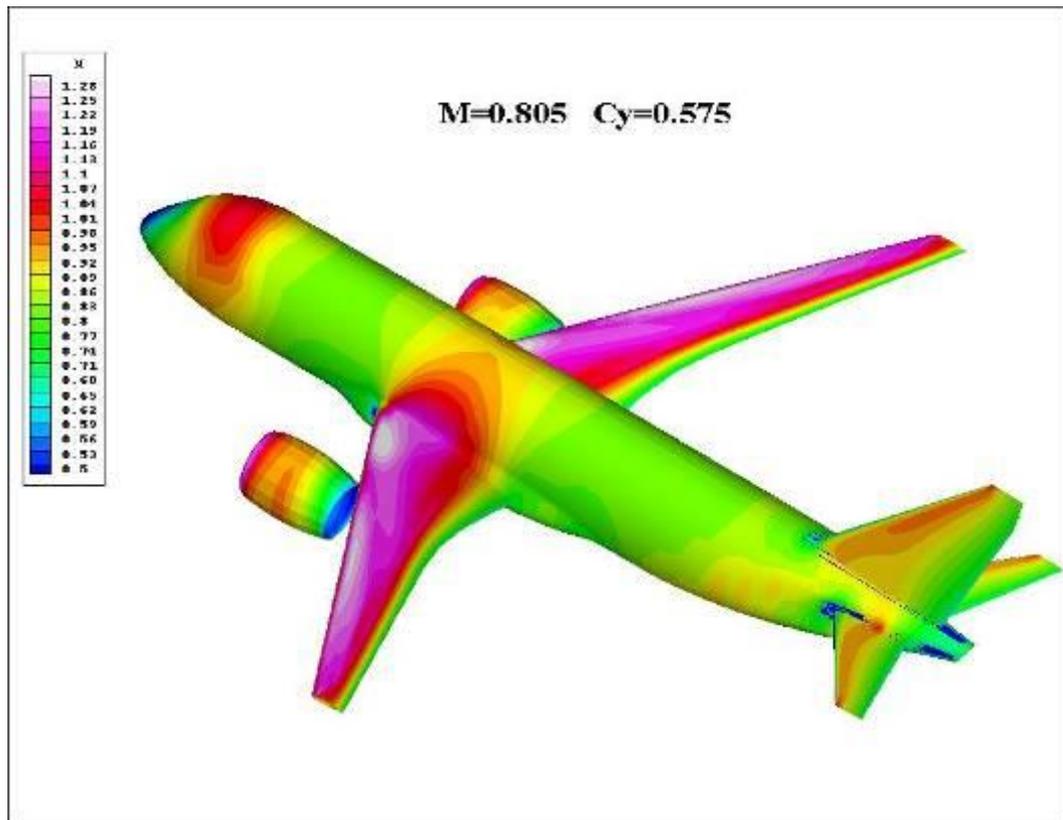


Рисунок 5.2 – Расчетная схема модели

Начало бафтинга определялось расчетным образом на основании анализа топологии предельных линий тока на верхней поверхности. Картина обтекания крыла на больших углах атаки (рисунок 5.3) содержит обычно две зоны отрыва: замкнутого отрыва, непосредственно за скачком уплотнения и типичного диффузорного отрыва вблизи задней кромки крыла. Режим начала бафтинга принимался из условия полностью разомкнутой зоны отрыва, либо по размаху крыла, когда отрыв, вызванный скачком уплотнения, смыкался с диффузорным отрывом. Данный критерий хорошо согласуется с другими оценками границ бафтинга, в том числе и экспериментальными, что было показано выше.

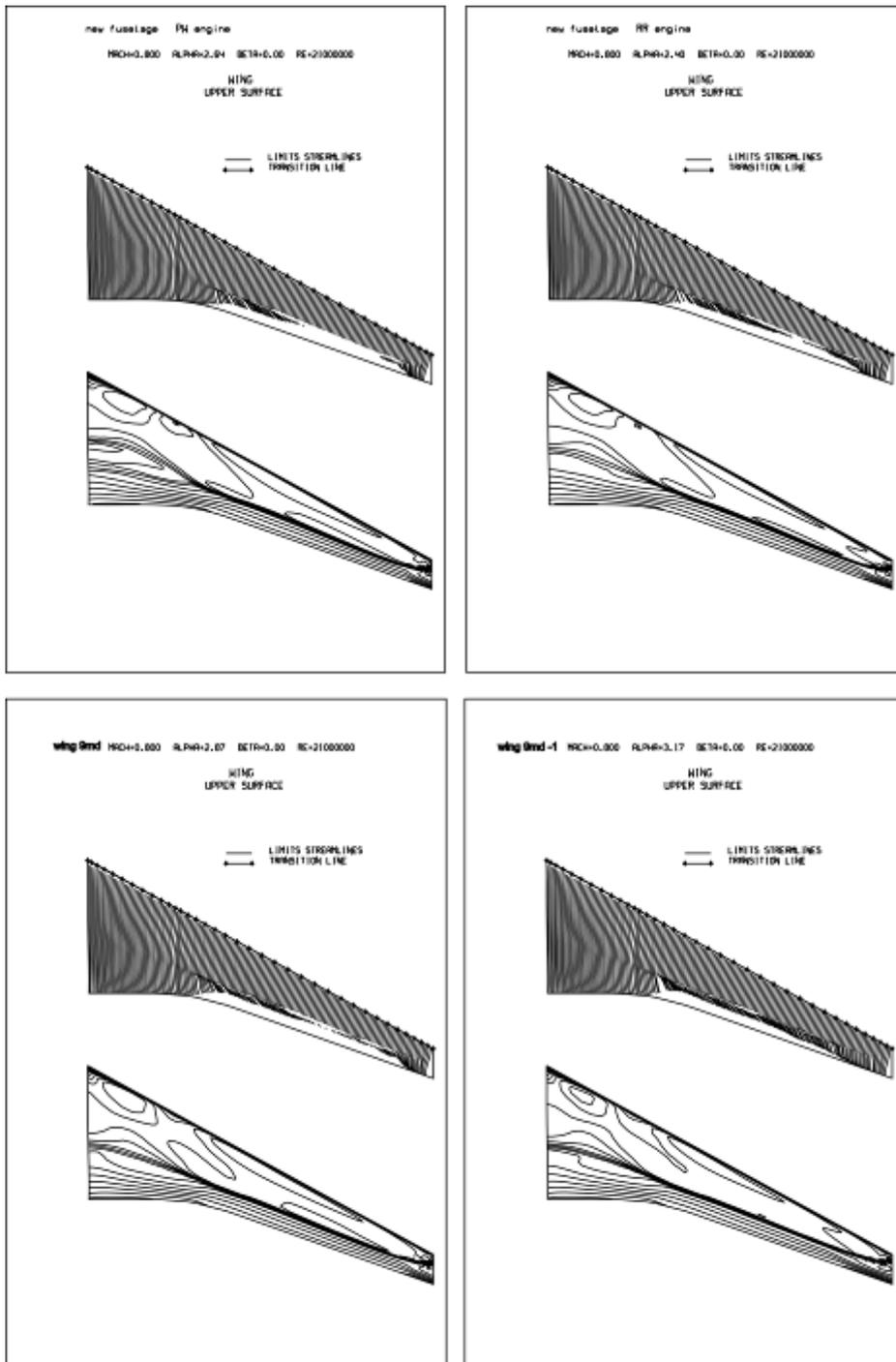


Рисунок 5.3 – Картины обтекания верхней поверхности крыла соответствующие режиму начала бафтинга

Сравнение расчетных оценок начала бафтинга представлено на рисунке 5.4.

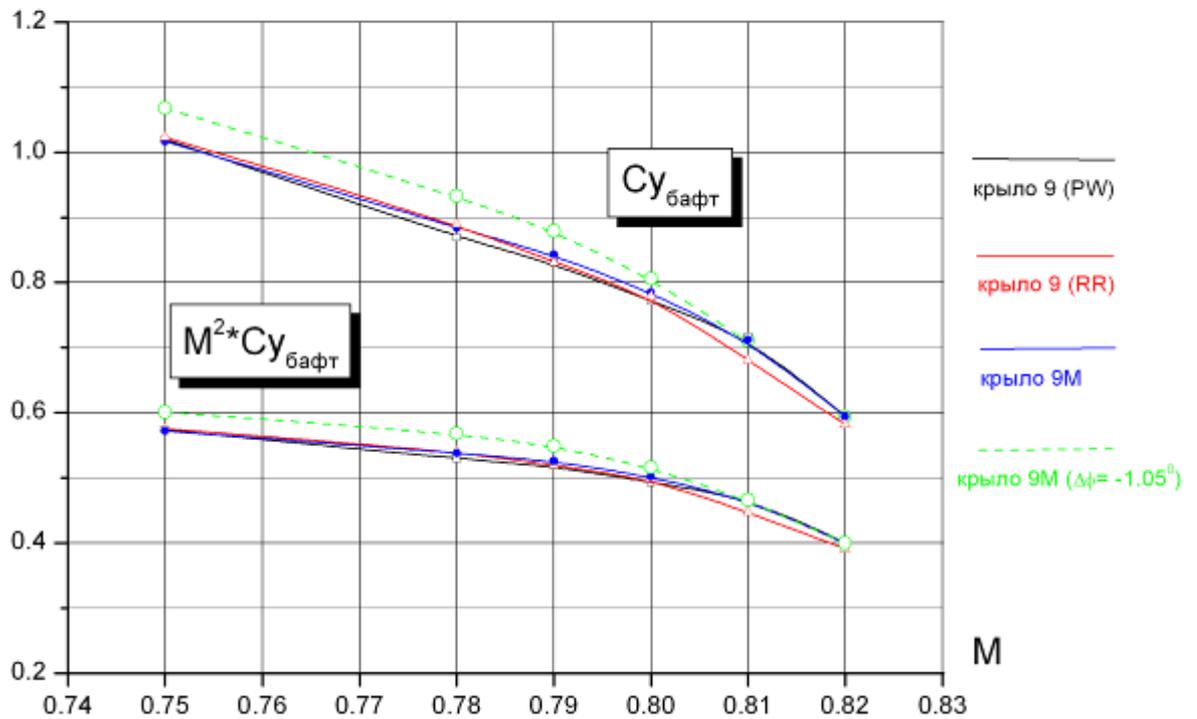
Расчет BLWF-56, $Re=21$ млн

Рисунок 5.4 – Сравнение начала бафтинга по результатам расчетов и бака аэродинамических характеристик нулевого уровня

Представленные на рисунке 5.4 величины начала бафтинга обеспечивают условия базирования самолета на предварительном этапе проектирования. Дополнительный резерв по величине $C_{y_{бафт}}$ заключается в снижении числа Маха на режимах, близких к началу бафтинга. Размерная максимально допустимая подъемная сила пропорциональна произведению $M^2 \cdot C_{y_{бафт}}$. Показано, что при снижении скорости до $M=0.76-0.77$ запас по бафтингу увеличивается на $\sim 10\%$.

5.3 Крыло дальнемагистрального самолета

Расчетные и экспериментальные исследования модели дальнемагистрального самолета ДМС (конфигурация 3) были выполнены в рамках проекта FLIRET. Основной целью работы была оценка величины $C_{y_{\text{баф}}}$ (начала бафтинга) для модели самолета при больших числах Маха $M=0.85-0.9$ и числе Рейнольдса $Re=50$ млн.

Расчеты выполнены по программе трансзвукового обтекания описанной в главе 1, для компоновки крыло+фюзеляж.

Представлены результаты численных исследований обтекания модели, распределение давления C_p на крыле и фюзеляже, параметры пограничного слоя на крыле и общие аэродинамические характеристики исследованной модели. Выполнено сравнение результатов расчетных исследований с экспериментальными данными [88].

Исходная модель самолета, (рисунок 5.5), выполнена по схеме “низкоплан”, со стреловидным крылом большого удлинения.

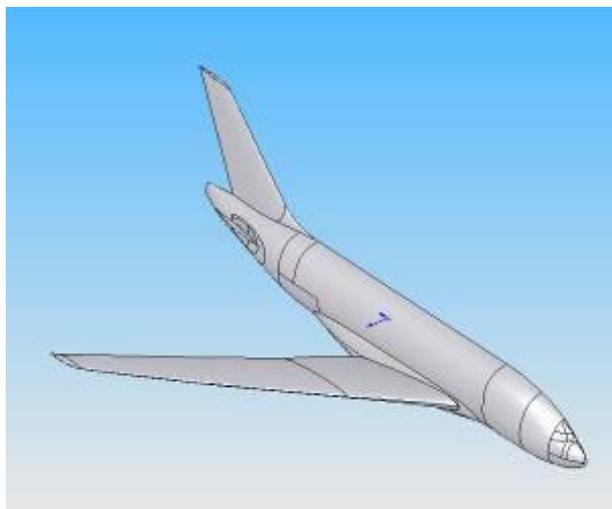


Рисунок 5.5 - Исследуемая компоновка

Результаты расчетов

На первом этапе были проведены расчеты основных аэродинамических характеристик.

Все расчеты выполнены на сетке $201*25*40$ с общим числом узлов для расчета невязкого течения 201000.

На рисунке 5.6 приведено 3-х мерное представление результатов расчета распределения давления и параметров пограничного слоя на поверхности крыла ($Mach=0.85$, $\alpha=2.1$, $Re=50 \cdot 10^6$).

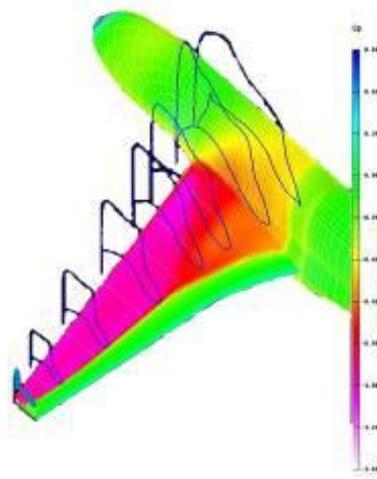


Рисунок 5.6 – Распределение давления на верхней поверхности крыла

Определение величины начала бафтинга $S_{убаф}$

Представленный выше алгоритм был использован для определения S_u начала бафтинга для исследуемой модели самолета. Примеры результатов расчетов представлены на рисунках 5.7–5.9.

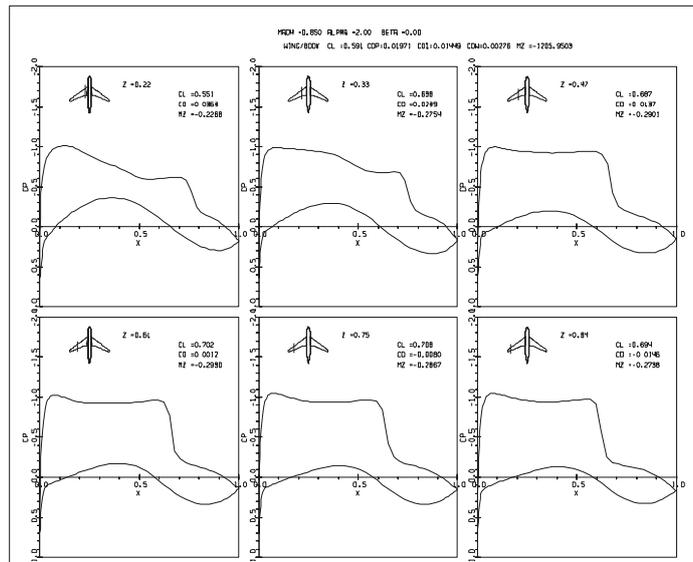


Рисунок 5.7 - Распределение давления при «базовом» угле атаки и числе Маха $M = 0.85$

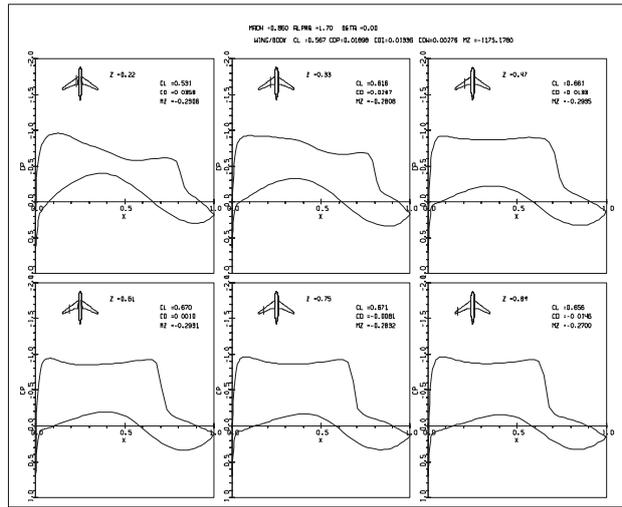


Рисунок 5.8 - Распределение давления при «базовом» угле атаки и числе Маха $M = 0.86$

Картины обтекания верхней поверхности крыла при числе Маха $M = 0.85$ и 0.86 приведены на рисунках 5.9.

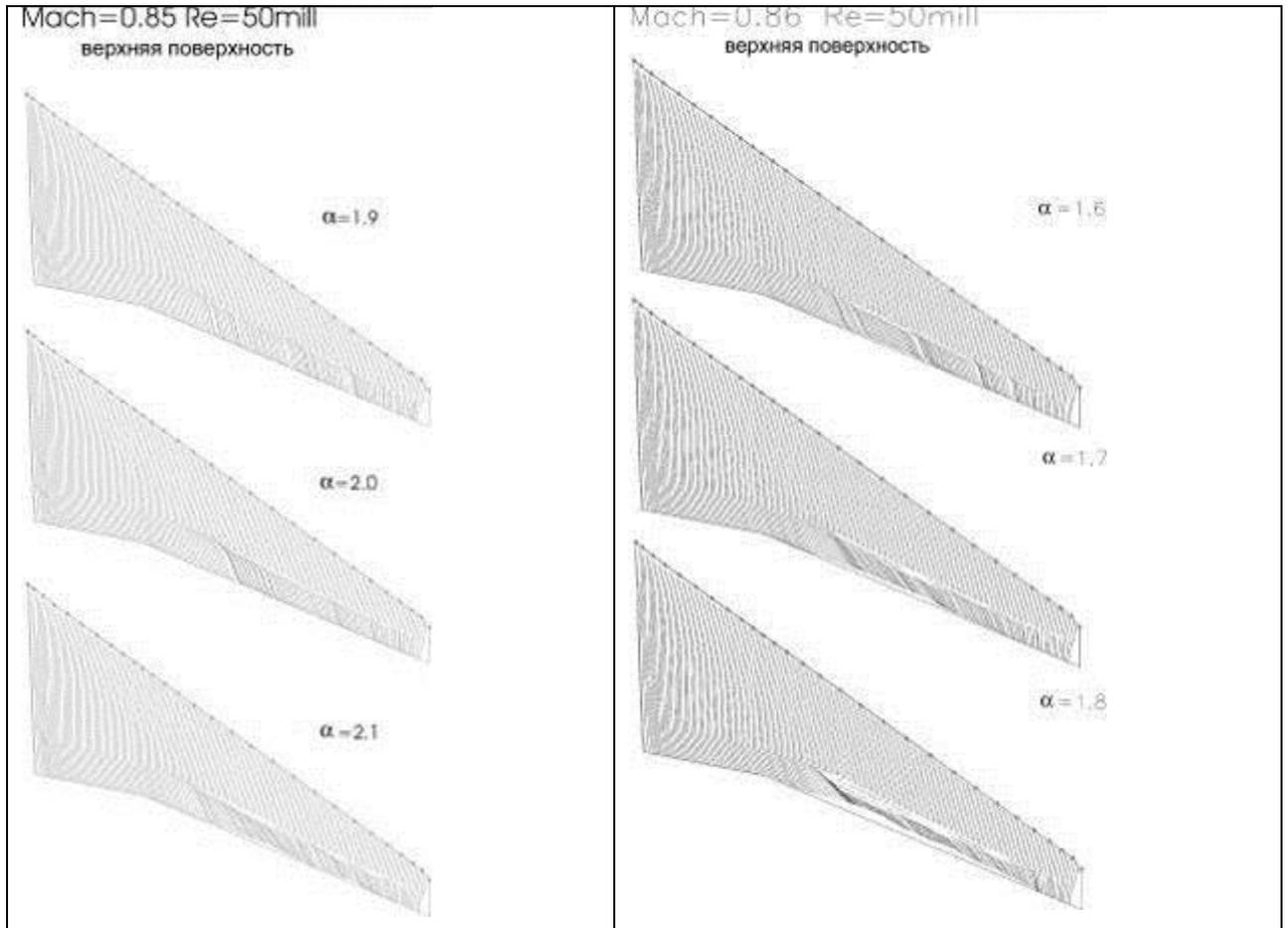


Рисунок 5.9 – Предельные линии тока (линии трения) на верхней поверхности крыла

Примеры распределение величины коэффициента трения в характерном сечении по размаху крыла $z=60\%$ представлено на рисунках 5.10–5.11.

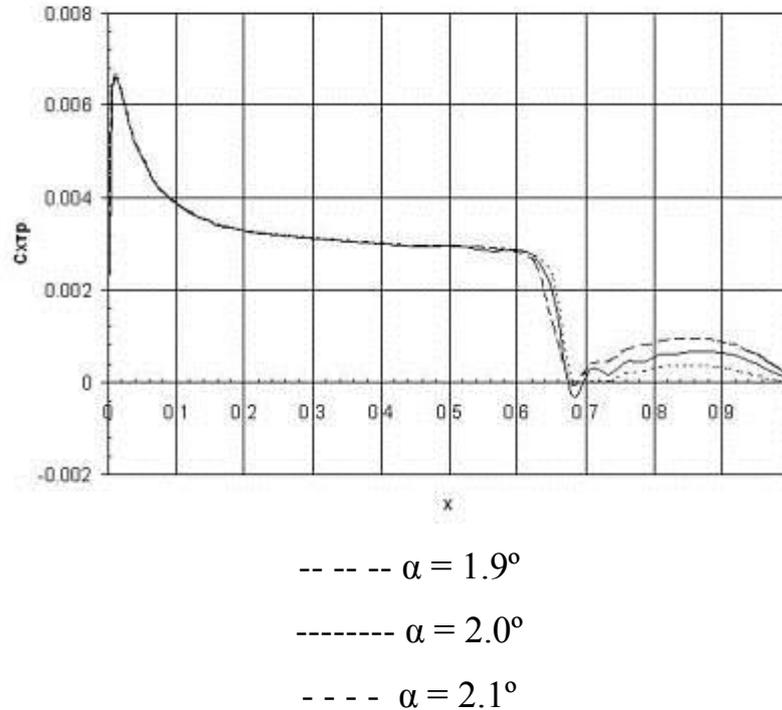


Рисунок 5.10 – Распределение величины коэффициента трения $M=0.85$

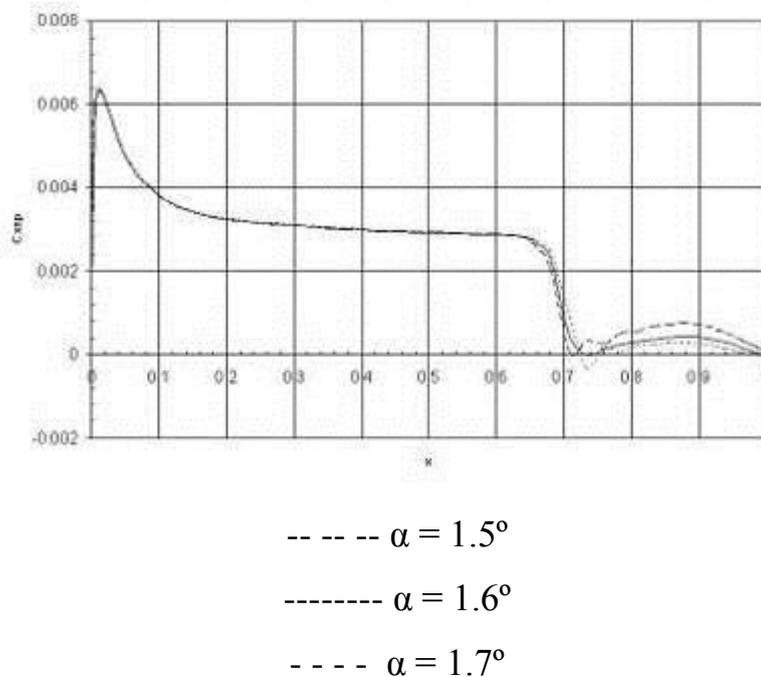


Рисунок 5.11 – Распределение величины коэффициента трения $M=0.86$

Величины угла атаки, соответствующие началу бафтинга, представлены на рисунках 5.12-5.13.

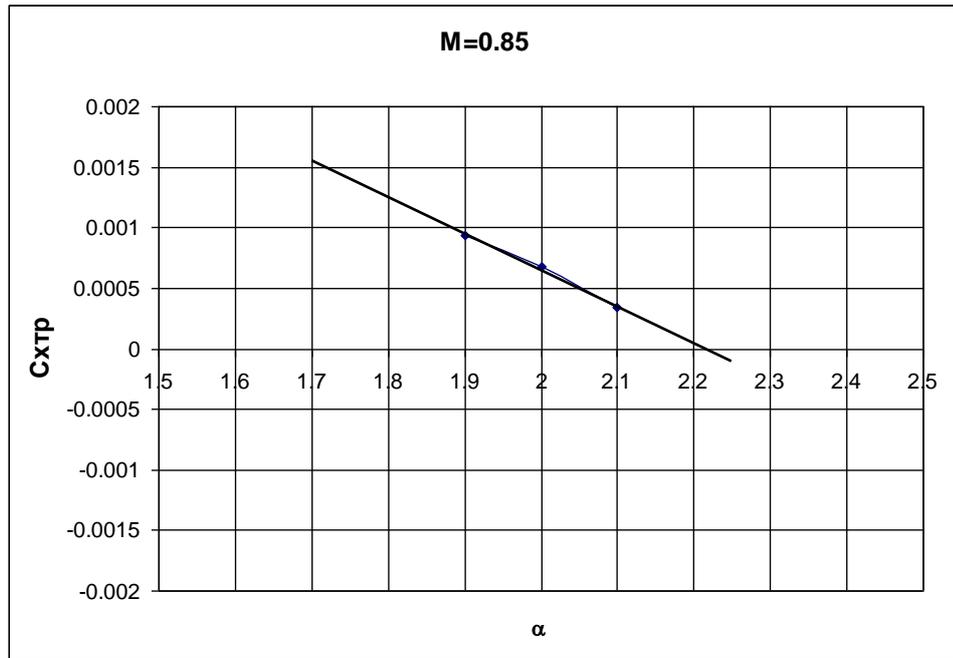


Рисунок 5.12 – Зависимость величин коэффициента трения от угла атаки α

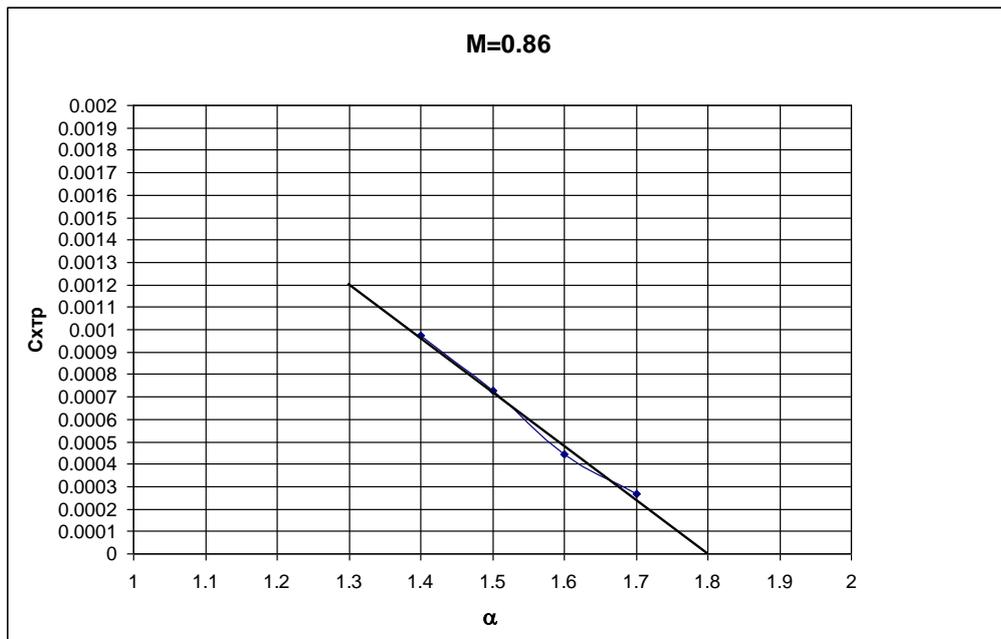


Рисунок 5.13 - Зависимость коэффициента трения от угла атаки α

Величины коэффициента подъемной силы соответствующие началу бафтинга показаны на рисунках 5.14-5.15.

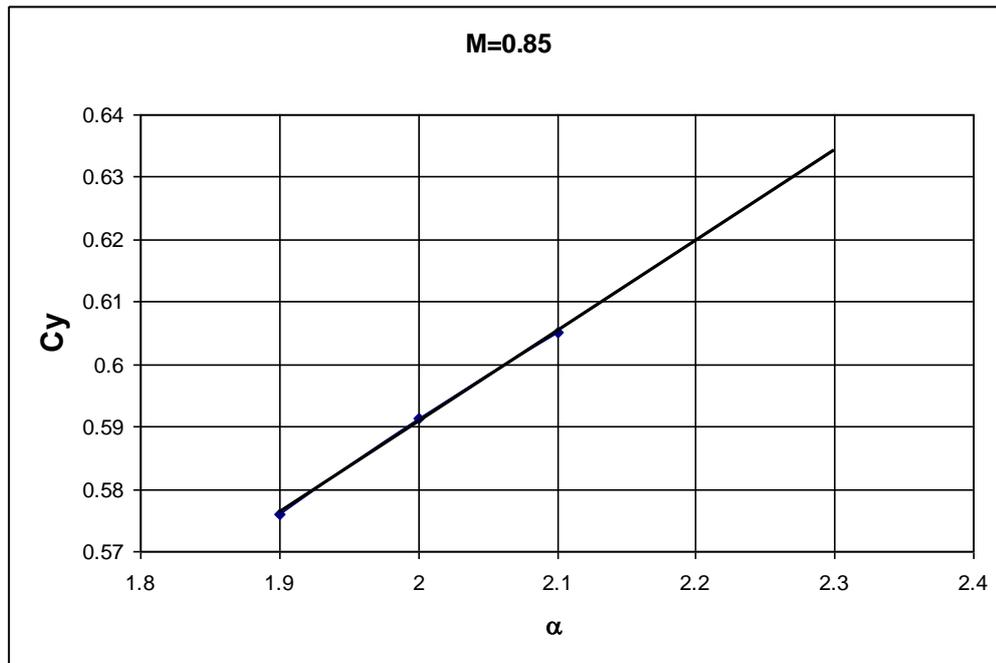


Рисунок 5.14 – Зависимость коэффициента подъемной силы соответствующие началу бафтинга $C_{y_{\text{баф}}}$ от угла атаки α при числе $M=0.85$

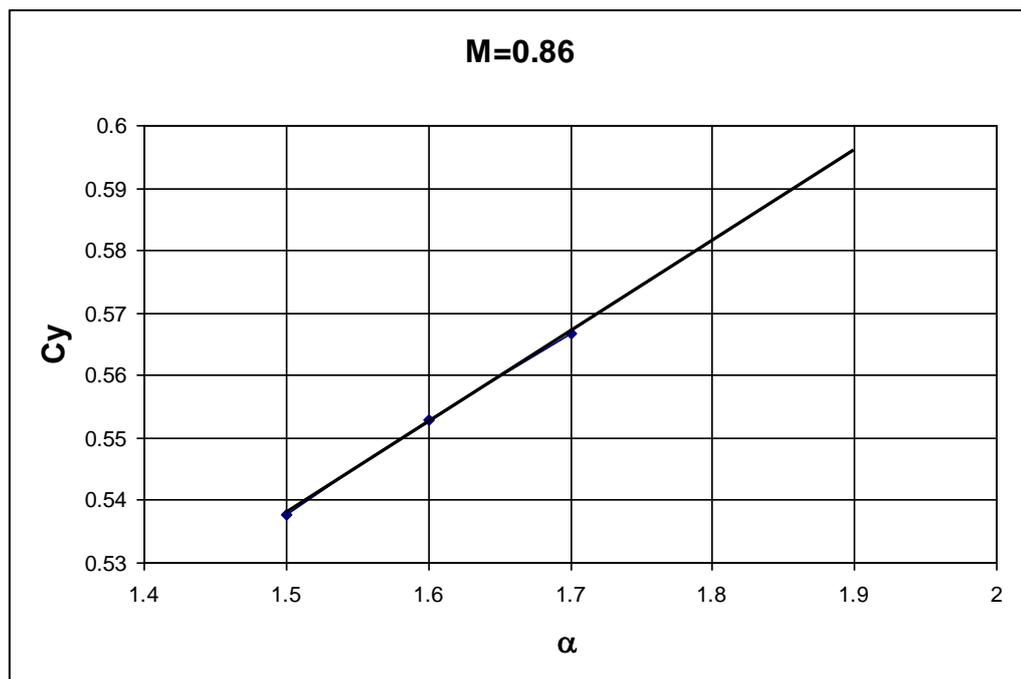


Рисунок 5.15 - Зависимость коэффициента подъемной силы соответствующие началу бафтинга $C_{y_{\text{баф}}}$ от угла атаки α при числе $M=0.86$

Итоговый график зависимости $C_{y_{\text{баф}}}$ от числа Маха приведен на рисунке 5.16.

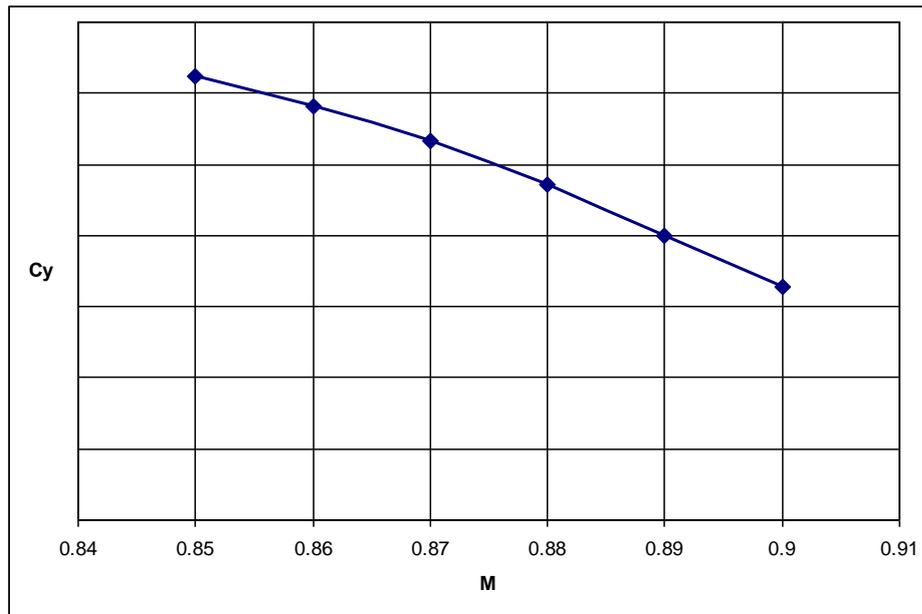


Рисунок 5.16 – Зависимость величины $C_{y_{\text{баф}}}$ от числа M для расчетных данных

Сравнение с экспериментальными данными

Экспериментальные исследования были выполнены в ходе проекта FLIRET (FLight REynolds number Testing) в аэродинамической трубе EWT.

Результаты полученные в аэродинамической трубе обрабатывались и строились зависимости $C_y(\alpha)$. $C_{y_{\text{баф}}}$ определяется из условия, что наблюдается существенная нелинейность в изменениях коэффициента подъемной силы в зависимости от угла атаки.

Величина $C_{y_{\text{баф}}}$ принималось равной значению отклонения производной на величину 0,1 градуса. По данным полученным для нескольких значений чисел M были получены результаты $C_{y_{\text{баф}}}(M)$, по результатам расчетного и экспериментального метода (рисунок 5.17).

Экспериментальные значения коэффициента $C_{y_{\text{баф}}}$ несколько выше, чем в расчете. При больших числах Маха и составляет 10 % при $M=0.89$, с ростом числа M различие возрастает. Это эффект может быть обусловлен тем, что с ростом числа M на крыле развиваются значительные сверхзвуковые зоны, на которых могут быть отрывы пограничного слоя и которые слабо учитываются расчетной программой при околозвуковых значениях числа M .

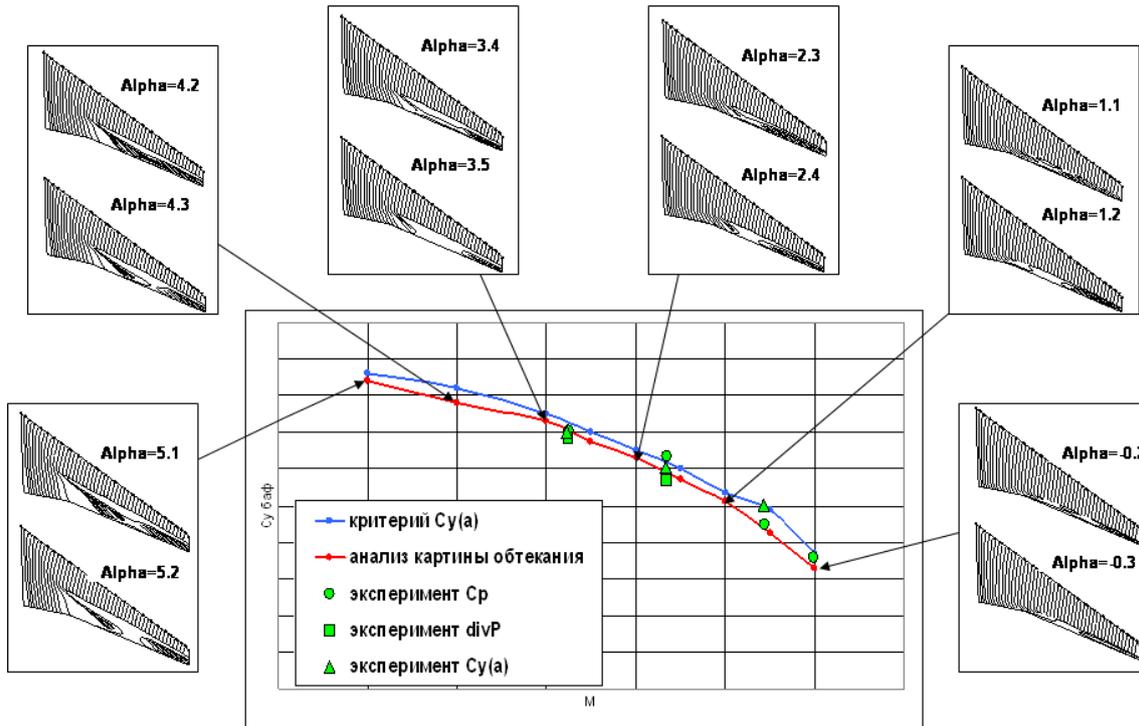


Рисунок 5.17 – Зависимость величины $C_{y баф}$ от числа M для расчетных и экспериментальных данных

В результате проведенных исследований была оценена возможность использования расчетных и экспериментальных инструментов для оценки начала бафтинга на предварительном этапе проектирования. Полученные результаты показали удовлетворительную сходимость между результатами расчета и данными, полученными в аэродинамической трубе и в ходелетных испытаниях. Из всего вышперечисленного можно сделать вывод о возможности применения программы транзвукового обтекания и рассмотренного итерационного метода для оценки величины начала бафтинга на предварительном этапе проектирования.

5.4 Результаты численных исследований по влиянию начала бафтинга на ЛТХ, ВПХ ближне-среднего магистрального самолета

Разработка новых проектов пассажирских самолетов ведется в условиях необходимости обеспечения большого числа противоречивых требований и ограничений. Среди них можно выделить следующих два направления требований, выполнение которых, обеспечивает коммерческий успех разрабатываемого проекта:

- обеспечение безопасности полета на всех режимах полета,
- необходимость обеспечения конкурентоспособности по основным технико-экономическим показателям с перспективными самолетами данного класса.

Для обеспечения безопасности полета будущего самолета его проектирование ведется в строгом соответствии с существующими нормами летной годности.

Обеспечение конкурентоспособности достигается внедрением новейших достижений в области аэродинамике, прочности, двигателестроении и других отраслях авиастроения.

Одним из комплексных количественных показателей уровня технического совершенства пассажирского самолета является величина расходуемого топлива на единицу транспортной работы, которая должна быть минимальной. Эта величина имеет размерность $\text{грамм}/(\text{пасс}\times\text{км})$. Значение показателя расхода топлива зависит от реализуемого значения аэродинамического качества, скорости полета, удельного расхода топлива установленных на самолете двигателей, а также от отношения массы снаряженного самолета к числу пассажиров. Для обеспечения минимального расхода топлива параметр дальности $(K\times V/C_e)$ должен иметь максимальное, а отношение веса снаряженного самолета к числу пассажирских мест, минимальные значения.

Задача разработчиков аэродинамической компоновки самолета заключается в обеспечении максимального значения крейсерского аэродинамического качества. При этом величина реализуемого крейсерского аэродинамического качества зависит от двух факторов.

Во-первых, она определяется максимальным значением аэродинамического качества (K_{\max}) разрабатываемого самолета. Достижение максимального значения K_{\max} является центральной задачей аэродинамического проектирования. С этой целью на стадии разработки эскизного проекта осуществляется комплекс расчетных и экспериментальных исследований по оптимизации геометрических параметров самолета.

Во-вторых, необходимо учитывать требования по безопасности полета, которые сопровождаются рядом ограничений на реализуемые значения C_y , а, следовательно, и на реализуемые значения крейсерского качества. Существует также ряд ограничений, устанавливаемых службой управления воздушного движения (УВД), которые также могут не позволить реализовать максимальное аэродинамическое качество.

К числу важнейших ограничений на реализацию повышенных значений C_y в крейсерском полете относится ограничение, связанное с явлением бафтинга.

Профили крыльев современных пассажирских самолетов оптимизированы для обеспечения максимального качества при трансзвуковых крейсерских скоростях полета. Для них характерна малая кривизна верхней поверхности, с малым градиентом скоростей потока по числу Маха в рабочем диапазоне чисел Маха и углов атаки. В результате, при относительно небольших отклонениях параметров полета от расчетных могут происходить быстрые и значительные перемещения скачков и зон отрыва потока по верхней поверхности крыла. Это, в свою очередь, приводит к существенному перераспределению аэродинамических нагрузок и создает предпосылки к проявлению аэродинамической и аэроупругой

неустойчивости, к появлению упругих колебаний крыла, к трансзвуковому бафтингу.

При трансзвуковых скоростях полета значение оптимального (для реализации K_{\max}) угла атаки мало отличается от угла атаки начала бафтинга. Это создает определенные затруднения при обеспечении требований АП-25 по величине запаса по C_u для крейсерского режима полета на больших высотах, там, где нужны более высокие значения углов атаки.

Современные расчетные методы оценки углов атаки начала бафтинга и начала сваливания на крыло в настоящее время не гарантируют требуемую точность получаемых результатов, что требует проведения экспериментальных исследований при уточнении этих характеристик.

Перечисленные факторы характерны для ЛА с трансзвуковыми крейсерскими скоростями полета. Они в полной мере относятся и к проектируемым самолетам семейства ближне-среднего магистрального самолета. Таким образом, вопросы выбора величин запасов по углу атаки, по числу Маха весьма актуальны, так как они оказывают непосредственное влияние на экономическую эффективность самолета как транспортного средства.

Согласно АП-25 имеются жесткие требования по запасам, угла атаки сваливания на крыло. В частности в пункте 25.201 записано:

«Предупреждение о сваливании при выполнении маневра с $n_u > 1$ должно начинаться на угле атаки, по крайней мере, на 3° меньшем угла атаки сваливания» [4].

По бафтингу также существуют определенные требования (пп. 25.251). Однако в АП-25 эти требования записаны не в столь жесткой и конкретной форме, как это имеет место применительно к флаттеру или сваливанию.

Такая форма обусловлена как отсутствием в настоящее время общепринятых и нормированных конкретных критериев бафтинга, способов их определения и контроля, так и менее опасными последствиями для самолета, возникающими при бафтинге.

Тем не менее, в пп. 25.251 записано требование: «На крейсерских режимах полета, а также на режимах набора высоты и снижения по маршруту приращение перегрузки при выходе на границу бафтинга или на угол атаки α сигн (что наступит раньше) не должно быть менее 0.3», которое накладывает серьезные ограничения на величину угла атаки при трансзвуковых скоростях.

Типичный характер изменения $C_{y\alpha}$ по углу атаки для современных дозвуковых пассажирских самолетов показан на рисунке 5.18.

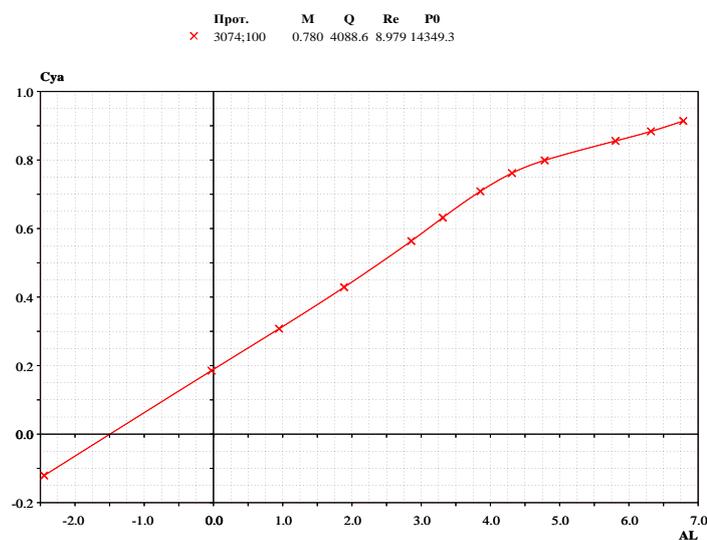


Рисунок 5.18 – Пример зависимости $C_{y\alpha}(\alpha)$

Учитывая, что для проектируемого самолета границы бафтинга и величина угла атаки начала сваливания во многом определяют допустимые значения угла атаки крейсерского полета, то уточнение этих параметров представляет практический интерес.

Начала сваливания на крыло достаточно точно может быть определена лишь по результатам натурных испытаний. Это связано с влиянием движения самолета на аэродинамические характеристики, с влиянием гистерезиса аэродинамических коэффициентов, зависимости кривой от частоты и амплитуды колебаний, предыстории движения, которые пока не могут быть в полной мере моделированы в АДТ или расчетными средствами.

Влияние начала бафтинга на ЛТХ ближне-среднего магистрального самолета

На стадиях разработки эскизного проекта и рабочего проектирования обычно проводится цикл расчетных и экспериментальных исследований, направленных на отработку аэродинамической компоновки самолета. Тем не менее, вплоть до начала летных испытаний остается некоторая неопределенность в определении начала бафтинга при различных числах M крейсерского полета. И влияния границы бафтинга на летно-технические и технико-экономические показатели самолета.

Обеспечение конкурентоспособности перспективных пассажирских самолетов возможно только в условиях минимизации затрат топлива при выполнении заданной транспортной задачи. Это достигается в, том числе, и за счет повышения крейсерского аэродинамического качества. Для каждого варианта аэродинамической компоновки существует максимальное аэродинамическое качество K_{\max} , которое реализуется при определенных значениях коэффициента подъемной силы $C_{y_{K_{\max}}}$. Для современных пассажирских самолетов (выполненных по традиционной схеме), величина $C_{y_{K_{\max}}}$ существенно зависит от удлинения крыла и числа M крейсерского полета. Существующая в настоящее время тенденция увеличения удлинения крыла приводит к некоторому увеличению $C_{y_{K_{\max}}}$. В тоже время увеличение крейсерского числа M приводит к некоторому уменьшению $C_{y_{K_{\max}}}$. В результате для современных магистральных пассажирских самолетов величина $C_{y_{K_{\max}}}$ лежит в диапазоне $\sim 0.58-0.64$. Применительно к ближне-средне магистральному самолету с крылом большого удлинения ($\lambda=11.5$), предназначенного для полета с крейсерским числом $M=0.8$ величина $C_{y_{K_{\max}}} \sim 0.61-0.62$. Выбранные основные параметры самолета (тяговооруженность и нагрузка на крыло) должны обеспечивать реализацию указанных $C_{y_{K_{\max}}}$ без всяких ограничений, в том числе ограничению по бафтингу.

С учетом имеющейся в настоящее время неопределенности в определении начала бафтинга ближне-среднего магистрального самолета были проведены параметрические расчетные исследования летно-технических характеристик самолета, в которых величина $C_{y_{баф}}$, соответствующая началу бафтинга, рассматривалась как переменный параметр.

Значения $C_{y_{гп}}$, соответствующие условия горизонтального полета ($G = Y$) являются универсальными для любого самолета и определяются только тремя параметрами: высотой, крейсерской скоростью полета и удельной нагрузкой на крыло. Учитывая, что запас по бафтингу должен обеспечивать возможность полета с перегрузкой 0.3. можно построить универсальные кривые связывающие высоту, $C_{y_{баф}}$ и нагрузку на крыло при различных числах M крейсерского полета, рисунки 5.19–5.21 Указанные кривые иллюстрируют следующие тенденции:

- увеличение нагрузки на крыло приводит при заданном $C_{y_{баф}}$, к уменьшению высоты крейсерского полета;
- увеличение $C_{y_{баф}}$, при заданной нагрузке на крыло позволяет увеличить высоту крейсерского полета;
- увеличение крейсерского числа M полета при заданных нагрузке на крыло и высоте крейсерского полета позволяет уменьшить требования к $C_{y_{баф}}$.

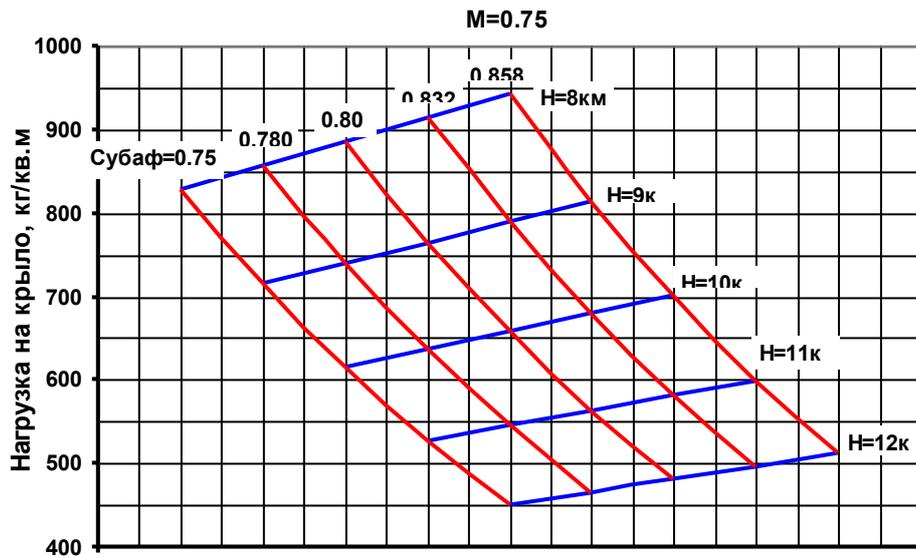


Рисунок 5.19 - Потребные значения границы $S_{убаф}$ от высоты и нагрузки на крыло при $M=0.75$

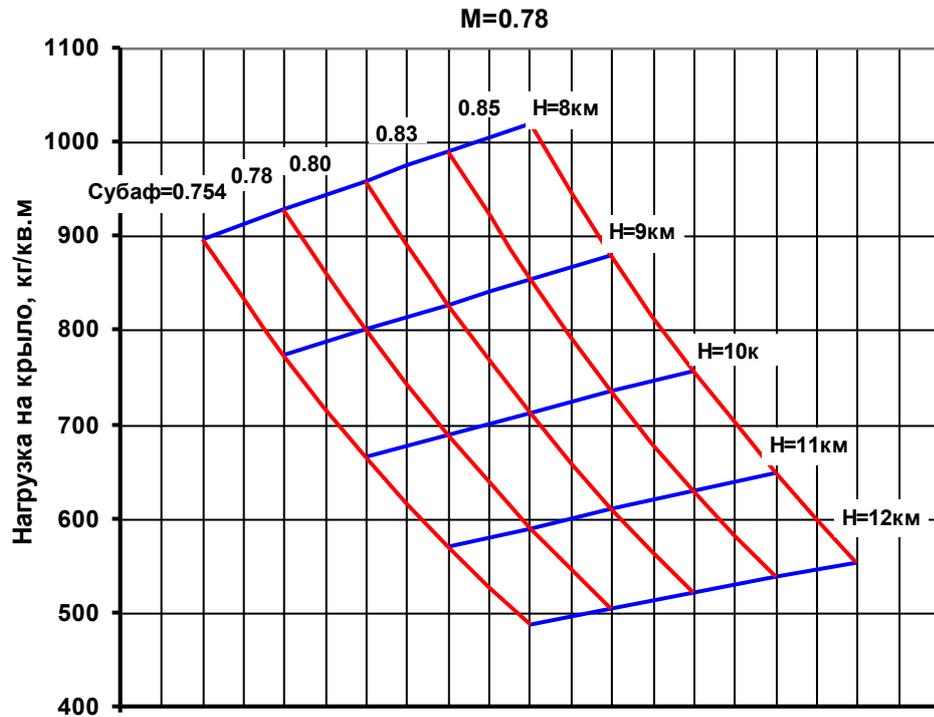


Рисунок 5.20 - Потребные значения границы $S_{убаф}$ от высоты и нагрузки на крыло при $M=0.78$

M=0.8

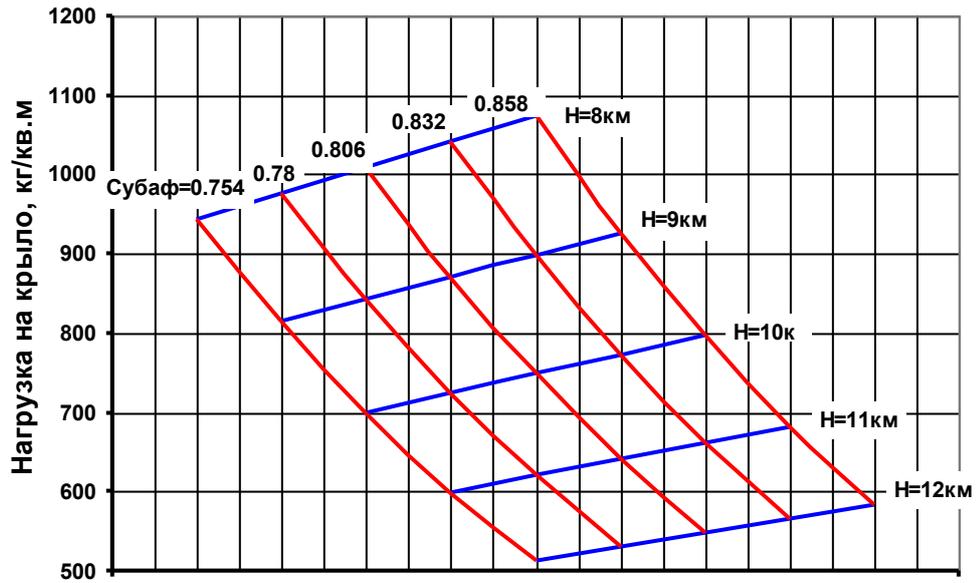


Рисунок 5.21 - Потребные значения границы $C_{y_{баф}}$ от высоты и нагрузки на крыло при $M=0.80$

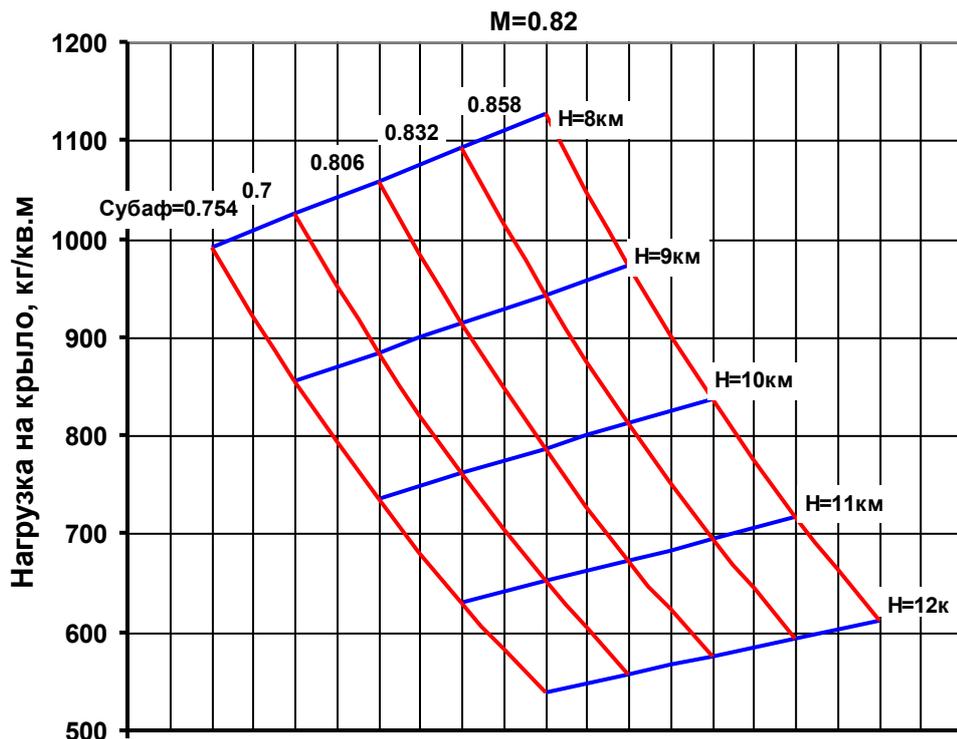


Рисунок 5.22 - Потребные значения границы $C_{y_{баф}}$ от высоты и нагрузки на крыло при $M=0.82$

Отмеченные выше тенденции имеют практическое значение. Например, известно, что взлетный вес самолета в процессе проектирования имеет тенденцию к увеличению. При существующих ограничениях на $C_{y_{баф}}$

это приводит к необходимости уменьшения высоты начала крейсерского полета, что может сказаться на конкурентоспособности при выходе самолета на разрешенный эшелон крейсерского полета.

Для расчета ЛТХ использовались аэродинамические характеристики и характеристики двигателей, принятые для ближне-средне магистрального самолета на этапе рабочего проектирования.

На рисунке 5.23, 5.24 в качестве примера, приведены аэродинамические характеристики ближне-среднего магистрального самолета при крейсерском числе $M=0.80$. Уровень максимального аэродинамического качества при задней центровке $\bar{X}_T = 0.40$ составляет ~ 18.00 . На рисунке 5.25 показаны принятые в расчетах ЛТХ дроссельные характеристики двигателей при $H=11.23$ км.

Для анализа влияния изменения начала бафтинга на характеристики дальности полета были проведены расчеты траектории при различных значениях взлетного веса самолета и высот начала крейсерского полета. Вес снаряженного самолета при этом не менялся. Крейсерское число M для всех вариантов принималось равным - 0.80.

Следует заметить, что на практике полет пассажирских самолетов происходит на разрешенных эшелонах (высотах), значения которых меняется скачкообразно с интервалом ~ 610 м. Изменение C_u в этом случае также происходит скачкообразно при переходе с эшелона на эшелон. Это затрудняет определение оптимальных высот крейсерского полета и соответствующих им значениям C_u . Избежать отмеченных трудностей можно, если предположить, что крейсерский полет происходит «по потолкам» при реализации максимального значения параметра дальности $(K \cdot V / C_e)_{\max}$. В этом случае изменение C_u от высоты и веса самолета будет осуществляться без скачков, что облегчает анализ влияния ограничений, в том числе по бафтингу, на ЛТХ самолета. При этом дальность полета при полете по эшелонам и «по потолкам» для ближне-среднего магистрального самолета отличается незначительно.

Для сравнения на рисунках 5.26–5.27 показаны траектории полета при полете «по потолкам» и по эшелонам ближне-средне магистрального самолета с максимальным взлетным весом и 180 пассажирами. Указанные расчеты сделаны без ограничений на C_u и высоту начала крейсерского полета. При расчете по эшелонам минимальный допустимый эшелон принят равным 9150 м (30000 фт), шаг эшелона ~ 610 м. Разница в дальностях при полете по эшелонам и потолкам составляет ~ 10 км.

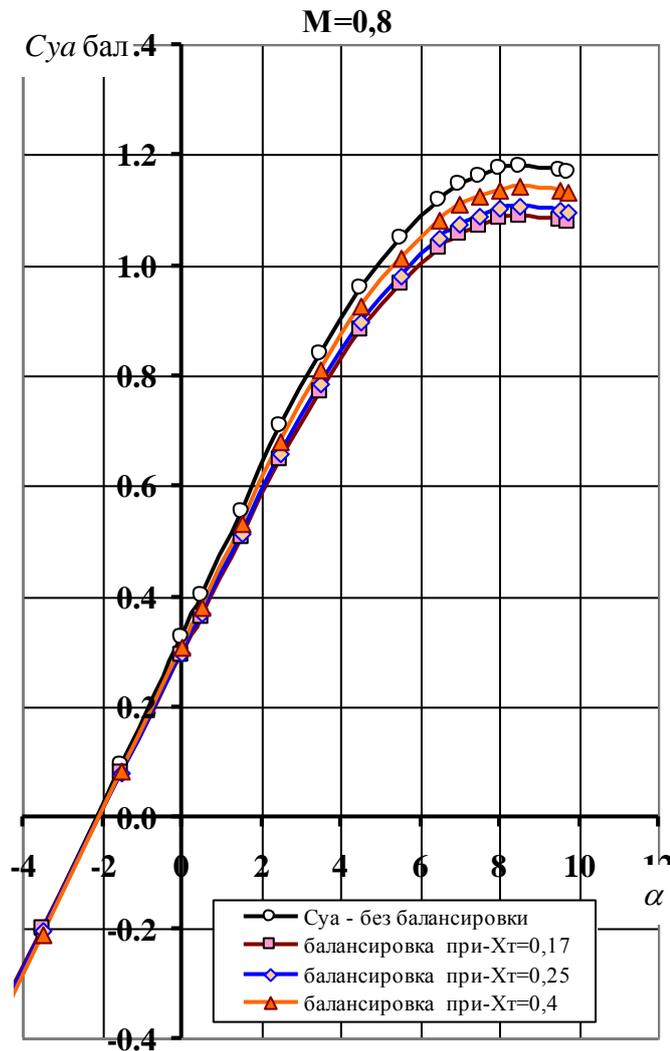


Рисунок 5.23 – Влияние балансировки на график зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки

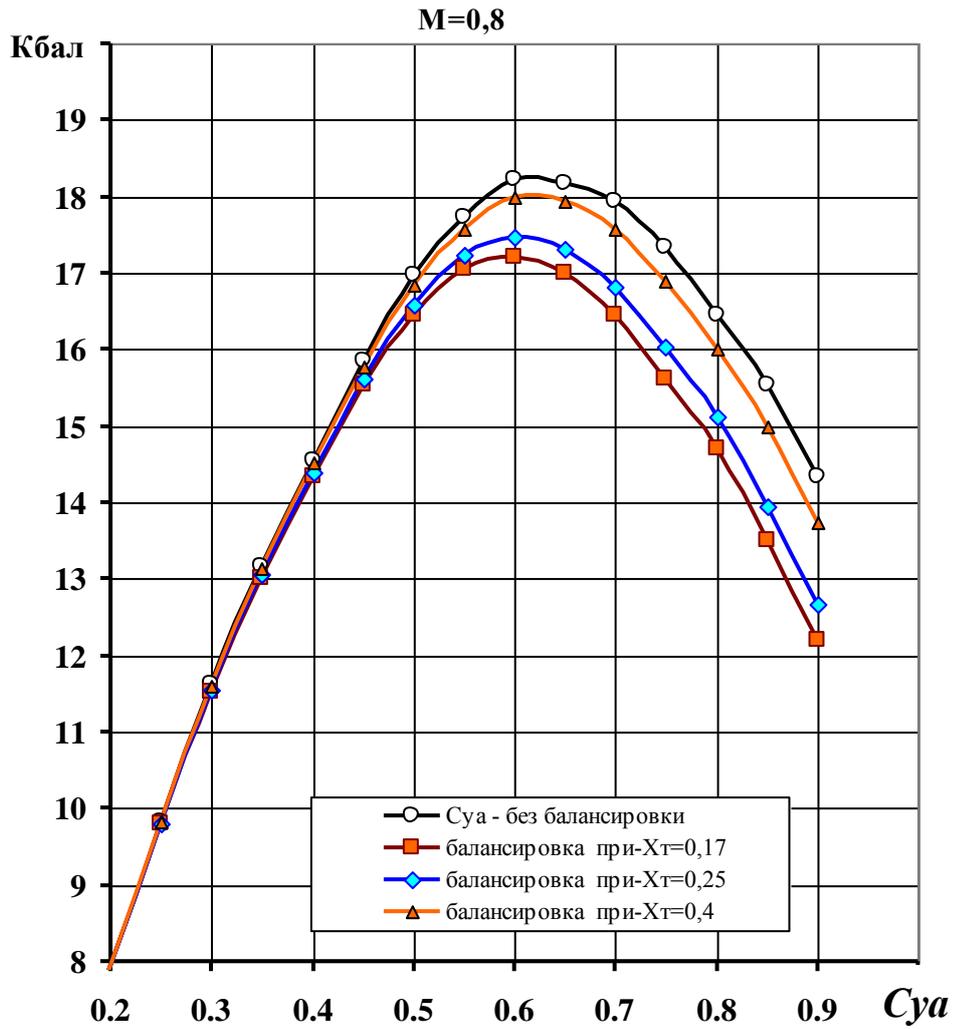


Рисунок 5.24 - Аэродинамические характеристики самолета

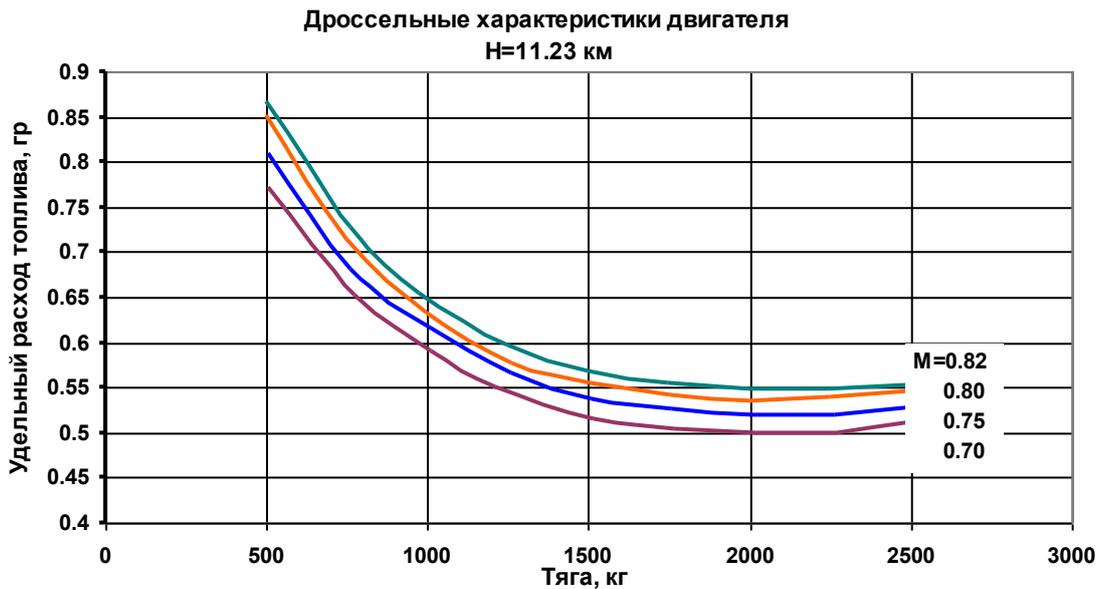


Рисунок 5.25 - Дроссельные характеристики двигателя на высоте 11.23 км

На рисунках 5.28 и 5.29 показаны результаты расчетов дальности полета ближне-средне магистрального самолета. Расчеты выполнены для четырех значений взлетного веса и различных значениях высоты начала крейсерского полета при условии отсутствия ограничений по бафтингу на реализуемые значения $C_{y_{гп}}$ горизонтального полета ($C_{y_{гп}}$). При увеличении высоты крейсерского полета происходит уменьшение располагаемой тяги двигателей. Одновременно происходит увеличение полетного $C_{y_{гп}}$. Так как зависимость аэродинамического качества по $C_{y_{гп}}$ имеет явно выраженный максимум, то, начиная с некоторой высоты (соответствующей K_{max}), происходит одновременное уменьшение располагаемой тяги и крейсерского качества. Максимальная высота полета соответствует равенству сопротивления и располагаемой тяги двигателей. Это ограничение показано на рисунке 5.4.11 и соответствует верхней границе возможных $C_{y_{гп}}$.

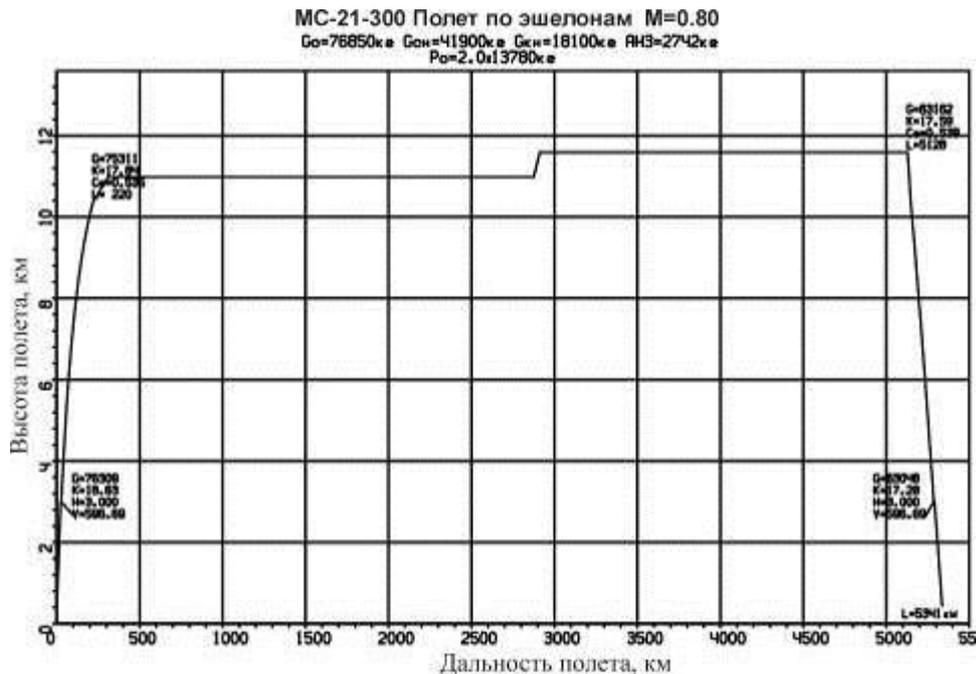


Рисунок 5.26 - Полет по эшелонам

МС-21-300 Полет по потолкам M=0.80
 G₀=76850кг G_{к.н.}=41900кг G_{к.н.}=18100кг RНЗ=2742кг
 P₀-2 O₀13780кг

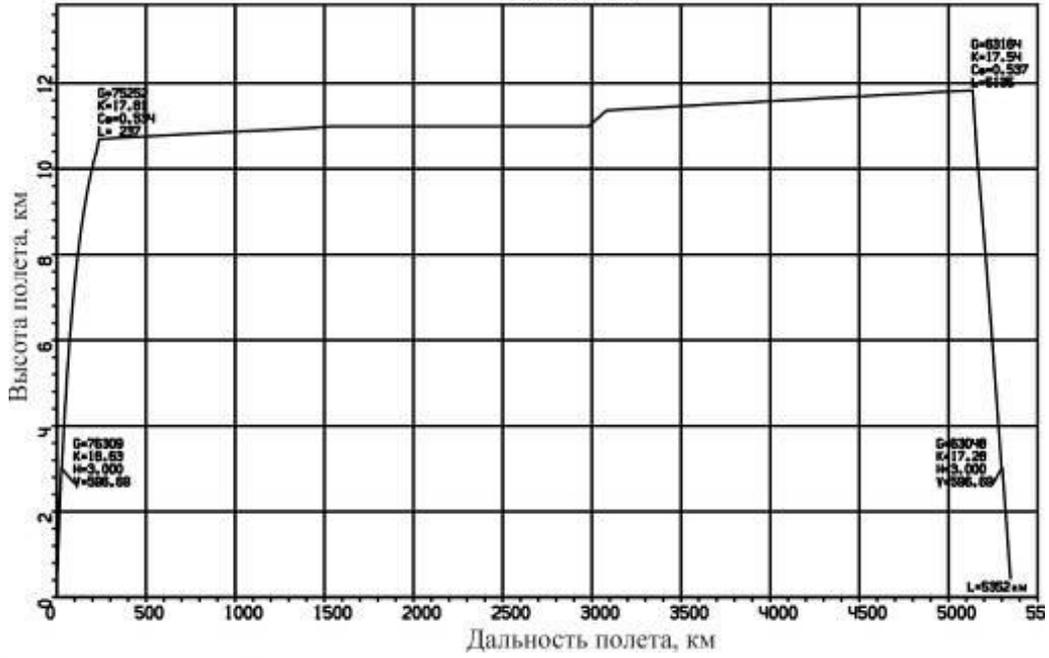


Рисунок 5.27 - Полет по потолкам

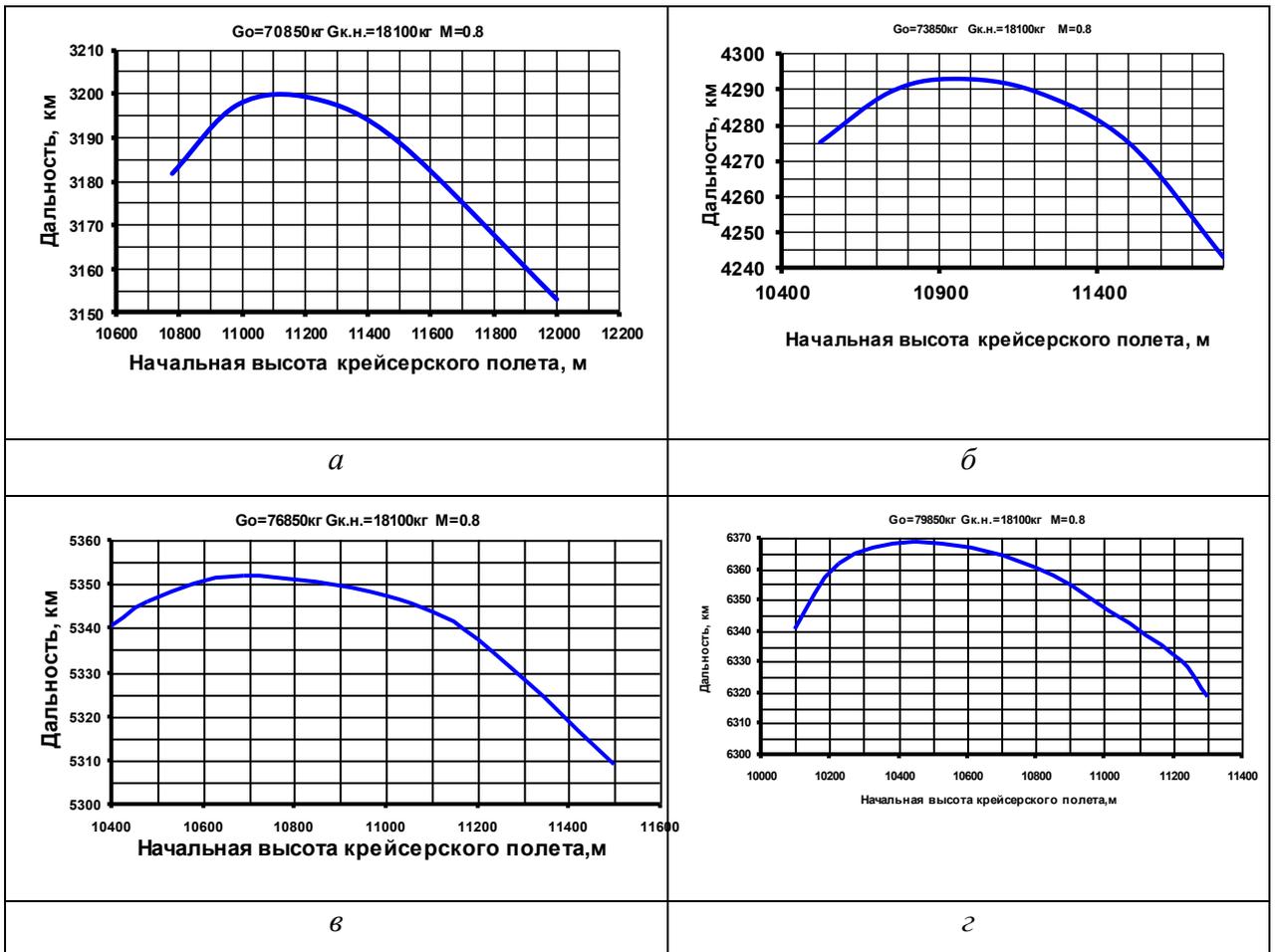


Рисунок 5.28, а-г - Влияние высоты начала крейсерского полета на дальность в зависимости от взлетного веса самолета

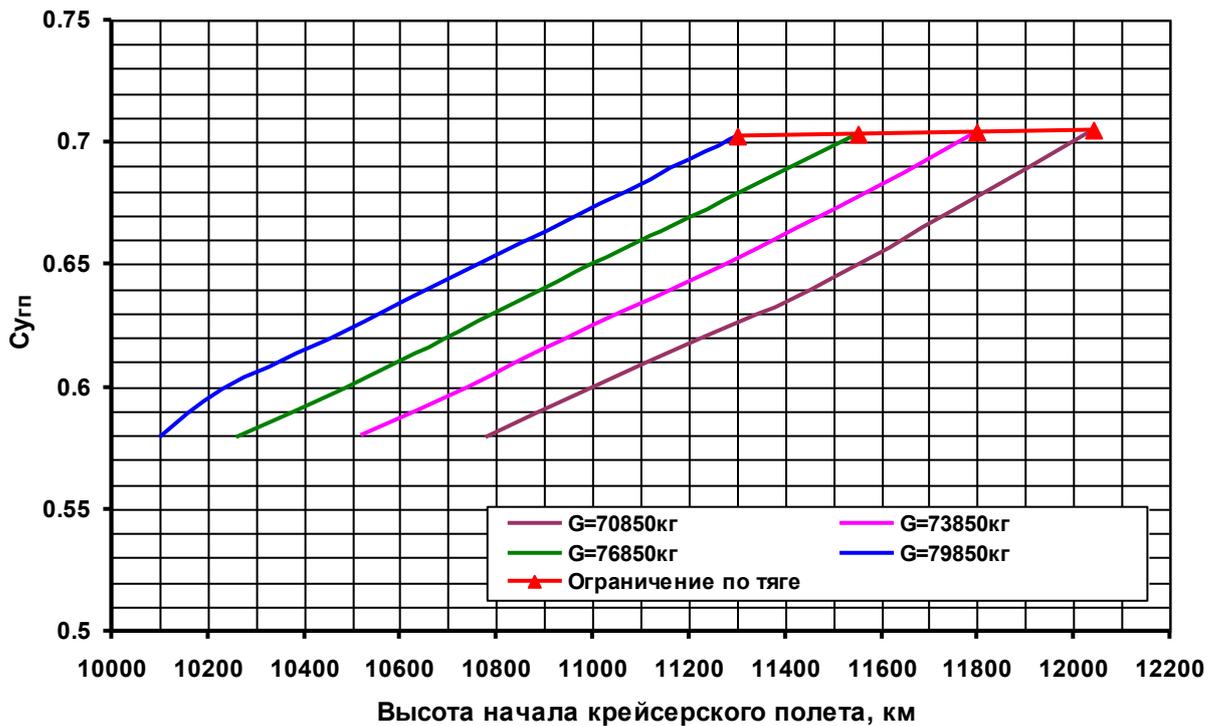


Рисунок 5.29 - Зависимость $C_{y_{гр}}$ от высоты полета и взлетного веса самолета

Представленные на рисунке 5.29 зависимости показывают, что для каждого взлетного веса существует оптимальная высота начала крейсерского полета ($H_{нк}$), при которой реализуется максимальная дальность полета. С увеличением взлетного веса начальная высота крейсерского полета уменьшается, что связано с необходимостью сохранения реализуемых C_u в диапазоне максимального качества. Следует отметить, что характер оптимума весьма пологий. В рассмотренном диапазоне изменения высот крейсерского полета изменение дальности не превышает $\sim 1\%$.

Значения оптимальных высот начала крейсерского полета нанесены на кривые зависимости $C_{y_{гр}}=f(H_{нк}, G_0)$, рисунок 5.29. Диапазон оптимальных значений $C_{y_{гр}}$ составляет 0.61–0.625, что, как было отмечено ранее, соответствует диапазону максимального аэродинамического качества. Учитывая, что величина C_u начала бафтинга должна быть в 1.3 раза больше крейсерского C_u , значения $C_{u_{баф}}$ начала бафтинга должны быть не менее 0.79-0.81. Эти значения соответствуют значениям C_u начала бафтинга, принятым для ближне-средне магистрального самолета по результатам предварительных исследований.

Потребность о возможности и целесообразности использования повышенных высот ($C_{y_{гп}}$) начала крейсерского полета может возникнуть, например, из-за стремления занять повышенный эшелон в начале крейсерского полета, что может обеспечить некоторые эксплуатационные преимущества перед конкурентами. Такая же потребность может возникнуть при увеличении взлетного веса самолета и стремлении сохранить ранее используемый эшелон начала крейсерского полета. В этом случае может понадобиться увеличение границы начала бафтинга. Количественные оценки реализации указанных тенденций не должны рассматриваться в отрыве от тяговых характеристик двигателей и должны носить конкретный характер. Любое увеличение потребных C_y начала крейсерского полета, свыше 0.61 - 0.62, приводит к уменьшению дальности и ухудшению топливной эффективности самолета.

Рассмотренная выше связь C_y и высот начала крейсерского полета имеет место при сохранении постоянной скорости (числа M) крейсерского полета. Существует возможность увеличения $H_{нк}$ за счет уменьшения крейсерского числа M полета. На рисунке 5.30 и 5.31 на примере ближне-средне магистрального самолета с увеличенным взлетным весом до 79.85 т показано влияние числа M на $H_{нк}$ и дальность полета на участке набора высоты. Там же показаны ограничения на $C_{y_{гп}}$ по условиям бафтинга. Уменьшение числа M полета позволяет существенно увеличить высоту начала крейсерского полета.

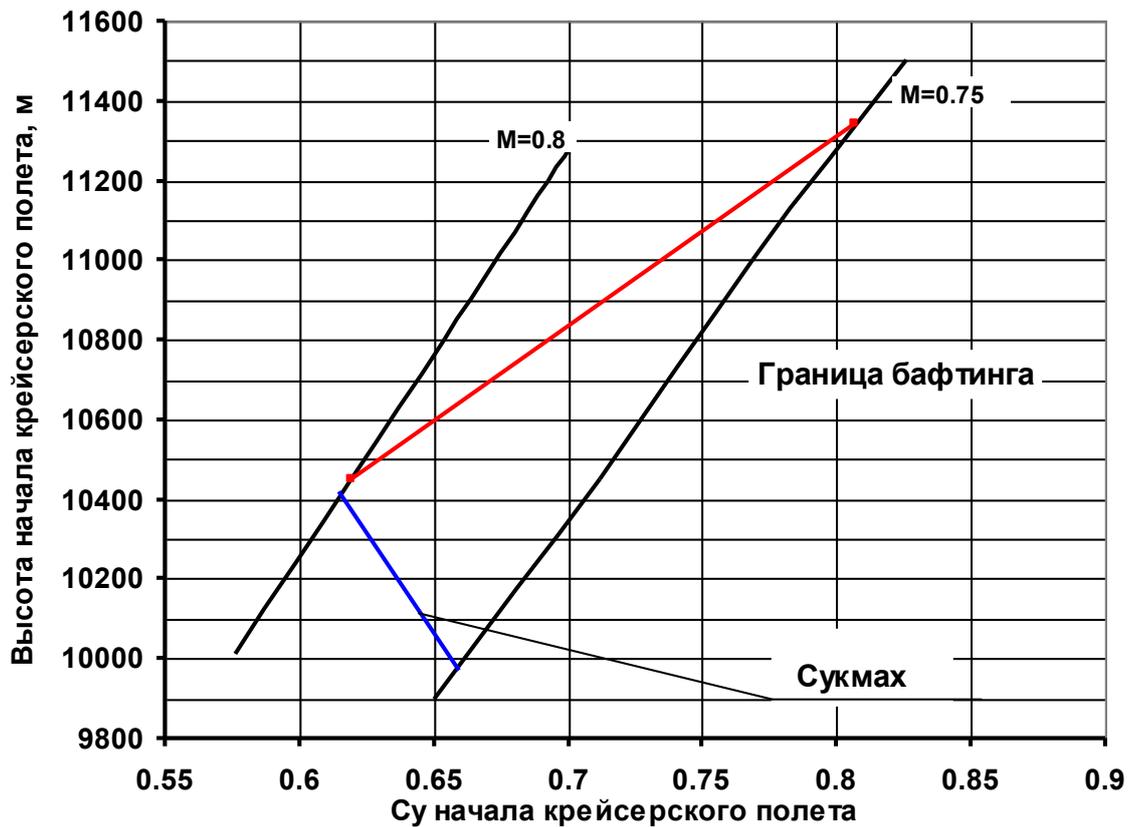


Рисунок 5.30 - Влияние числа M полета на допустимую высоту начала крейсерского полета

Это связано главным образом с увеличением величины начала бафтинга по мере уменьшения числа M крейсерского полета. При этом, несмотря на некоторое увеличение $S_{у_{кмаx}}$, запас между $S_{у_{кмаx}}$ и $S_{у_{баф}}$ расширяется в сторону увеличения допустимых высот крейсерского полета.

При полете на режимах, обеспечивающих максимальную дальность (полет на $S_{у_{кмаx}}$), потребная для набора высоты дальность полета с уменьшением крейсерского числа M уменьшается. Однако с увеличением высоты начала крейсерского полета, несмотря на уменьшение числа M , дальность набора высоты увеличивается.

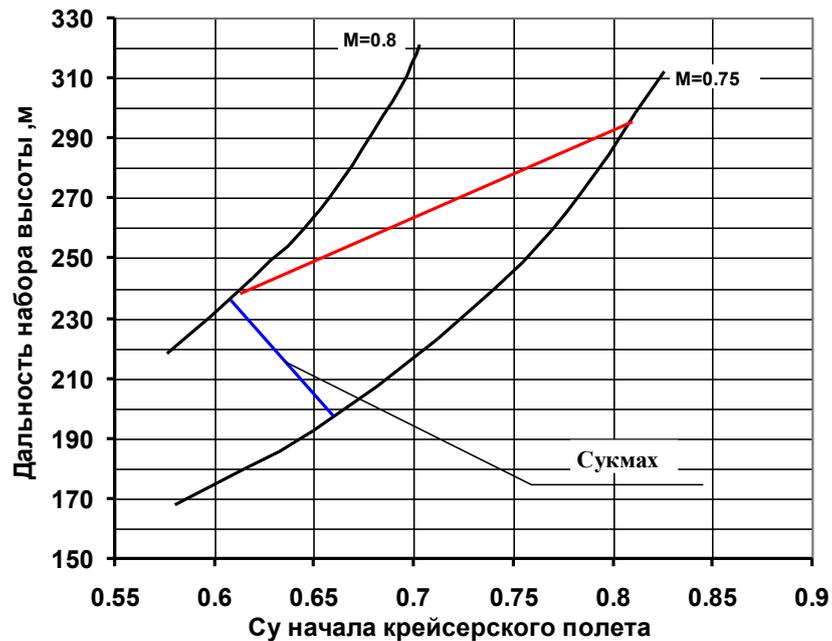


Рисунок 5.31 – Влияние числа M полета на дальность участка набора высоты

5.5 Выводы к главе 5

Выполнены исследования по верификации численного метода определения границы начала бафтинга для трех вариантов крыльев трансзвуковых самолетов с экспериментальными результатами и с результатами летных испытаний

Получена удовлетворительная сходимость между расчетными и экспериментальными данными. Разброс результатов составляет не более 15% для числа Маха $M=0.82$ где наблюдаются обширные сверхзвуковые зоны и расчетный метод не всегда корректно может определять области отрыва и их протяженность.

Принятые для ближне-средне магистрального самолета предварительные значения границ начала бафтинга, обеспечивают возможность реализации оптимальных режимов крейсерского полета с минимальными расходами топлива. Потребность в изменении границы начала бафтинга в сторону увеличения Su может возникнуть при увеличении взлетного веса самолета и стремлении сохранить заданный эшелон

крейсерского полета. Однако, реализация повышенных C_u крейсерского полета приводит к уменьшению дальности полета.

Увеличение начальной высоты крейсерского полета может быть достигнуто за счет уменьшения крейсерского числа M полета в начале крейсерского полета. При этом дальность полета самолета практически не меняется.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По итогам проведенных исследований получены следующие результаты:

1. Создана и апробирована методика расчета аэродинамических характеристик на режимах обтекания крыла близких к началу трехмерного отрыва пограничного слоя;

2. На основании комплексных расчетно-экспериментальных исследований показаны особенности обтекания стреловидных крыльев большого удлинения, спроектированных по сверхкритическим профилям;

3. Предложен способ определения величины начала бафтинга $C_{y_{баф}}$ на крейсерских режимах полета для современных пассажирских самолетов, который может быть использован для оценки безопасности и экономической эффективности разрабатываемых самолетов на ранних этапах проектирования;

4. Проведено сравнение методов определения величины $C_{y_{баф}}$ для нескольких вариантов современных пассажирских самолетов. Показано, что, предложенный метод дает оценки, которые согласуются с летным экспериментом в пределах 15 %;

5. Выполнены расчетные исследования компоновки магистрального самолета со стреловидным крылом большого удлинения при трансзвуковых скоростях полета и умеренных углах атаки;

6. Приведены результаты экспериментальных исследований отрывных режимов обтекания крыла методом минишелковинок, масляных покрытий, с использованием результатов измерений давлений и пульсаций давлений на дренированной модели;

7. Показана близость результатов исследования области отрыва полученных «аэродинамическими» критериями с помощью расчетных и экспериментальных результатов исследований;

8. Приведены исследования по влиянию величины $C_{y_{\text{баф}}}$ на ЛТХ и ВПХ ближне-средне магистрального самолета;

9. Разработанный метод апробирован на существующих компоновках современных пассажирских самолетов. Метод был использован для определения величины границы начала бафтинга Судоп перспективных современных пассажирских самолетов, в том числе SSJ и MC-21 при формировании банка аэродинамических характеристик нулевого уровня;

10. Метод может быть рекомендован к применению в КБ для определения $C_{y_{\text{баф}}}$ компоновок перспективных дозвуковых и трансзвуковых летательных аппаратов.

Дальнейшие исследования могут быть посвящены:

1. Численному моделированию обтекания компоновки летательных аппаратов с учетом упругих деформаций в нестационарной постановке задачи.

2. Разработке алгоритмов численного моделирования обтекания крыла на режимах близких к началу отрыва и отрывных режимах.

3. Углубленное исследование фундаментальных причин возникновения, развития бафтинга на крыле летательных аппаратов и его влияния на аэродинамические характеристики.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абдрашитов Г.Г. К вопросу о бафтинге хвостового оперения // Труды ЦАГИ, 1939. Вып. 395. 43 с.
2. Абдрашитов Р.Г., Даньков Б.А., Чучкалов И.Б. Механизмы нестационарных процессов в протяженных кавернах // Ученые записки ЦАГИ, 2012. № 4. С. 39–54.
3. Абдрашитов Р.Г., Песецкий В.А., Чучкалов И.Б. Снижение интенсивности бафтинга крыла боевого самолета // Ученые записки ЦАГИ, 2016. № 2. С. 70–81.
4. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории: утв. Постановлением 35-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства 23 октября 2015 года. М.: Авиаиздат, 2015. 288 с.
5. Алемасов В.Е., Глебов Г.А., Козлов А.П. Термоанемометрические методы исследования отрывных течений. Казань: КФАН АН СССР, 1989. 178 с.
6. Анализ критериев начала бафтинга стреловидного крыла / Скоморохов С.И., Брагин Н.Н., Гарифуллин М.Ф., Янин В.В., Терехин В.А., Шевяков В.И. // Материалы XXV научно-технической конференции по аэродинамике. Пос. Володарского, 27–28 февраля 2014 г. Жуковский: Изд-во ЦАГИ, 2011. С. 60.
7. Ананьев З.А., Калинин А.Д., Рагулин Н.Ф. Возбуждение колебаний в трубе потоком воздуха при числах $M=0.2-2$ // Ученые записки ЦАГИ, 1977. № 5, Т. VIII. С. 50–57.
8. Антонов А.Н., Купцов В.М., Комаров В.В. Пульсации давления при струйных и отрывных течениях. М.: Машиностроение, 1990. 272 с.
9. Аэродинамика ракет: В 2-х кн. / Пер. с англ. / Под ред. М.Хемша, Дж.Нилсена. М.: Мир, 1989. Кн. 1. 426 с.
10. Аэродинамика самолета SSJ-100 при больших углах атаки и при сваливании / В.И. Шевяков [и др.] // Материалы XXII научно-технической

конференции по аэродинамике. Пос. Володарского 03–04 марта 2011 г. Жуковский: Изд-во ЦАГИ, 2011. С. 60.

11. Баранов Н.И., Нуштаев П.Д., Нуштаев Ю.П. Флаттер органов управления самолетов и ракет. М.: «Русавиа», 2003. 360 с.

12. Бафтинг летательных аппаратов (по материалам открытой иностранной печати за 1968–1985 гг.) // Обзор ЦАГИ. ОНТИ ЦАГИ, 1989. № 687. 105с.

13. Белов И.А. Взаимодействие неравномерных потоков с преградами. Л.: Машиностроение, 1983. 144 с.

14. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука, 1978. 352 с.

15. Белый Н.Г. Акустическое нагружение и выносливость обшивки хвостового оперения самолета // Труды ЦАГИ. 1967. Вып. 1067. 28 с.

16. Беспрозванная И.М., Соколов А.Г., Фомин Г.М. Воздействие ветра на высокие сплошностенчатые сооружения. М.: Стройиздат, 1976. 183с.

17. Биланин А.Д., Коверт Е.Е. Оценка возможных частот возбуждения для прямоугольных полостей малой глубины // Ракетная техника и космонавтика, 1973. № 3. С. 114–120.

18. Биркгоф Г., Сарантонелло Э. Струи, следы и каверны. М.: Мир, 1964. 466 с.

19. Бисплингхофф Р.Л., Эшли Х., Халфмэн Р.Л. Аэроупругость / Пер. с англ. М.: ИЛ, 1958. 799 с.

20. Блейк В.К. Возбуждение колебаний пластин и профилей потоками в зоне выходных кромок // Конструирование и технология машиностроения (Труды американского общества инженеров-механиков). 1984. № 3. С. 17–33.

21. Богатырев В.В. Метод расчета нестационарного обтекания и аэродинамических характеристик механизированного профиля с интерцептором // Проблемы аэрокосмической науки и техники. 2000. № 1. С. 29–33.

22. Брагин Н.Н. О методах определения начала бафтинга крыла пассажирского самолета // Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. XLIX, № 8. С. 16–26.

23. Брагин Н.Н. Ковалев В.Е., Скоморохов С.И., Слитинская А.Ю. К оценке границы начала бафтинга стреловидного крыла большого удлинения на трансзвуковых скоростях // Вестник Московского авиационного института 2018. Т. 25, № 4. С. 16–27.

24. Брагин Н.Н. , Ковалев В.Е., Скоморохов С.И. Определение границы начала бафтинга для пассажирского самолета с крылом умеренной стреловидности // Модели и методы аэродинамики : материалы Семнадцатой Международной школы-семинара. Евпатория, 04-11 июня 2017 г. Жуковский, 2017. С. 25.

25. Брэдшоу П. Введение в турбулентность и ее измерение. М.: Мир, 1974. 278 с.

26. Гарифуллин М.Ф. Динамика и аэроупругость тонкостенных конструкций. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2003. 315 с.

27. Гарифуллин М.Ф. Бафтинг. М.: Физматлит, 2010. 216 с.

28. Гарифуллин М.Ф., Скоморохов С.И., Янин В.В. Оценка границ бафтинга крыла // Труды ЦАГИ. 2012. Вып. 2711. 12 с.

29. Герценштейн С.Я., Сухоруков А.Н. О нелинейной эволюции двумерных и трехмерных волн в слоях смещения // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1985. №1. С. 10-18.

30. Гиневский А.С. Теория турбулентных струй и следов. М.: Машиностроение, 1969. 400 с.

31. Гиневский А.С., Власов Е.В., Каравосов Р.К. Акустическое управление турбулентными струями. М.: Физматлит, 2001. 240с.

32. Гогиш Л.В., Степанов Г.Ю. Турбулентные отрывные течения. М.: Наука, 1979. 367 с.

33. Дубинский С.В., Иванькин М.А., Трифонов А.К. Автоколебательный процесс в полости закрытого канала, обращенного

навстречу набегающему потоку // Ученые записки ЦАГИ. 2009. Т. XL, № 1. С. 52-59.

34. Исследования аэродинамической компоновки самолета МС-21 // Брагин Н.Н [и др.] // Материалы XXIV научно-технической конференции по аэродинамике. Пос. Володарского, 27-28 февраля 2013 г. Жуковский: Изд-во ЦАГИ. 2013. С. 60.

35. Каневский М.И., Погребная Т.В. Моделирование турбулентного обтекания двумерных и трехмерных выемок на плоской поверхности // Труды ЦАГИ. 2003. Вып. 2643. С. 36-60.

36. Кибардин Ю.А., Киселев А.М. Физика спутного следа // Авиация и космонавтика. 1978. № 4. С.26-28.

37. Ковалев В.Е. Расчет аэродинамических характеристик профиля с учетом вязкости в несжимаемой жидкости // Труды ЦАГИ. 1980. Вып. 2089. 75с.

38. Козлов А.П. Проявление трехмерности в двумерных отрывных течениях // Доклады Академии наук. 1994. № 3. С. 337-339.

39. Крюк А.А. Исследования бафтинга при создании самолета ВМ-Т «АТЛАНТ» // Техника воздушного флота, 1997. № 5. С. 34-39.

40. Леви Л.Л. мл., Бейли Х.Э. Расчет границ бафтинга для профиля // Ракетная техника и космонавтика, 1981. № 11. С. 207-209.

41. Ли Б.Х.К., Дан Ф.К. Бафтинг при околосзвуковом обтекании сверхкритического профиля с закрылком // Аэрокосмическая техника. 1990. № 2. С. 128-135.

42. Липатов И.И., Туан В.Ф., Приходько А.А. Численное моделирование процессов возникновения бафтинга // Труды Московского физико-технического института. 2014. Т. 6, № 2 (22). С. 122-132.

43. Липатов И.И., Винь Ф.Т. Численное моделирование процессов возникновения бафтинга для крыла ONERA M6 // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2014. № 200. С. 133-140.

44. Луговцев А.Н., Фомин Г.М. Опыт моделирования в аэродинамических трубах автоколебаний высоких сооружений // Уч. зап. ЦАГИ, 1973. № 3. С. 151-159.

45. Лыщинский В.В. Моделирование флаттера в аэродинамических трубах. М.: Физматлит, 2009. 80 с.

46. Морозов В.И., Онищенко В.М., Пономарев А.Т. К моделированию бафтинга летательного аппарата // Изв. вузов. Авиационная техника. 1990. № 1. С. 84-87.

47. Морозов В.И., Пономарев А.Т., Рысев О.В. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем. М.: Физматлит, 1995. 736 с.

48. Мошаров В.Е., Орлов А.А., Остроухов С.П., Радченко В.Н. Исследование развития отрыва на лопастях воздушного винта методами шелковинок и «лазерного ножа» // Ученые записки ЦАГИ. 2009. № 1. С. 72-81.

49. Мошаров В.Е. Люминесцентные методы исследования течений газа на поверхности // ПТЭ, 2009. № 1. С. 5-18.

50. Патент на изобретение № 2614870. Мотогондола двигателя на крыле летательного аппарата / Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Ковалев В.Е., Скоморохов С.И., Чернышев И.Л. 2015.

51. Патент на изобретение № 2662595. Крыло летательного аппарата» / Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Брагин Н.Н., Губнов И.А., Курилов В.Б., Скоморохов С.И., Чернышев И.Л. 2017.

52. Патент на изобретение № 2494917. Крыло летательного аппарата / Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Карась О.В., Ковалев В.Е., Скоморохов С.И., Чернышев И.Л., Янин В.В., Перченков Е.В., Губанова М.А., Чернавских Ю.Н., 2013.

53. Проблемы срыва и бафтинга // Техническая информация ОНТИ ЦАГИ. 1977. № 19. С. 18-29.

54. Прогнозирование бафтинга самолета по результатам испытаний его модели в аэродинамической трубе / Грачев В.С., Караваев Э.А.,

Кашафутдинов С.Т., Прудников Ю.А., Симонов М.П., Чернов Л.Г. // Техника воздушного флота, 1991. № 5-6. С. 1-8.

55. Пульсация давления на обтекаемой поверхности в сверхзвуковых отрывных течениях // Обзор ОНТИ ЦАГИ. 1984. № 642. 174 с.

56. Рокуэлл Д. Расчет частот колебаний для неустойчивого течения над полостью // Теоретические основы инженерных расчетов. 1977. № 2. С. 117-124.

57. Рокуэлл Д. Упорядоченные пульсации течения около цилиндра квадратного поперечного сечения // Теоретические основы инженерных расчетов. 1977. № 3. С. 175-180.

58. Рокуэлл Д., Наудашер. Обзор. Автоколебания в потоках, обтекающих полости // Теоретические основы инженерных расчетов. 1978. № 2. С. 119-135.

59. Рокуэлл Д. Колебания сдвиговых слоев, взаимодействующих с препятствиями // Аэрокосмическая техника. 1984. № 2. С. 12-38.

60. Саройя. Экспериментальные исследования пульсаций, возникающих при обтекании мелких выемок // Ракетная техника и космонавтика. 1977. № 7. С. 109-118.

61. Симонов М.П., Чернов Л.Г., Кашафутдинов С.Т. Некоторые особенности аэродинамической компоновки самолета Су-27 // Техника воздушного флота. 1990. № 2. С. 45-49.

62. Трехмерные турбулентные пограничные слои. М.: Мир, 1985. 384 с.

63. Турбулентность / Под ред. П. Брэдшоу. Пер. с англ. М.: Машиностроение, 1980. 343 с.

64. Турбулентные сдвиговые течения – 1 / Пер. с англ. под ред. А.С. Гиневского. М.: Машиностроение, 1982. 432 с.

65. Турбулентные сдвиговые течения – 2 / Пер. с англ. под ред. А.С. Гиневского. М.: Машиностроение, 1983. 422 с.

66. Фершинг Г. Основы аэроупругости / Пер. с нем. под ред. Г.М. Фомина. М.: Машиностроение, 1984. 600 с.

67. Хэнки В.Л., Шенг Дж.С. Расчет пульсации давления в открытой полости // Ракетная техника и космонавтика. 1980. № 8. С. 38-46.

68. Чесалов А.В. Опыт борьбы с вибрациями на самолетах // Труды ЦАГИ. 1940. Вып. 494. 44 с.

69. Численные методы в динамике жидкостей / Под ред. Г.Вирц, Е.Смолдерн. Пер. с англ. М.: Мир, 1981. 407 с.

70. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974. 712с.

71. Эрикссон Л.Э. Тряска крыла, обусловленная сходом вихрей с носовой части фюзеляжа // Авиационная техника. 1989. № 11. С. 12-19.

72. Эрикссон Л.Э. Различные типы тряски крыла (WING ROCK) // Авиационная техника. 1990. № 11. С. 71-80.

73. Atlee M. Cunningham Jr. Buzz, buffet and LCO on military aircraft – the aeroelastician’s nightmares // IFASD-2003. 19 p.

74. Bragin N.N., Gariffulin M.F., Skomorohov S.I., Yanin V.V. Investigation of unsteady flow on a high aspect ratio wing [Electronic resource] // 32 AIAA : proceedings of the Applied Aerodynamics Conference. Atlanta, USA, June 16–20, 2014. 2014. 14 p. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2014-2994> (access date: 11.06.2019).

75. Bragin N.N., Gariffulin M.F., Skomorohov S.I., Yanin V.V. Investigation of unsteady flow on a high aspect ratio wing [Electronic resource] // ICAS 2014 : proceedings of the 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. St. Petersburg, Russian Federation, September 07–12, 2014. 2014. 8 p. URL: https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0124_paper.pdf (access date: 11.06.2019).

76. Bragin N.N., Gariffulin M.F., Skomorohov S.I., Yanin V.V. Investigation of loading parameters of a trunk-route airplane wing in a wind tunnel near to buffet boundary [Electronic resource] // IFASD 2015 : proceedings of the 16th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. Saint Petersburg, Russian Federation, June 28 – July 02, 2015. 2015. Article Number 038. 17 p. URL: <http://toc.proceedings.com/30090webtoc.pdf> (access date: 11.06.2019).

77. Bradshaw P., Cebeci T., Whitelaw J. Engineering calculation methods for turbulent flow // London, Academic, 1981. Vol. 121. P. 530–532.

78. Cebeci T. Calculation of three dimensional boundary layers // AIAA J. 1975. Vol. 12, № 2. P. 1056–1064.

79. Moses R.W., Pototzky A.S., Henderson D.A., Galea S.C., Manokaran D.S., Zimcik D.G., Wickramasinghe V., Pitt D.M., Gamble M.A. Controlling Buffet Loads by Rudder and Piezo-Actuation // IFASD-2005. 11p.

80. Cross A.G.T. Boundary layer calculations and viscous-inviscid coupling // ICAS 86, 2.4.1, 1986. P. 502–512.

81. Davis R.T., Werle M.J., Progress on Interacting Boundary-Layer Computations at High Reynolds Number // Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows. Springer-Verlag. N. Y., 1982. P. 187–210.

82. Flynn G.A., Morrison J.F., Mabey D.G. Buffet Alleviation on Swept and Unswept Wings at High Incidence // Journal of aircraft. 2001. Vol. 38, № 2. P. 368–378.

83. Green J.E. Application of Head's Entrainment Method to the Prediction of Turbulent Boundary Layers and Wakes in Compressible Flow // A.R.C. R.&M. 1976. № 3788. 118 p.

84. Jameson A., Coughy D., Numerical calculation of the transonic flow past a swept wing // N.Y. Univ. EDRA report COO-3017-140. 1977. 140 p.

85. Keller H.B., Numerical methods in boundary layer theory // Annual Review of Fluid Mech. 1978. Vol. 10. P. 417–433.

86. Kordulla W. Integration in transonic flows about finite 3-d wings // AIAA Paper. №77-209. 1977. P. 369–376.

87. Kovalev V.E., Karas O.V. Computation of a transonic airfoil flow considering viscous effects and thin separated regions // La Recherche Aerospaciale. 1994. № 1. P. 23–38.

88. Kuhn W. Flight Reynolds Number Testing – The European Project FLIRET // European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, Italy 2008. abstract on CD-ROM.

89. Le Balleur J.C. Strong matching method for computing transonic viscous flows including wakes and separation // *La Recherche Aérospatiale*. 1981. № 3. P. 21–43.

90. Linch F.T. Recent application of advanced computational methods in aerodynamic design of transport aircraft configurations // *Aeronautical J.* 1978. № 12. P. 48–61.

91. McLean J.D. Three-dimensional turbulent boundary layer calculations for swept wings [Electronic resource] // *AIAA Paper*. 1977. 77-3. URL: <https://doi.org/10.2514/6.1977-3> (access date: 11.06.2019).

92. Melnic R.E., Chow R., Mead H.R. Theory of viscous transonic flow over airfoil at high Reynolds number [Electronic resource] // *AIAA Paper*. 1977. 77-680. URL: <https://doi.org/10.2514/6.1977-680> (access date: 11.06.2019).

93. Petterson K., Poll D.I.A. Slender forebody aerodynamics at high alpha // *ICAS – 2000*. № 294. 9 p.

94. Williams B.R. The prediction of separated flow using a viscous-inviscid interaction method [Electronic resource] // *ICAS №84-2.3.3*. URL: https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS1984/ICAS-84-2.3.3.pdf (access date: 11.06.2019).