

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ
АВИАЦИИ ИМЕНИ ГЛАВНОГО МАРШАЛА АВИАЦИИ А.А. НОВИКОВА»**

На правах рукописи

Астапов Иван Владимирович

**ПОВЫШЕНИЕ УРОВНЯ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ И
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СОВРЕМЕННЫХ
ТРАНСПОРТНЫХ РЕАКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ С ПОМОЩЬЮ
УБИРАЕМЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ГРЕБНЕЙ ГОНДОЛ
ДВИГАТЕЛЕЙ**

2.9.6 Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук

научный руководитель

кандидат технических наук, доцент

Баранов Николай Евгеньевич

Санкт-Петербург

2024

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение.....	4
Глава 1. Современные методы повышения топливной эффективности и экологичности летной эксплуатации, касающиеся совершенствования планера самолета.....	18
1.1 Обзор методов уменьшения аэродинамического сопротивления.....	18
1.2 Управление процессом обтекания с помощью малых аэродинамических поверхностей	26
Глава 2. Исследование взаимодействия потока с аэродинамическими гребнями гондолы двигателя	49
2.1 Обоснование выбора программного обеспечения.....	49
2.2 Параметры модели	53
2.3 Верификация модели	58
2.4 Параметры численного моделирования	60
2.5 Результаты численного моделирования	64
Глава 3. Расчет предельной эффективной массы устройства уборки-выпуска.....	83
3.1 Метод расчета	83
3.2 Определение предельной эффективной массы с использованием данных ССПИ	92
Глава 4. Исследование изменений летно-технических характеристик. Оценка экономического и экологического эффекта. Обоснование требований к авиационной технике. Эксплуатационные процедуры	99
4.1 Расчет изменений летно-технических характеристик	99

4.2 Оценка экологического эффекта	136
4.3 Обоснование требований к авиационной технике	140
4.4 Эксплуатационные процедуры	141
Заключение	142
Список литературы	144
Приложение 1 Акты внедрения результатов исследований	158

Введение

Актуальность темы исследования

Воздушный транспорт – это интенсивно развивающаяся отрасль производства, которая в новейшей истории успешно преодолевала кризисы, с которыми сталкивалась. Так, в наиболее тяжелый год пандемии COVID-19, в 2020-ом году воздушный транспорт на значительное уменьшение объемов пассажирских перевозок [52] отреагировал увеличением относительных объемов грузоперевозок. По мере снятия эпидемиологических ограничений и увеличения пассажирских авиаперевозок, объем грузовых перевозок возрос и оставался наибольшим за всю историю авиации [38]. Это оставляет потенциал для беспрецедентного роста авиаперевозок в 20–30-х годах XXI века. Однако, возможность реализации этого потенциала пока ограничена. После 2022 года перед значительной частью отечественной магистральной гражданской авиацией возникли серьезные трудности. Из-за закрытий различных воздушных пространств маршруты воздушных судов перестали быть оптимальными. Полетное время на отдельных маршрутах увеличивалось до двух и более раз в сравнении с оптимальными траекториями [15]. Все это говорит об одном – воздушные суда должны быть как можно более экономичными для успешного преодоления авиационной отраслью любых кризисов, а в бескризисный период – для обеспечения как можно более быстрого роста авиаперевозок, в том числе благодаря снижению тарифов.

Требования современности в условиях огромных масштабов производства с одной стороны, и высоких, нестабильных цен на углеводородные энергоносители

с другой стороны, диктуют необходимость создания машин и технологических процессов, обеспечивающих наибольшую производительность при наименьших экономических затратах. Эти требования охватывают все отрасли техники (а значит и воздушный транспорт), вовлекающие в современных условиях огромные массы людей, машин, оборудования и связанные с ними денежные средства. Выполнение этих требований возможно двумя путями – увеличением производительности машин и технологических процессов и (или) уменьшением экономических затрат [23]. Активные научные исследования проводятся по обоим этим направлениям.

Комплекс задач, связанных с повышением экономичности эксплуатации на воздушном транспорте, включает задачи определения и реализации наивыгоднейших (экономических) режимов полета, наивыгоднейшей аэродинамической конфигурации и режимов работы двигателей, а также оптимального учета влияния внешних условий (главными из таких являются ветер и распределение температуры с высотой) на экономичность полета при его планировании и осуществлении.

Решение общей проблемы повышения эффективности эксплуатации состоит из следующих основных направлений:

- повышение экономичности полета;
- повышение экономичности процессов ремонта и технического обслуживания;
- повышение общего и межремонтного ресурсов планера, двигателей и оборудования ЛА;
- повышение производительности труда летного состава;
- повышение экономичности строительства и эксплуатации аэродромов и наземных сооружений;

- повышение экономичности и регулярности полетов на основе совершенствования процессов навигации, посадки и управления воздушным движением;
- повышение экономичности на основе разработки и внедрения более совершенных организационных и экономических методов и средств управления.

Полет является основным производственным процессом на воздушном транспорте, поэтому от способа его осуществления во многом зависит эффективность эксплуатации всего парка ЛА [23].

Понятие экономичности полета в эксплуатации воздушных судов со временем претерпело изменения. В первоначальном понимании экономичность полета была связана с минимальным расходом авиационного топлива. Однако, со временем, данное понятие стало шире и сейчас включает в себя оптимизацию различных параметров, гарантирующих наиболее высокие экономические показатели. Они включают в себя себестоимость эксплуатации, приведенные затраты, рентабельность или прибыль. Достижение оптимальных экономических показателей является важным фактором в экономике гражданской авиации.

Особенностью проектирования пассажирских самолетов является необходимость выполнения целей, стоящих перед гражданской авиацией, в следующем порядке [35]:

1. максимальная безопасность перевозки пассажиров;
2. обеспечение комфорта пассажиров;
3. высокая экономичность перевозок.

Все лётные, технические и эксплуатационные характеристики пассажирского самолета так или иначе подчинены этим основным трем условиям в указанном приоритете. Данное утверждение в полной мере относится и к аэродинамической компоновке современных воздушных судов. Из этого

приоритета следует, что методы повышения экономичности полета не должны уменьшать безопасность выполнения полета и (или) ухудшать уровень комфорта пассажиров.

Улучшение экономичности эксплуатации ВС автоматически ведет к улучшению ее экологичности (при условии, что для улучшения экономичности не были применены опасные для природы технологии).

К концу XX века определилась наиболее эффективная аэродинамическая компоновка пассажирского лайнера, а именно: свободнонесущий низкоплан со стреловидным крылом, низкорасположенным оперением и двигателями, размещенными на пилонах под крылом, что обусловлено крайне высокой аэродинамической противоштопорной устойчивостью такой компоновки [37, 89, 95], а также удобством технического обслуживания двигателей и заправки самолета топливом.

Совершенствование авиадвигателей в направлении снижения расхода топлива шло, в том числе, путём увеличения степени их двухконтурности и степени повышения давления за компрессором, что приводит к увеличению диаметров вентиляторов. Например, диаметр вентилятора двигателя Pratt & Whitney JT8D самого массового реактивного пассажирского самолета Boeing 737 первых серий -100, -200 (Original) составлял 1371,6 мм [68]. На воздушных судах поколения Classic (серии -300, -400, -500) применяются двигатели CFM International CFM56-3 с диаметром вентилятора 1524 мм [42]. Воздушные суда поколения Next Generation (серии -600, -700, -700ER, -800, -900, -900ER, BBJ, BBJ2) оснащаются двигателями CFM International CFM56-7B с диаметром вентилятора 1549,4 мм [49]. На самолетах Boeing 737 последнего поколения MAX (серии MAX 7, MAX 8, MAX 9, MAX 10) устанавливаются двигатели CFM International LEAP-1B, имеющие диаметр вентилятора 1752,6 мм [75]. Самолеты этого же класса – семейство Airbus A319/A320/A321 прошли тот же путь. Первый вариант их силовой установки (CEO – Classic Engine Option) предполагал

установку двухконтурных турбореактивных двигателей CFM56-5B различных модификаций с диаметром вентилятора 1735 мм [99]; или IAE V2500-A5 с диаметром вентилятора 1613 мм [85]. На последнем поколении этих самолетов (NEO – New Engine Option) устанавливаются двигатели CFM International LEAP-1A с диаметром вентилятора 1981,2 мм [74]. Как видно, диаметры вентиляторов применяемых двигателей и, соответственно, гондол двигателей с течением времени заметно увеличиваются.

При сохранении такой же аэродинамической схемы, увеличение диаметра гондолы двигателей привело к некоторым проблемам. Вынесенная вперед крыла гондолой двигателя на больших углах атаки создает за собой область затенения (рисунок 1), в которой скорости потока понижены, а коэффициенты давления повышены в сравнении с незатененной зоной. Это способствует более раннему отрыву потока в этой зоне, что уменьшает диапазон эксплуатационных углов атаки самолёта, ухудшает его устойчивость как в продольном, так и в поперечном каналах и взлётно-посадочные характеристики [108, 69].

Решение данной проблемы нашлось в виде установки на внешней поверхности гондолы двигателей аэродинамических гребней. По сути, каждый такой гребень является крылом очень малого удлинения и очень малой относительной толщины. Поэтому его обтекание потоком воздуха носит чётко выраженный пространственный характер, связанный с активным перетеканием воздуха из области повышенного давления на стороне подпора в область пониженного давления на стороне подсоса. Образуется циркуляция, рождающая вихрь, который, при приближении воздуха к состоянию насыщения, можно увидеть невооруженным глазом. Этот вихрь берет начало на боковой кромке аэродинамического гребня, стекает с него и уходит в область над гондолой вдоль пилона, а затем – в область на верхней поверхности крыла и далее назад по ходу тока воздуха. Конец вихря, очевидно, либо опирается на боковую поверхность фюзеляжа за крылом, либо уходит далее и встраивается уже в вихревую систему,

создаваемую крылом самолета. Вихрь привносит в затененную область дополнительное количество движения. При такой картине обтекания, область затенения уменьшается, эпюра скоростей на верхней поверхности крыла становится более полной и срыв потока с крыла задерживается [108].

Однако в режиме крейсерского полёта, характеризующегося малыми углами атаки ($\alpha=2-3^\circ$) затенения крыла гондолой двигателя не создается, но, тем не менее, аэродинамический гребень продолжает создавать вихрь, так как является крылом очень малого удлинения и относительной толщины, работающим под углом атаки. Заметим, что в данном случае идет речь не об угле атаки самолета, а об угле между хордой гребня и вектором скорости потока воздуха, притекающего к гребню, которая вследствие пространственного обтекания воздухом гондолы двигателя, имеет не только осевую, но и циркуляционную составляющую [108].

Из вышесказанного следует, что убирание аэродинамического гребня на режимах полета, характеризующихся малыми углами атаки, представляется перспективной технологией и требует более полного изучения - таким образом, обуславливая актуальность темы исследования. На рисунке 1 на профиле полета типичного транспортного магистрального самолета зеленым цветом показана область применения исследуемой технологии.

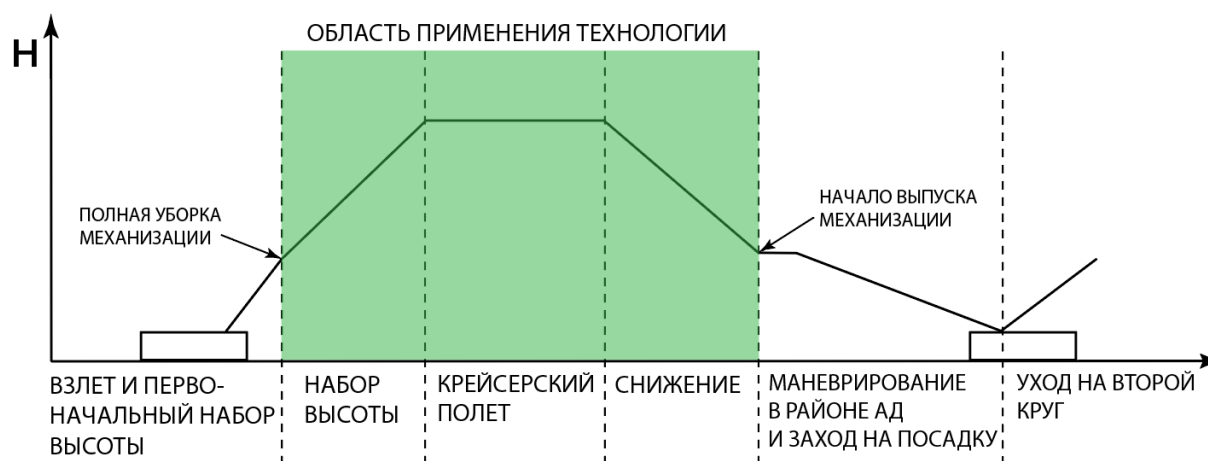


Рис. 1 – Область применения технологии убираемых аэродинамических гребней

Применение исследуемой технологии не должно сжижать уровень безопасности полетов (ведь на этапах взлета, начального набора высоты, захода на посадку, посадки, ухода на второй круг и маневрирования в районе аэродрома аэродинамические гребни выполняют функции, для которых они предназначены, а именно – предотвращение затенения части крыла). Поэтому должны быть дополнительно определены меры для обеспечения выпуска таких гребней на режимах полета, когда аэродинамика самолета в них нуждается. В настоящее время в Авиационных Правилах часть 25 «Нормы летной годности самолетов транспортной категории» отсутствуют какие-либо ограничения или требования в отношении аэродинамических гребней гондолы двигателя [1].

В настоящей работе был выполнен анализ, обоснование, обеспечение и оценка уровня летно-технических (таких как максимальная дальность полета) и эксплуатационно-технических (таких как часовой расход топлива, экономичность эксплуатации) характеристик воздушных судов, оснащенных убираемыми в полете аэродинамическими гребнями гондолы двигателя. Для численных оценок, по согласованию с институтом авиационного приборостроения «Навигатор», был выбран самолет Airbus A319, уже имеющий на гондолах своих двигателей аэродинамические гребни. Настоящая работа является очередным шагом (после выдвижения концепции) в разработке ресурсосберегающей и экологически ориентированной технологии – убирания аэродинамических гребней в полете. Путем выработки методики оценки эффективности такой технологии было выполнено информационное обеспечение процессов использования по назначению авиационной техники. По итогам работы были сделаны выводы о возможности расширения границ летной годности воздушных судов после применения новой технологии. На основании этих выводов были определены обоснования требований к авиационной технике и эксплуатации перспективных воздушных судов.

Степень научной разработанности

Вопросами изучения экономичности летной эксплуатации самолетов занимались такие видные отечественные ученые как: Бадягин А.А., Васильев А.Я., Гличев А.В., Симакова С.Н., Громов Н.Н., Мирошников А.В., Тарасов Е.В., Федоров Л.П., Югов О.К., Михальчевский Ю.Ю., Губенко А.В., Коваленко Г.В., Афанасьев Н.В., Кочкарев Г.К., Ципенко В.Г. [3, 30, 6, 11, 12, 18, 26, 27, 33, 19, 9, 10, 2] и другие. Весомый вклад (более десяти научных работ) в эту область знания внес Скрипниченко С.Ю. Им были исследованы такие вопросы, как: модели по повышению экономичности полета, методы повышения экономичности крейсерского полета, методы повышения экономичности этапов набора высоты и снижения, влияние аэронавигационного запаса топлива на экономичность полета, повышение экономичности полета при применении автоматизированных систем, методы повышения экономичности этапов взлета и посадки, проектно-технические мероприятия повышения экономичности полета [23].

Иностранцами исследователями этой проблематики были Ричард Уиткомб (Richard T. Whitcomb), Джон Андерсон (John D. Anderson), Дэниел Раймер (Daniel Raymer), Эгберт Торенбек (Egbert Torenbeek), Джон Мак-Мастерс (John McMasters), Ховард Кёртис (Howard Curtis) [109, 40, 87, 100, 101, 79, 50], и другие.

Изучением именно аэродинамических гребней (вихрегенераторов, турбулизаторов) занимались В. Г. Ципенко, М. В. Сагайдак, В. И. Шевяков, Гарбарук А. В., Долотовский А. В., Taylor H. D., Veldhuis L. L. M., Godart, Eaton J. K., Jansen D.P., Pearcey H., Forster K. J., White T. R., Meunier M., Konig J., Kim W.J., Sun Z, Pauley W. R., Souckova N [29, 7, 13, 98, 104, 60, 107, 66, 82, 55, 80, 70, 72, 94, 81, 93].

Настоящая работа является продолжением научных исследований зарубежных и отечественных авторов, а также развивает и дополняет идеи некоторых патентов. Концепция убирания аэродинамических гребней гондол

двигателей была предложена в одном из патентов [90], однако оставались нераскрытыми вопросы о том, будет ли такая концепция эффективна, безопасна, какие экономические и экологические выгоды она дает. В настоящей работе эти вопросы были, по возможности, раскрыты, что определяет актуальность данной работы.

Цель и задачи исследования

Цель работы: обосновать возможность улучшения летно-технических характеристик современных реактивных транспортных самолетов за счет применения убираемых аэродинамических гребней гондол двигателей на участках набора высоты, крейсерского полета и снижения.

Цель исследования обусловила постановку следующих исследовательских задач:

1. Разработать метод оценки предельной эффективной массы устройства уборки-выпуска.
2. Разработать метод оценки экономической и экологической эффективности от применения убираемых аэродинамических гребней.
3. Оценить возможность возникновения неблагоприятных аэродинамических факторов, влияющих на безопасность полетов, при применении убираемых гребней.
4. Обосновать требования к перспективным образцам воздушных судов по оснащению их убираемыми аэродинамическими гребнями для повышения их летно-технических характеристик.

Объект и предмет исследования

Объектом данного исследования является процесс эксплуатации современных реактивных транспортных самолетов.

Предметом данного исследования являются летно-технические и эксплуатационные характеристики воздушных судов при применении

технических устройств типа убираемых в полете аэродинамических гребней гондол двигателей.

Методология исследования

Численное моделирование было выполнено с помощью программного обеспечения Autodesk Simulation CFD (www.autodesk.com), которое численным методом решает уравнения Навье-Стокса, уравнения неразрывности и сохранения энергии. Программное обеспечение было верифицировано путем сравнения полученных в нем результатов с табличными для некоторых правильных геометрических фигур.

На качественном уровне результат был подтвержден экспериментом на аэродинамической трубе в лаборатории аэрогазодинамики кафедры «Аэродинамики и динамики полета» Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации имени Главного маршала авиации А.А.Новикова в условиях частичного механического подобия.

Расчет экономической эффективности был выполнен аналитически, основываясь на данных, полученных при численном моделировании и в ходе лётного эксперимента.

При расчете предельной эффективной массы устройства были использованы данные численного моделирования и аэродинамические параметры самолета, вычисленные из данных, полученных в ходе летного эксперимента.

Положения, выносимые на защиту:

- Метод расчета предельной эффективной массы устройства уборки-выпуска аэродинамических гребней.
- Методика оценки полетного качества и других аэродинамических характеристик самолета по данным средств сбора полетной информации.

- Методика расчета изменений летно-технических характеристик, экономического и экологического эффекта при применении исследуемой технологии.
- Результаты численного моделирования, дающие необходимые численные данные для оценки влияния рассматриваемой технологии на летно-технические характеристики ВС, а так же качественные данные, позволяющие оценить возможность возникновения неблагоприятных аэродинамических факторов, влияющих на безопасность полетов, при применении убираемых гребней мотогондол.
- Требования к воздушным судам, на которых применяются убираемые аэродинамические гребни гондол двигателей.

Все положения, выносимые на защиту, получены лично автором, либо при его определяющем участии.

Теоретическая и практическая значимость:

- Теоретическая значимость исследования заключается в том, что в работе результативно использованы методы численного моделирования для доказательства эффективности применения убираемых в полете аэродинамических гребней гондол двигателя. Изложены и изучены условия, обеспечивающие экономическую эффективность убираемых в полете аэродинамических гребней, в частности предельная масса устройства уборки-выпуска таких гребней. Разработан метод вычисления предельной эффективной массы устройства для уборки-выпуска таких гребней.
- Практическая значимость исследования заключается в представлении по результатам работы новых требований к перспективной авиационной технике, а также количественной оценке выгод от применения описанной технологии. Результаты работы используются в отделе аэродинамического проектирования АО «ОКБ им. А.С. Яковлева» при рассмотрении возможности применения такой технологии на самолетах семейства МС-21, а так же на других перспективных

образцах авиационной техники, в АО «Навигатор» для обоснования требований к перспективным воздушным судам и их компонентам и их эскизном проектировании, а также в учебном процессе в СПбГУ ГА.

Научная новизна

Научная новизна исследования заключается в том, что:

- 1) Обоснована целесообразность применения убираемых аэродинамических гребней с целью улучшения летно-технических характеристик воздушных судов с сохранением заданного уровня безопасности полетов.
- 2) Разработана методика, позволяющая оценить влияние использования различных технических решений/устройств на эффективность летной эксплуатации на основе обработки данных средств сбора полетной информации.
- 3) Предложен метод расчета предельной массы устройств уборки аэродинамических гребней.

Степень достоверности результатов подтверждается выполненной в рамках работы верификацией программного обеспечения, а на качественном уровне – экспериментом, проведенном в аэродинамической трубе.

Структура диссертации определяется ее исследовательским замыслом и последовательно раскрывает его. Диссертация состоит из введения, обзора литературы и методов повышения топливной эффективности летной эксплуатации, касающихся совершенствования планера самолета, трех глав, заключения, списка терминов и сокращений, списка источников и литературы и двух приложений.

Во введении обусловлена актуальность работы касательно применения аэродинамических гребней гондол двигателей современных транспортных самолетов с двигателями, расположенными на пилонах под крылом, а также описаны те проблемы, которые применение таких гребней неизбежно создает.

В первой главе представлены краткие обзоры научных работ и патентов по теме исследования. Выявлены вопросы, не изученные исследователями. Отмечены выводы исследований, позволяющие выполнить настоящую работу. В этой же главе описаны уже применяющиеся методы повышения топливной эффективности и экологичности летной эксплуатации, касающиеся совершенствования планера самолета, а так же проведен их сравнительный анализ.

Вторая глава посвящена численному моделированию динамики жидкости вблизи аэродинамических гребней гондолы двигателя. В ней описана 3D-модель, на которой проводилось исследование, описаны режимы исследования, получены численные значения аэродинамического сопротивления гребня на различных режимах полета, в полной мере охватывающих диапазон режимов полета современного реактивного пассажирского самолета в крейсерском полете.

В третьей главе был выполнен расчет предельной массы устройства уборки-выпуска аэродинамического гребня, при которой сохраняется экономический смысл всей концепции. Так же в ходе исследований, основанных на данных, полученных в результате летного эксперимента, в третьей главе были получены некоторые аэродинамические характеристики самолета Airbus A319, который был выбран для численных оценок.

В четвертой главе был выполнен расчет экономического и экологического эффекта от применения убираемых аэродинамических гребней в абсолютных и относительных величинах.

Апробация работы:

Соискатель имеет 3 статьи по теме диссертации, опубликованные в рецензируемых научных изданиях из перечня ВАК, а так же 3 статьи, представленные в РНИЦ.

Материалы диссертации были представлены на: XII Общероссийской научно-технической конференции «Молодежь. Техника. Космос» (Санкт-Петербург, 2020); Всероссийской научно-практической конференции молодых авиаторов России «Авиация будущего: тренды, вызовы и возможности» (Казань, 2023); на конкурсе «Молодые ученые транспортной отрасли» (2024), проводимым Министерством транспорта, где доклад занял II место; на II Международной молодёжной научно-практической конференции «Состояние и основные тенденции развития гражданской авиации» (Санкт-Петербург, 2024), а так же на семинарах в СПбГУ ГА.

Глава 1. Современные методы повышения топливной эффективности и экологичности летной эксплуатации, касающиеся совершенствования планера самолета

1.4 Обзор методов уменьшения аэродинамического сопротивления

Применительно к планеру самолета все методы повышения топливной эффективности и экологичности летной эксплуатации сводятся к применению средств, уменьшающих его аэродинамическое сопротивление. Аэродинамическое сопротивление в общем случае состоит из сопротивления трения и сопротивления давления. Часто компоненты аэродинамического сопротивления разделяют не по природе их появления, а по зависимости их от угла атаки: мало зависящий от угла атаки компонент называется профильным сопротивлением, а сильно зависящий компонент – индуктивным сопротивлением. После преодоления воздушным потоком критического числа M появляется дополнительный компонент – волновое сопротивление, вызванное разностью давлений за скачком уплотнения и перед ним.

Существует два подхода к уменьшению сопротивления трения. Первый заключается в как можно более долгом сохранении на крыле ламинарного потока, который обладает меньшим сопротивлением, чем турбулентный (за счет менее полной эпюры скоростей [77]). Профили, которые призваны как можно дальше отодвинуть точку перехода потока назад по потоку называются ламинарными (иногда встречается название ламинаризованные) (рисунок 2). Отодвигание точки перехода назад обеспечивается, как правило, сдвиганием точки максимальной толщины профиля так же назад.

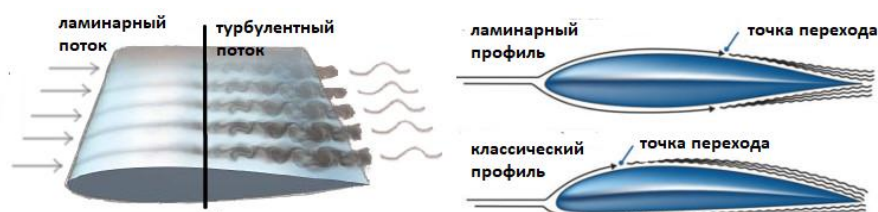


Рис. 2 – Течение вокруг ламинарного и обычного профилей

Применение такого метода может уменьшать общее сопротивление профиля на $\approx 12\%$ [92, 84, 111]. Применение ламинаризованного профиля крыла на самолете 120 (аналогичного Ла-5 за исключением крыла) позволило развить на 24 км/ч большую скорость, чем на Ла-5 с обычным крылом [16].

Второй способ уменьшения сопротивления трения – это снижение шероховатости поверхности. Это достигается несколькими путями, один из которых это уменьшение зазоров между фюзеляжем и лючками, дверьми, иллюминаторами, уменьшение люфта управляющих поверхностей, установка створок ниш шасси. Так, люфт одного спойлера может увеличивать общее сопротивление самолета на 0,36% (таблица 1, [56]), тогда суммарно люфты по всему фюзеляжу могут увеличивать общее сопротивление планера на $\approx 1\%$.

Управляющая поверхность	Ожидаемое увеличение общего сопротивления самолета, %		
	Величина люфта, мм		
	5	10	15
Предкрылок	0,09	0,2	0,3
Закрылок	0,04	0,07	0,1
Спойлер	0,1	0,23	0,36
Элерон	0,04	0,07	0,1
Руль направления	0,05	0,09	0,12

Таблица 1. Прирост общего сопротивления самолета из-за люфта управляющих поверхностей

Так же производители самолетов стараются применять как можно более гладкие лакокрасочные покрытия, и рекомендуют эксплуатантам перекрашивать самолеты каждые 5–7 лет [65]. Регулярная помывка самолетов тоже снижает эксплуатационные затраты. Так общее сопротивление самолета из-за грязи и коррозии на нем может прирасти на 0,1% [61, 39].

Одним из новейших способов уменьшения сопротивления трения является установка риблет (по сути – микротурбулизаторов) для создания циркуляции непосредственно в пограничном слое. Это отрывает течение основного потока от поверхности на толщину создаваемой циркуляции (несколько миллиметров) (рисунок 3), что уменьшает градиент скорости по нормали к поверхности (рисунок 4), уменьшая, таким образом, сопротивление трения [51, 41, 97, 83, 43, 5].

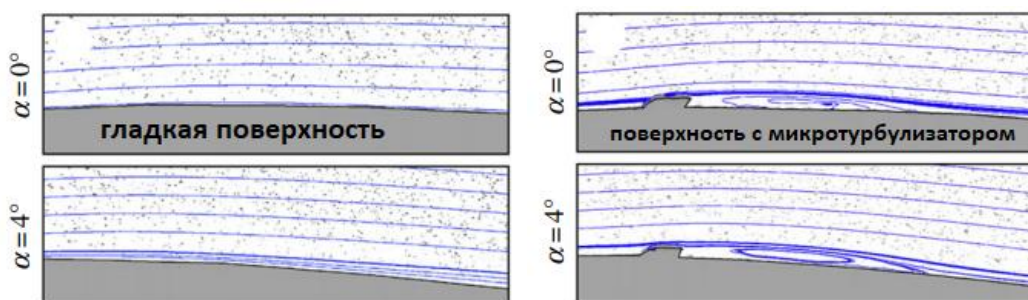


Рис. 3 – Образование циркуляции, уменьшающей сопротивление трения за микротурбулизатором [51]

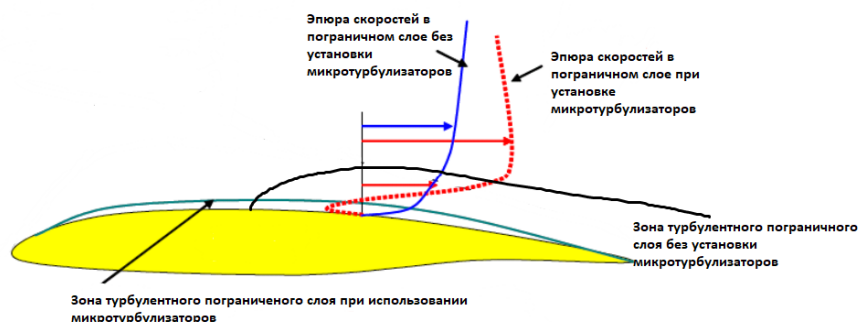


Рис. 4 – Эпюры скоростей в турбулентном пограничном слое при использовании микротурбулизаторов и без них [83]

Этот способ был вдохновлен природой, а именно – акульей кожей, которая состоит из уложенных специальным образом чешуек, которые управляют пограничным слоем, снижая сопротивление при движении. Поэтому технология получила название AEROSHARK. Головной разработчик технологии AEROSHARK группа компаний Lufthansa определила, что применение этой технологии гарантированно снижает общее сопротивление самолета типа Boeing 747-400 на 0,8 % с перспективой увеличения этого показателя до 2,5% (первоначально «акульей кожей» была покрыта только нижняя часть фюзеляжа). Отмечается, что при полномасштабном использовании этой технологии в группе компаний Lufthansa экономия топлива за год может составить до 300 т., выбросы углекислого газа могут сократиться на 900 т., а экономия финансовых средств может составить до 200 000 евро [91].

Совершенствование планеров реактивных транспортных околозвуковых самолетов в направлении уменьшения индуктивного сопротивления шло путем применения различных средств. Первый и самый эффективный из них это – увеличение удлинения крыла. Известно, что коэффициент индуктивного сопротивления обратно пропорционален удлинению [20]. Однако, максимальное значение этого параметра для реального самолета ограничено прочностными характеристиками крыла. По мере появления новых строительных материалов, обладающих меньшим весом при той же прочности, удлинение крыла может быть увеличено. Так, на самолете МС-21 оно составляет 11,5 [22] против 8–10 у предыдущих самолетов этого же класса (семейства самолетов Boeing 737 и Airbus A320).

Второй способ совершенствования планера самолета в направлении уменьшения индуктивного сопротивления – это установка законцовок крыла. Несмотря на то, что запатентованы они были еще до первого полета братьев Райт [67], широко применяться они начали только в конце 70-х годов. Это было вызвано как неблагоприятным воздействием законцовок на самолет в боковом

канале, приводившее к его разбалансировке при наличии скольжения, так и преждевременным отрывом пограничного слоя вблизи законцовок при их установке. Только в начале 70-х годов Ричард Уиткомб (Richard T Whitcomb) смог своими теоретическими и практическими исследованиями добиться уменьшения негативного влияния законцовок на пограничный слой [109]. Принцип работы законцовок крыла состоит в ослаблении вихря, который образуется при перетекании через торец крыла из-под него вверх (из области подпора в область подсоса). На образование вихря тратится энергия, которая, согласно принципу сохранения энергии, отбирается от самолета. Препятствуя образованию такого вихря, или, по крайней мере, способствуя его ослаблению, можно добиться уменьшения полного аэродинамического сопротивления и увеличения подъемной силы крыла, т.к. перетекающий снизу крыла воздух ослабляет зону подсоса над крылом. Все вместе, это увеличивает аэродинамическое качество. Законцовки крыла условно первого поколения (загнутые вверх – рисунок 5) при установке их на самолеты корпорации Boeing дают уменьшение аэродинамического сопротивления в крейсерском полете на 3,5–5,5 % [54].

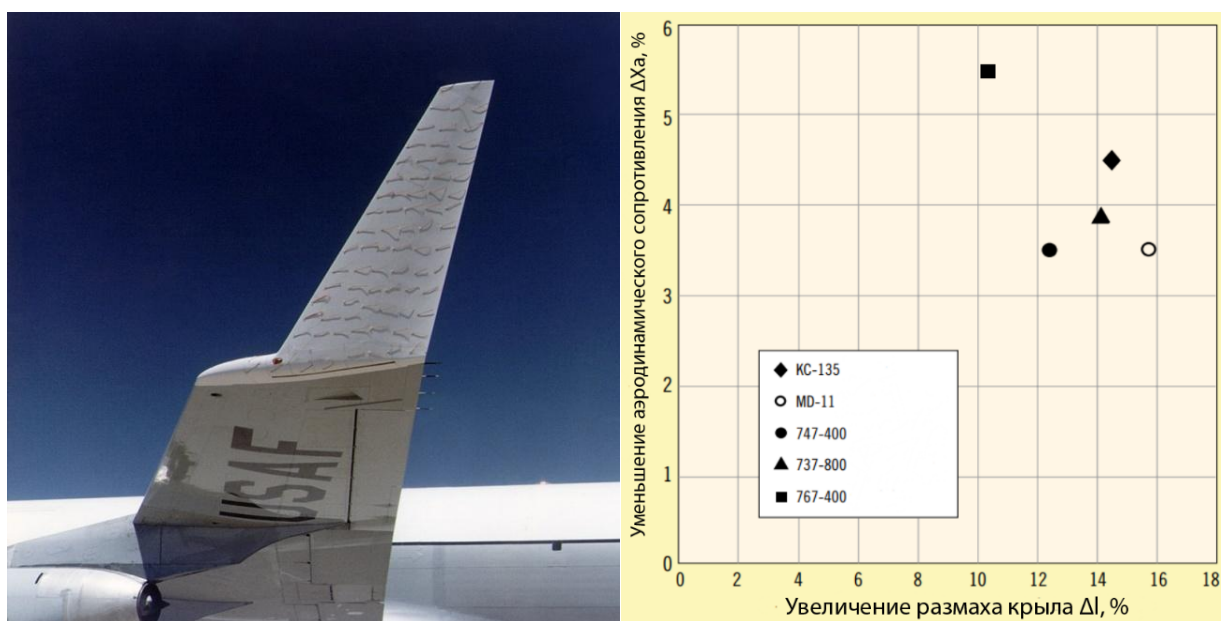


Рис. 5 – Законцовка крыла условно первого поколения и их влияние на общее сопротивление самолета [54]

Дальнейшее развитие – законцовки крыла условно второго поколения (рисунок 6) дают дополнительное уменьшение сопротивления самолета еще на 1,5 % [45, 96].



Рис. 6 – Двусторонняя законцовка крыла

Уменьшение индуктивного сопротивления возможно не только путем совершенствования планера самолета, но и эксплуатационным. На самолетах нормальной аэродинамической схемы, коими являются все пассажирские транспортные самолеты, центр давления крыла расположен за центром масс самолета. Таким образом, крыло в полете создает пикирующий момент, который уравнивается кабрирующим моментом горизонтального оперения. Для создания такого момента сила на стабилизаторе должна быть приложена вниз, что уменьшает общую подъемную силу самолета и ухудшает полетное качество. Чем ближе будет центр тяжести самолета к центру давления крыла, тем меньшая сила на горизонтальном оперении, направленная вниз, потребуется на балансировку самолета. Однако, это ухудшит запас продольной статической устойчивости самолета, поэтому принудительное увеличение центровки применяется только на самолетах с высокой степенью автоматизации управления и на этапах полета, когда активное маневрирование не предусматривается (например, на удалении 100 км от аэродрома для самолетов Ту-204/Ту-214). Увеличение центровки в полете с целью сокращения потерь аэродинамического качества на балансировку

достигается путем перекачки топлива в бак, расположенный в киле. Расчеты показывают, что для самолетов Ту-204/Ту-214 смещение центровки с 25 до 40 % увеличивает аэродинамическое качество на 1,4 %, а километровый расход топлива снижается на 4–5 % [25].

Уменьшение волнового сопротивления достигается применением стреловидного крыла, суперкритических профилей, уменьшения относительной толщины профилей, правила площадей. Правило площадей применимо по большей части для сверхзвуковых самолетов, и может уменьшать их общее сопротивление на сверхзвуковых режимах на 25% [62, 105, 88]. Однако, применяется оно и на околозвуковых самолетах (рисунок 7). Так, применение правила площадей для околозвукового самолета может увеличить его крейсерскую скорость на 80 км/ч при сохранении такого же расхода топлива [78].



Рис. 7 – Правило площадей, примененное в хвостовой части самолета Bombardier Global Express

Применение крыла со сверхкритическими профилями призвано уменьшить аэродинамическое сопротивление давления, появляющееся на околозвуковых скоростях. Оно носит название волнового т.к. связано со скачками уплотнения. Сверхкритические профили особым образом располагают на себе скачки уплотнения, области подпора и подсоса, тем самым ослабевая перепад давления в системе скачков уплотнения. Транспортный реактивный околозвуковой самолет

со сверхкритическим крылом имеет топливную эффективность на 2,5 % лучшую по сравнению с самолетом, имеющим крыло, набранное из классических профилей [58, 59, 63].

Вершиной снижения сопротивления путем применения различных типов профилей может стать применение технологии изменения геометрии профиля в полете (morphing airfoil). Путем изменений геометрических параметров профиля (таких как: форма, относительная толщина, относительная кривизна) с помощью некоторого привода можно добиваться наиболее подходящего для данного режима полета профиля (например, для низкоскоростного полета – ламинаризованного профиля, для околозвукового – суперкритического и т.д.). Применение такой технологии только для верхней поверхности крыла может уменьшить коэффициент лобового аэродинамического сопротивления на 2,3% [71], а на всем профиле до 15 % [73].

Отбросив наиболее кардинальные методы, такие как применение ламинаризованных профилей и активное управление всей геометрией профиля, получим сводный график, представленный на рисунке 8.

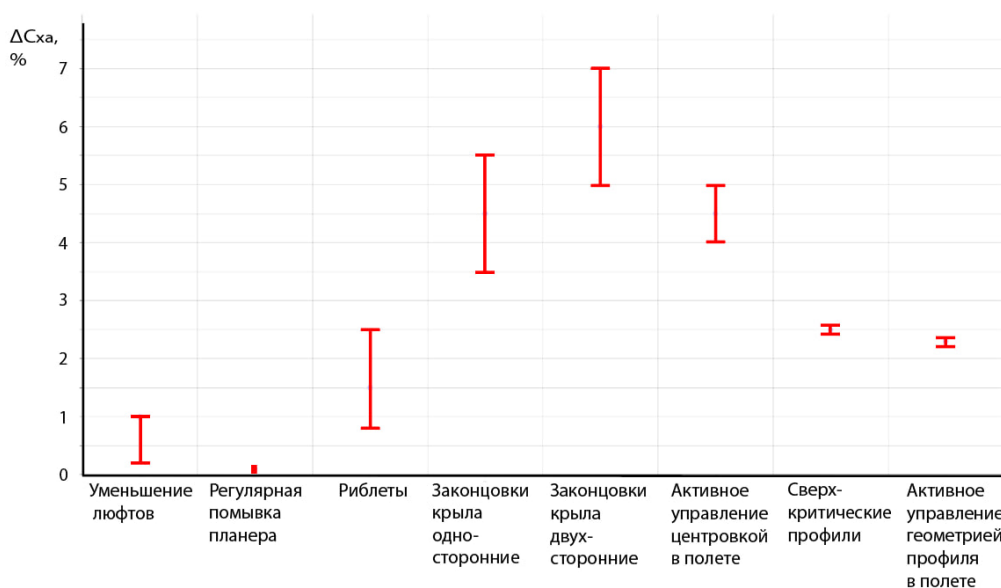


Рис. 8 – Сводный график эффективности методов уменьшения аэродинамического сопротивления

1.2. Управление процессом обтекания с помощью малых аэродинамических поверхностей

Впервые идея применения небольших поверхностей, установленных под некоторым углом в потоке жидкости для смешивания ее слоев за этими поверхностями, возникает в конце сороковых годов в США. В патенте US2558816 1947 года [48] Брюнес Хендрик (Bruynes Hendrik) предлагает использовать такие пластины для улучшения параметров потока в воздуховодах, аэродинамических трубах, диффузорах и т.п. для обеспечения полного смешивания воздуха в таких устройствах. Там же указывается, что другая цель изобретения – обеспечение переноса энергии из центрального потока, обладающего высокой скоростью в заторможенный пограничный слой, примыкающий к стенкам воздушного канала. Уже в этом, самом первом патенте, указывается, что в дальнейшем разработка может быть использована для задержки срыва потока для аэродинамически профилированных тел. В тексте говорится, что и до времени подачи патента уже существовали методы привнесения энергии в область отрыва потока. Первый их них – это привнесение энергии на верхнюю поверхность профиля с нижней, из области подпора. Эта идея получила практическое воплощение в виде щелевой механизации крыла: предкрылков и щелевых закрылков. Дальнейшим развитием этого метода являются многощелевые крылья, теоретическое обоснование эффективности которых было дано С.А. Чаплыгиным [31]. Многощелевые крылья увеличивают максимальное значение коэффициента подъемной силы $C_{y_{max}}$ в 2,5–3 раза и более (рисунок 9).

Однако, их практическое применение на реальных, серийных самолетах практически неосуществимо ввиду невозможности использовать внутреннее пространство крыла для технологических нужд, таких как: размещение топливных баков, электро-, гидро- и пневмо-проводки) а так же тот факт, что современные реактивные лайнеры выполняют полет на скоростях, где динамическое давление (скоростной напор) так велико, что высокие значения

коэффициента подъемной силы становятся не нужны, а на первый план выходит максимальное значение аэродинамического качества на малых углах атаки, которое многощелевые крылья не обеспечивают.

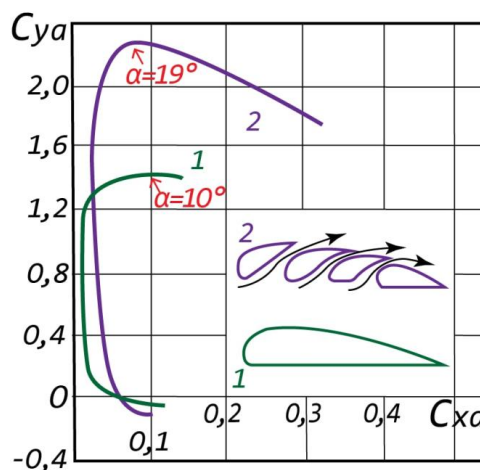


Рис. 9 – Сравнение поляр исходного (1) и многощелевого (2) крыльев [20]

Второй метод, упоминаемый в патенте, это отсос пограничного слоя.

Далее в тексте отмечается, что для достижения наилучшего результата, генераторы вихрей должны быть вынесены вперед по потоку, достаточно далеко от ожидаемой точки отрыва. Именно поэтому на современных больших пассажирских самолетах гребни устанавливаются на вынесенной вперед гондоле двигателя, а турбулизаторы на верхней поверхности крыла применяются ограниченно и, как правило, в тех местах на крыле, где их вынос вперед, за переднюю кромку, невозможен (например, в зоне элеронов, чтобы сохранить их эффективность на больших углах атаки). В патенте так же сравнены эффективности двух типов схем установки турбулизаторов: та, которая создает вихри с сонаправленным вращением и та, которая создает вихри противоположного вращения. В ходе исследования установлено, что вихри противоположного вращения имеют больший эффект в перемешивании пограничного слоя и задержке отрыва потока. Именно поэтому, турбулизаторы на крыльях самолетов расположены, в подавляющем большинстве случаев, отраженно (рисунок 10).



Рис. 10 – Турбулизаторы на крыле самолета Cessna-172

Развитием темы управления состоянием пограничного слоя является патент Джона Ли (John G. Lee) за номером US2740596 [76]. В нем автор отмечает, что жестко закрепленные турбулизаторы при некоторых условиях будут переставать создавать вихри нужной интенсивности. А именно, это произойдет, когда собственный угол атаки турбулизатора станет равным углу атаки нулевой подъемной силы или, даже, меньше него. Такое, например, возможно при полете самолета со скольжением, или на стреловидном крыле с большой стреловидностью. На таком крыле существуют движения воздуха от плоскости симметрии крыла (центроплана) к его законцовке – концевой эффект (зона III на рисунке 11) [4].

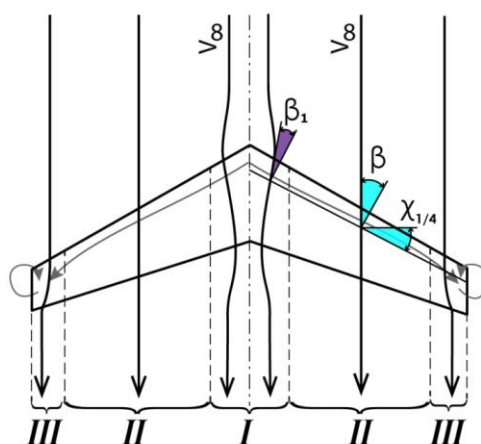


Рис. 11 – Схема потока, обтекающего стреловидное крыло. Зона I – зона срединного эффекта, зона II – середина полуразмаха крыла, зона III – зона концевой эффекта [20]

Так как сила концевых эффектов в значительной мере зависит от угла скольжения, угла атаки, скорости потока, угла отклонения элеронов и других параметров, статично закрепленные турбулизаторы не всегда будут иметь должную эффективность. В патенте предлагается оригинальное решение этой проблемы – сделать каждый турбулизатор свободно вращающимся на оси, на которой он смонтирован (рисунок 12), в пределах некоторого сектора (порядка 50–60 градусов).

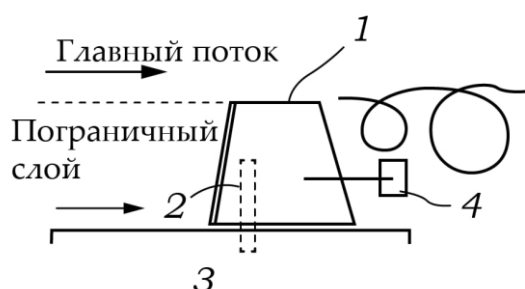


Рис. 12 – Свободновращающийся турбулизатор. 1 – турбулизатор, 2 – ось вращения, 3 – поверхность крыла, 4 – триммер [76]

Таким образом, каждый турбулизатор будет выдерживать некоторый угол атаки, который определяется углом установки небольшого триммера, расположенного сзади от тела турбулизатора. Система работает по аналогии с самолетом классической схемы, где угловое положение горизонтального оперения и руля высоты определяет угол атаки самолета. В качестве одного из вариантов, автор предлагает использовать вместо вынесенного триммера изгибаемую пластину (рисунок 13, элемент 4а). Тогда турбулизатор начинает работать как S-образный профиль.



Рис. 13 – Свободновращающийся турбулизатор. 1 – турбулизатор, 2 – ось вращения, 3 – поверхность крыла, 4а – триммер [76]

Такие турбулизаторы не нашли широкого применения в конструкции самолетов, вероятно, ввиду того, что балансировка свободноориентирующегося турбулизатора приведет к еще большему увеличению аэродинамического сопротивления на всех режимах полета, а также к неизбежным автоколебаниям таких турбулизаторов.

Многие изобретатели находили новые и остроумные применения турбулизаторов из-за их высокой эффективности в смешивании скоростного главного потока и заторможенного пограничного слоя жидкости. Например, в патенте US4485992 [86] Дханвада Рао (Dhanvada M. Rao) предлагает применять отклоняемый турбулизатор, установленный на верхней поверхности крыла большой стреловидности и малого удлинения для управления самолетом в поперечном канале (рисунок 14). Отмечается, что такие органы управления по крену, в сравнении с традиционными, не теряют своей эффективности при сваливании самолета. При отклонении обоих турбулизаторов синхронно, они используются как спойлеры, которые, в сравнении с классическими спойлерами, обладают тем преимуществом, что не создают больших продольных моментов, а, следовательно, не требуют значительной перебалансировки самолета.



Рис. 14 – Концепция самолета Дханвада М. Рао [86]

В патенте US3831885 [110] Каспер Уитолд (Witold A. Kasper) предлагает устанавливать отклоняемый турбулизатор на верхней поверхности крыла самолета-бесхвостки, для обеспечения требуемого коэффициента подъемной силы

для взлета и посадки. Отклоненный турбулизатор создает вихревую пелену, которая усиливает разрежение на верхней поверхности крыла (рисунок 15). Преимущество такой механизации в том, что в отличие от традиционных закрылков, она не создает значительный пикирующий или кабрирующий момент, что для самолета-бесхвостки особенно важно.

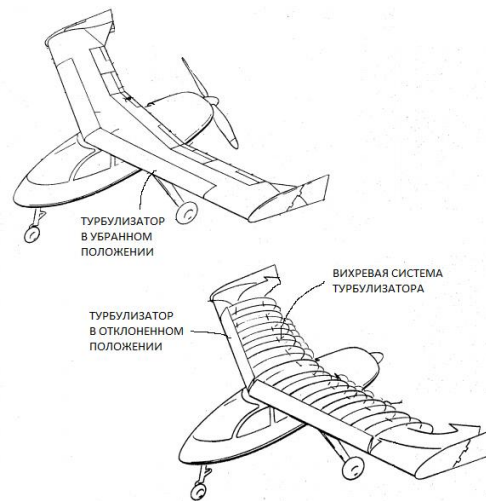


Рис. 15 – Турбулизатор Каспера [110]

Похожая идея описана в патенте US4739957 [103]. Роберт Весс и Дханвада РАО (Robert J. Vess, Dhanvada Rao) предложили использовать отклоняемый турбулизатор в корне крыла (рисунок 16).

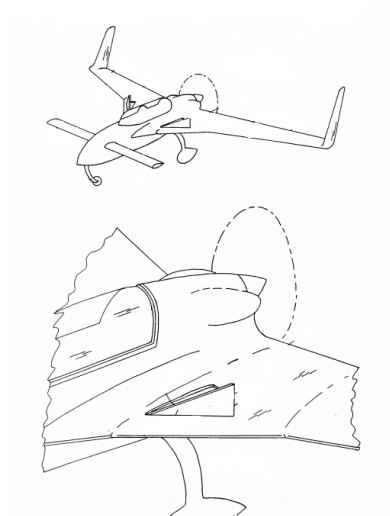


Рис. 16 – Самолет с отклоняемым турбулизатором, установленным в корне крыла [103]

Очень оригинальное решение было предложено Саидом Фарухи и Реем Тагхави (Saeed Farokhi, Ray R. Taghavi). В своем патенте US5598990 [53] они впервые рассматривают возможность применения вихрей для задержки отрыва потока на сверхзвуковых скоростях. Сверхзвуковой турбулизатор в их исполнении представляет собой контролируемо создаваемую полость на верхней поверхности крыла. Эта полость имеет форму равнобедренного треугольника, основание которого перпендикулярно потоку, а вершина, не лежащая на основании, направлена вперед по потоку. Вихри образуются при втекании воздуха внутрь, по ребрам треугольной полости и отделяются от нее в двух вершинах при основании (рисунок 17).

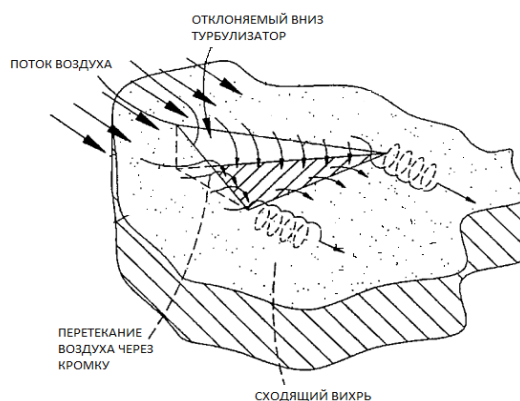


Рис. 17 – Сверхзвуковой турбулизатор [53]

Такая конструкция, в отличие от классических выступающих гребней, позволяет избежать дополнительного индуктивно-волнового сопротивления, которое неизбежно образовывалось бы при обтекании тонкой пластины сверхзвуковым потоком [17].

Так же, существует идея применения турбулизаторов для уменьшения шума. В патенте US6491260 [46] группой авторов из Дании предложено техническое решение по ослаблению главных вихрей, сбегаящих со средств механизации крыла – закрылков и предкрылков. В патенте указывается, что

небольшие полужесткие ворсинки, установленные на торцах предкрылков и закрылков (рис. 17), генерируют небольшие вихри, которые разрушают основной вихрь, стекающий с отклоненной поверхности.

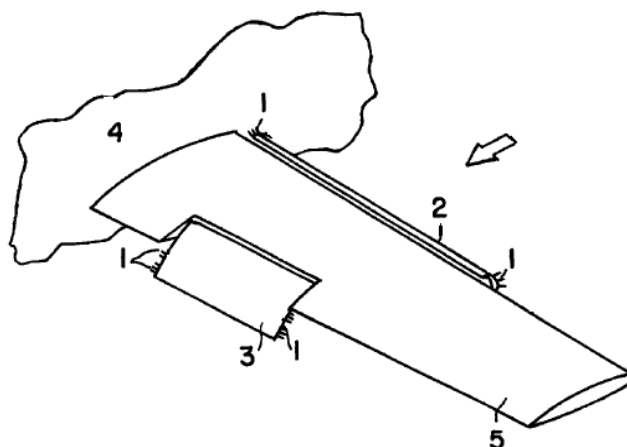


Рис. 18 – Турбулизаторы механизации крыла. 1 – турбулизаторы, 2 – предкрылок, 3 – закрылок, 4 – фюзеляж, 5 – крыло [46]

Однако, в связи с тем, что основной шум от самолета создают двигатели, такое устройство не нашло широкого применения.

Научные изыскания по рассматриваемой теме проводили и отечественные ученые. В статье Ципенко В.Г., Сагайдака М.В. и Шевякова В.И. [29], помимо широкого обзора теоретической части касательно всевозможных вихрегенераторов (как по форме, так и по месту установки), было предложено применение таких поверхностей перед килем самолета для сохранения эффективности руля направления на низких скоростях. Таким образом предлагается понизить минимальные эволютивные скорости самолета. В статье так же отмечается, что желательно, чтобы такие вихрегенераторы были бы убираемыми на крейсерских режимах полета из-за дополнительного сопротивления, которые они создают.

Выше были рассмотрены варианты применения турбулизаторов, установленных на различных частях планера, кроме гондолы двигателя. Рассмотрев все это многообразие вариантов, можно сделать вывод, что хоть и имеется теоретическая необходимость установки турбулизаторов для решения задач по предотвращению раннего отрыва потока и других, практически они применяются значительно реже, из-за сопротивления, которые они неизбежно создают глубоко в первых режимах полета, далеко от сваливания, когда никаких мер по защите аэродинамики самолета от срывных явлений не требуется.

Ниже будут рассмотрены патенты и научные исследования, касающиеся именно турбулизаторов (аэродинамических гребней) гондол двигателей.

Впервые в конструкции самолета аэродинамические гребни гондолы двигателя были применены на самолете McDonnell Douglas DC-10, совершившего свой первый полет в 1970 году. На изобретение был выдан патент US3744745 [69] на имя Ричарда Керкера (Richard Kerker) и Отиса Уэлса (Otis D. Wells). Правообладателем патента является корпорация McDonnell Douglas. В тексте патента, во вступлении, отмечается, что современные высокоскоростные самолеты требуют развитой механизации, для создания приемлемых взлетно-посадочных характеристик. Однако, двигатели, установленные на пилонх под крылом и вынесенные вперед по потоку, начиная с некоторого угла атаки, создают область затенения и способствуют преждевременному отрыву течения в пограничном слое. Объект изобретения – аэродинамические гребни (дословно лепестки – vanes) призваны устранить это явление. Далее, уже в этом, самом первом патенте, отмечается, что эти устройства будут создавать дополнительное паразитное сопротивление в крейсерском полете.

Дальнейшим развитием темы является патент US450143 [106] двух исследователей – Тимоти Вэнга и Томаса Зиртена (Timothy Wang; Thomas A. Zierten). Правообладателем этого патента является корпорация Боинг (The Boeing Company). Патент имеет обширную теоретическую часть. В ней предлагается

эмпирическая формула для количественной оценки того, насколько зона затенения гондолы двигателя будет проблематичной для аэродинамики крыла.

$$\psi = \frac{Z_{min}}{c \cdot D \cdot \frac{b}{2}} \cdot \operatorname{tg}(\varphi), \quad (1.1)$$

где D – максимальный диаметр гондолы двигателя;

$\frac{b}{2}$ – полуразмах крыла;

Z_{min} – минимальное расстояние от хорды профиля до верхней поверхности гондолы двигателя;

c – длина хорды профиля крыла над пилоном;

φ – угол между хордой профиля крыла и касательной к пилону двигателя (см. рисунок 19).

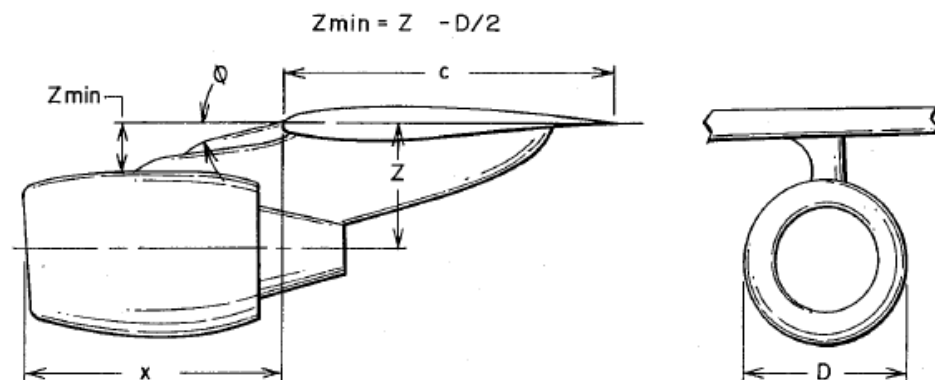


Рис. 19 – К объяснению используемых в формуле (1.1) величин [106]

Чем больше значение параметра, найденного по этой формуле, тем сильнее будет затенение крыла гондолой двигателя на больших углах атаки.

Так же, представляет интерес выполненное в работе сравнение разных типов устанавливаемых на крыло гребней. В патенте проанализированы конфигурации, имеющие разное количество гребней, гребни с разными

размерами, углами и местами установки (рисунок 20). Каждая конфигурация описывается пятью параметрами: количеством установленных гребней, углом их установки в фронтальной плоскости, длиной гребня L , высотой гребня H и расстоянием его установки от передней кромки гондолы d . Эффективность различных конфигураций оценивается по приросту максимального коэффициента подъемной силы для крыла, набранного из профилей с относительной толщиной 9%. Гистограмма этого параметра представлена в центре рисунка.

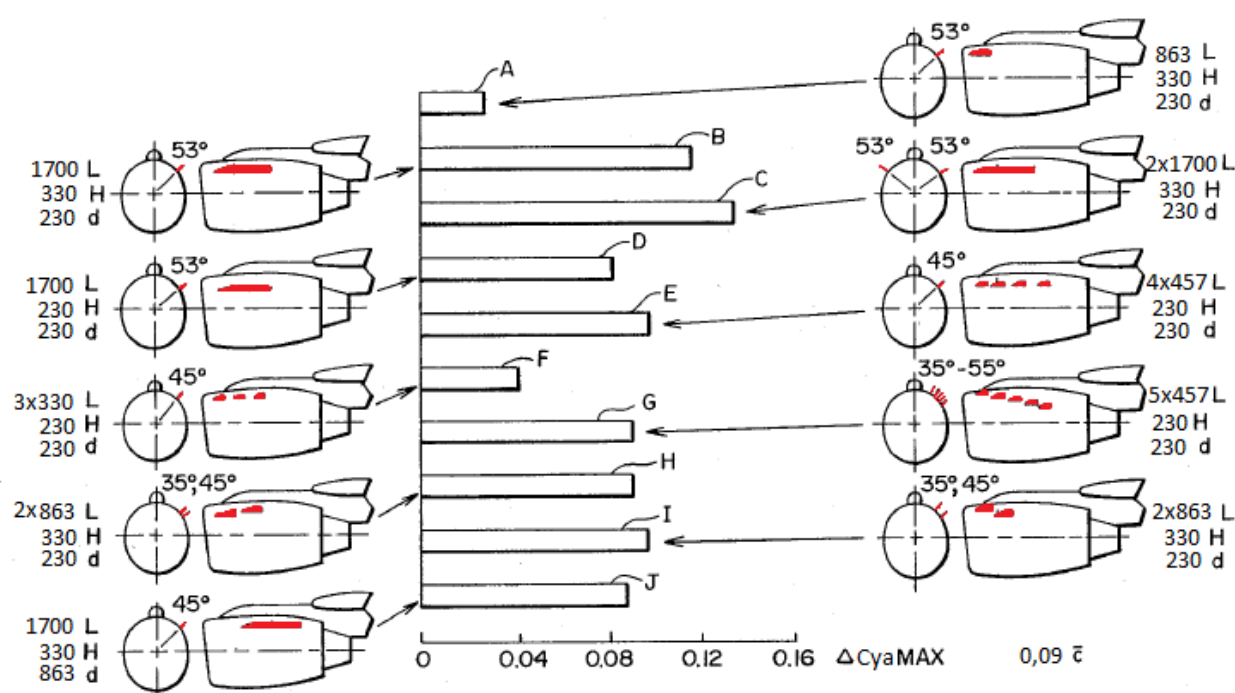


Рис. 20 – Сравнение различных конфигураций гребней [106]

Проанализировав этот график, можно сказать следующее. Длина и высота гребня оказывают решающий вклад в его эффективность. Высота гребня В больше высоты гребня D на 44%, при прочих равных параметрах. Это привело к увеличению эффективности гребня В на 42%. Длина гребня В больше длины гребня А на 96%, а его эффективность выше на 300%. Сдвигание гребня назад по потоку приводит к уменьшению его эффективности (гребни В и J). Это объясняется тем, что вихревая пелена, создаваемая гребнем в конфигурации J, не

полностью попадает на верхнюю поверхность крыла, а частично уходит под него, снижая тем самым эффективность гребня. Далее рассмотрим конфигурации с несколькими гребнями. Очевидно, что нет смысла устанавливать гребни параллельно друг другу на одинаковом расстоянии от передней кромки воздухозаборника, так как при полете на тех углах атаки, где они включаются в работу, самый нижний гребень будет затенять остальные. Поэтому гребни устанавливаются на разных расстояниях от кромки входного устройства. Конфигурация, когда передний гребень ниже заднего (вариант Н) менее эффективна в сравнении с той, когда передний гребень выше заднего (вариант I). Объясняется это тем же эффектом затенения на положительных углах атаки. Конфигурация Е с установленными друг за другом четырьмя небольшими гребнями эффективнее конфигурации F с тремя такими же гребнями, очевидно, просто из-за большей суммарной площади гребней. Заметим так же, что такая конфигурация эффективнее в сравнении с той, где гребень один, а его площадь равна суммарной площади 4-х гребней (вариант D). Разнос 4-х небольших гребней по углам установки в фронтальной плоскости (вариант G) дает даже несколько меньшую эффективность, видимо, из-за того, что вихрь переднего гребня проходит слишком высоко над затененной зоной крыла. После рассмотрения конфигурации С становится понятно, что гребни, установленные с двух сторон (внешней и внутренней) гондолы, имеют только незначительно бóльшую эффективность в задержке отрыва потока в сравнении с одним гребнем. Однако, даже несмотря на это, на последних поколениях самолетов (A320 NEO, B737 MAX, A350 и др.), ввиду сохранения прежней аэродинамической схемы и установке все более мощных двигателей со все бóльшей степенью двухконтурности и, как следствие, все бóльшим диаметром вентилятора, конструкторам авиационной техники приходится устанавливать по два гребня на гондолу каждого двигателя для достижения наибольшей эффективности в задержке срыва потока (рисунок 21).



Рис. 21 – Гондола двигателя Pratt & Whitney 1000G на самолете A320NEO с двумя аэродинамическими гребнями.

Прирост эффективности предупреждения затенения от установки второго гребня небольшой, порядка 10–20%, в то время как прирост аэродинамического сопротивления, создаваемого им, составляет 100% (имеется ввиду только сопротивление, создаваемое аэродинамическими гребнями).

Дальнейшие исследование этой темы было проведено китайскими учеными из Пекинского Университета Авиационных Наук и Технологических исследований в статье «Численное исследование аэродинамических гребней гондолы двигателя пассажирского реактивного самолета» [108]. В ней были подробно обсуждены методы численного исследования, а также, в первой части статьи, сравнены аэродинамические характеристики крыла с двигателем, подвешенном на пилоне под крылом, в гондоле, имеющей аэродинамический гребень (турбулизатор) и не имеющей его. На рисунке 22 представлены результаты численного моделирования, проведенного китайскими учеными. Для визуализации используется цветовая кодификация значения коэффициента давления. Более холодный цвет соответствует меньшему коэффициенту давления (области бóльшего давления).

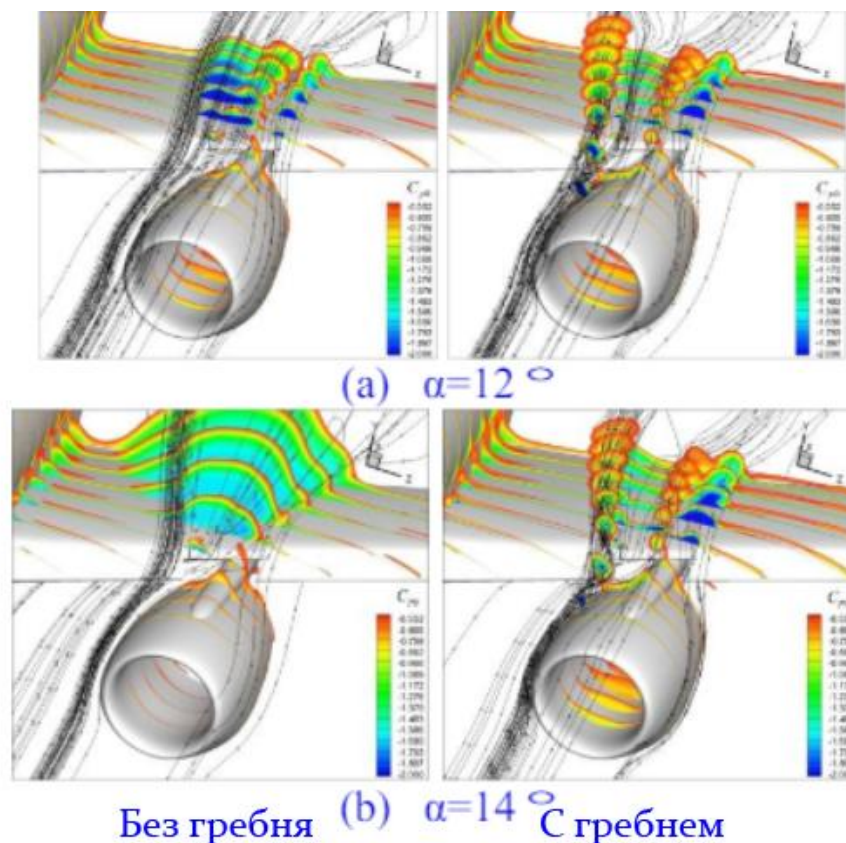


Рис. 22 – Сравнение распределений коэффициента давления в конфигурациях с аэродинамическим гребнем и без него [108]

Как видно из рисунка, при угле атаки в 12 градусов, область затенения за двигателем еще не развита, однако в той конфигурации, где есть гребень, уже создается вихрь, на данном режиме полета пока еще бесполезный. (Заметим, что при углах атаки менее 12 градусов, вихрь будет выполнять еще меньше полезной работы. Набор высоты, крейсерский полет на эшелоне и снижение характеризуются углами атаки, не превышающими значения 5 градусов). При угле атаки 14 градусов становится очевидным преимущество установки гребней на гондолу двигателя. Область затенения исчезает почти полностью в сравнении с конфигурацией без такого гребня.

Так же приведено сравнение эпюр давлений на профилях на 35% полуразмаха крыла, в области пилон (рисунок 23). В одном случае на гондоле двигателя установлен аэродинамический гребень, в другом – нет. Исследование проведено для угла атаки 14 градусов.

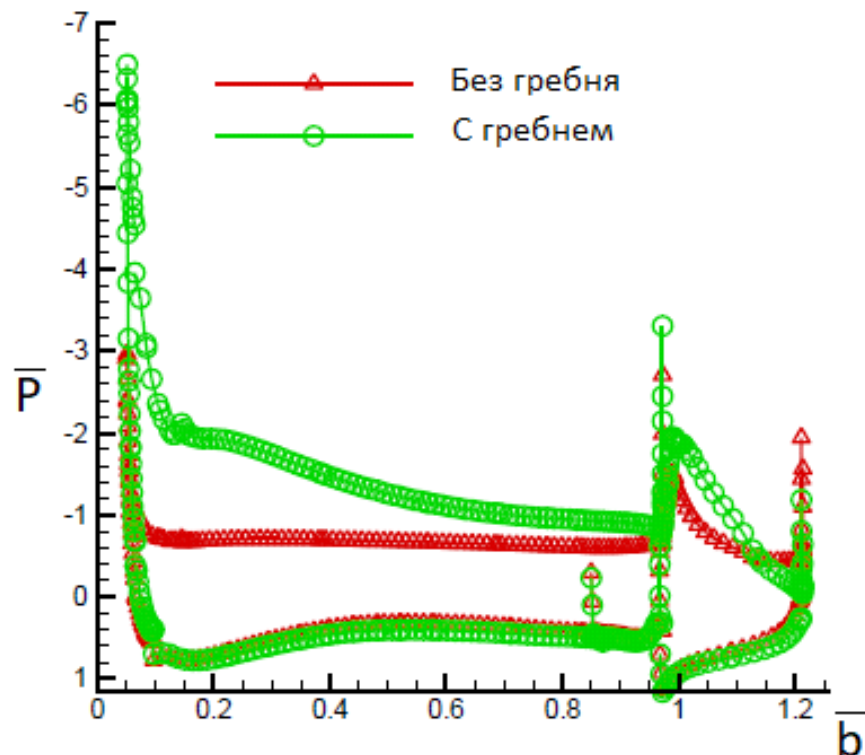


Рис. 23 – Влияние гребня гондолы крыла на эпюры давления [108]

Чем выше находится эпюра коэффициента давления на верхней поверхности профиля, тем больше коэффициент подъемной силы C_{ya} [20]. На графике видно, что эпюра профиля, «защищенного» вихрем, располагается выше эпюры профиля без такой защиты. Заметим так же, что на графике ось абсцисс продолжается дальше единицы до 1.25, потому что крыло в данном исследовании находится в посадочной конфигурации с выпущенными закрылками, которые удлиняют хорду профиля. Видно, что вихрь над поверхностью крыла улучшает так же и картину обтекания закрылков.

Во второй части статьи с помощью численного моделирования были сравнены эффективности различных гребней. Было исследовано влияние площади гребня и его удаленности от кромки воздухозаборника на его эффективность. В статье не исследовалось влияние угла установки в фронтальной плоскости. На рисунке 24 показаны гребни, выбранные для исследования. Гребни 1, 2 и 4 имеют одинаковую площадь, в то время, как их продольная координата различна.

Продольной координатой в рамках этой работы называется расстояние от передней кромки входного устройства до передней части гребня, выраженное в процентах длины гондолы. Для гребней 1, 2 и 4 она была соответственно равна 39%, 30% и 64%. Гребни 2 и 3 установлены на одинаковом расстоянии от передней кромки, но имеют разную площадь. Площадь гребня 3 составляет две трети от площади гребня 2.

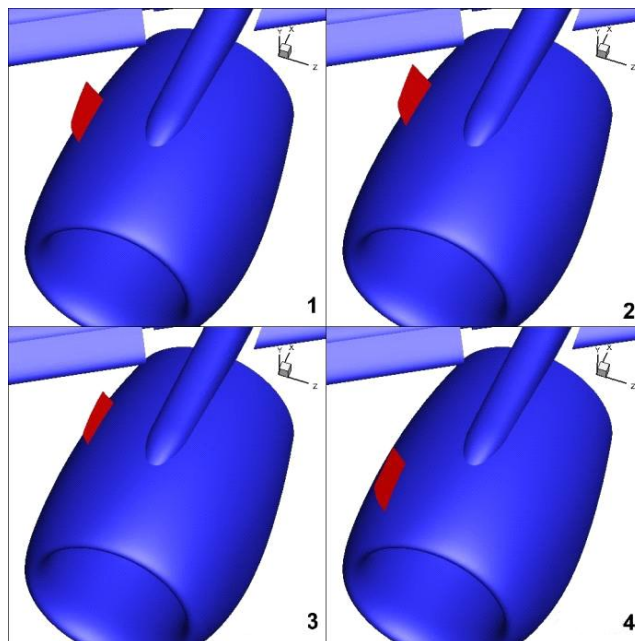


Рис. 24 – Четыре конфигурации гребней, исследованные в работе [108]

На рисунке 25 представлены зависимости коэффициента подъемной силы $C_{ya} = f(\alpha)$ для исследовавшихся четырех гребней в сравнении с конфигурацией без гребня. Из графика видно, что установка, скажем, гребня 2, в сравнении с конфигурацией без гребня, увеличивает максимальный коэффициент подъемной силы более чем на 0,3; а критический угол атаки на 3 градуса. Линейный участок зависимости $C_{ya}(\alpha)$ при этом также удлиняется. В целом, выводы китайских ученых подтверждают и несколько дополняют результаты, полученные в патенте US450143 [106]. Уменьшение площади гребня ухудшает его эффективность только начиная с некоторого угла атаки (кривые гребней 2 и 3).

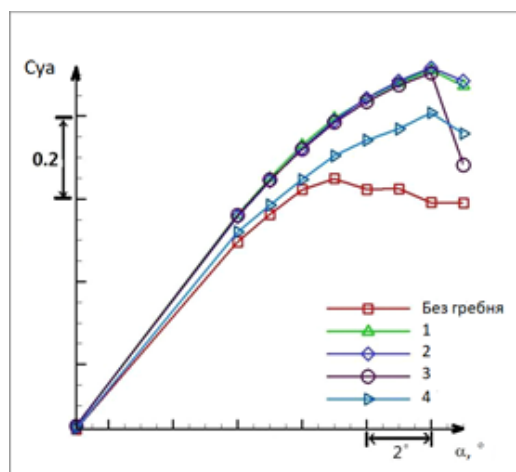


Рис. 25 – Зависимости $C_{ya}(\alpha)$ для разных конфигураций. $M = 0,2; Re = 2 \cdot 10^7$
[108]

Это объясняется, скорее всего, тем, что уменьшение высоты гребня уменьшает его собственный критический угол атаки, за которым он уже не создает мощного вихревого жгута. Другой вывод, который можно сделать из приведенного графика тот, что чем дальше гребень от передней кромки крыла, тем меньше его эффективность. Чтобы понять почему, обратимся к распределению коэффициента давления (рисунок 26).

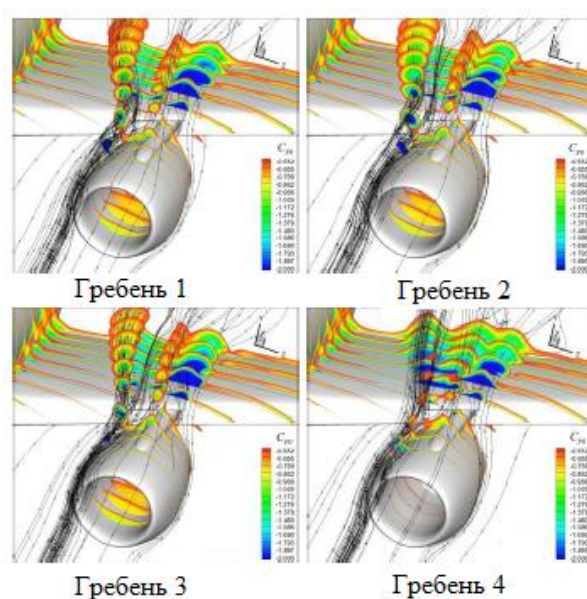


Рис. 26 – Распределение коэффициента давления для различных конфигураций,

$$M = 0,2; Re = 2 \cdot 10^7; \alpha = 16^\circ [108]$$

Над крылом в первых трех случаях в распределении коэффициента давления видна структура, очерченная круговыми, или близкими к круговым, линиями равного коэффициента давления с повышенным давлением в центре и пониженным на периферии. Это – создаваемый гребнем вихрь. Как видно, в четвертом случае, вихрь самый слабый среди изучавшихся. Чтобы понять почему, китайскими учеными были тщательно проанализированы линии тока в районе аэродинамических гребней (рисунок 27).

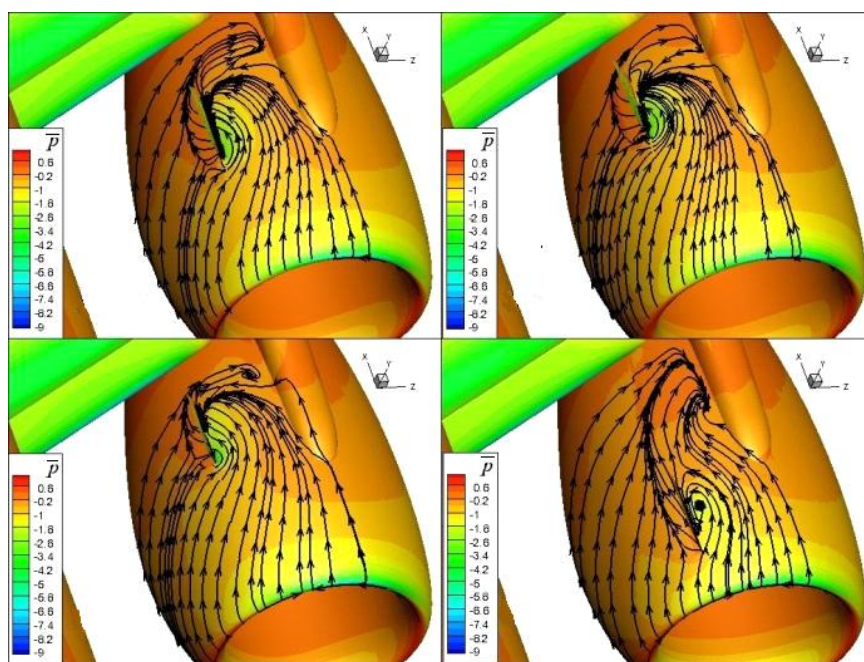


Рис. 27 – Линии тока в районе разных аэродинамических гребней [108]

Заметно, что нормальная по отношению к плоскости гребня (периферическая по отношению к оси мотогондолы) составляющая скорости уменьшается при уменьшении расстояния от передней кромки воздухозаборника до гребня. Таким образом, собственный угол атаки гребня уменьшается, что в свою очередь, уменьшает интенсивность сходящего вихря.

В конце статьи делается следующий вывод: для того, чтобы увеличить эффективность аэродинамического гребня по задержке отрыва потока, необходимо располагать этот гребень в месте, где его собственный угол атаки будет максимальным при прочих равных условиях.

Очень важный в рамках настоящей работы вопрос рассматривается в статье нидерландских ученых «Численное моделирование аэродинамического эффекта гребней гондолы двигателя» [47]. Главный вопрос, поставленный авторами в этой работе, звучит так: можно ли использовать программные средства моделирования параметров потока (программное обеспечение численного моделирования, в категорию которого попадает и использовавшееся в настоящей работе AUTODESK CFD) для исследования аэродинамики гребней гондолы двигателя? В статье подробнейшим образом рассмотрены принципы численного моделирования в целом, принципы построения сетки конечных объемов, механизмы возникновения отрыва течения в затененной зоне и др. Были проведены сравнения между вычисленными параметрами и реально измеренными в аэродинамической трубе. На главный поставленный вопрос авторы отвечают положительно. Из проведенного ими исследования следует, что для крыла в посадочном положении влияние гребня мотогондолы на аэродинамику крыла можно оценить численными методами с достаточно высокой точностью. Указывается, что высокая точность моделирования обеспечивается тем, что методическая погрешность метода, когда для элементарного объема рассчитывается среднее число Рейнольдса нивелируется тем, что число Рейнольдса не влияет на траекторию вихря, соответственно, слабо влияет на взаимодействие этого вихря с пограничным слоем в затененной мотогондолой зоне. Так же в статье указывается, что, несмотря на то, что точность моделирования достаточно высока, полученные в ходе него коэффициенты подъемной силы все же несколько занижены по сравнению с экспериментом (рисунок 28). Объяснения этому расхождению в статье не дается. Можно лишь предположить, что расхождение данных, полученных в ходе моделирования с данными после натурного эксперимента, объясняется несовершенством моделей турбулентного потока, заложенных в программное обеспечение численного моделирования.

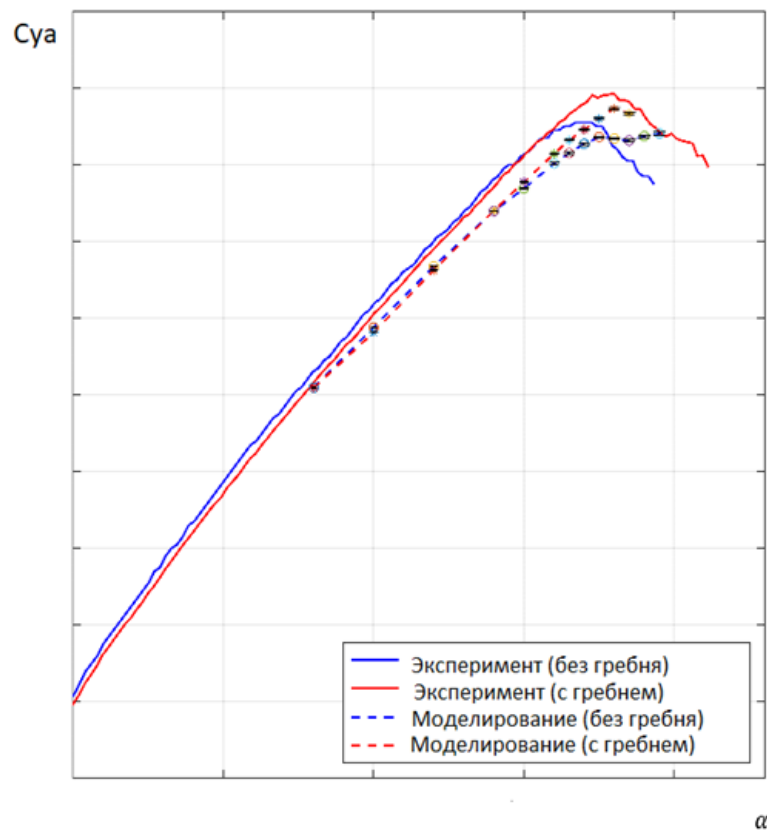


Рис. 28 – Сравнение результатов эксперимента и моделирования [47]

Наиболее близким к теме настоящей работы является патент 2010 года за номером US20100038492A1 авторов Энтони Склафани (Anthony J. Sclafani), Альта Ломы (Alta Loma), и Кристофера Конигса (Christopher A. Konigs) [90]. Правами на патент обладает корпорация Boeing. В патенте описывается устройство, которое будет отклонять аэродинамический гребень на мотогондоле при достижении самолетом некоторого угла атаки (рисунок 29). Во вступлении отмечается, что необходимость такого решения лежит не только в уменьшении расхода топлива на крейсерских режимах, но и в уменьшении шума самолета на этапах взлета и захода на посадку, когда область затенения над крылом еще не создается. Шумность самолета с неубираемыми гребнями на таких режимах создается не столько сбегаящим с гребня вихрем, сколько повышенным режимом работы силовых установок, вызванного дополнительным сопротивлением гребней, на уравнивание которого требуется дополнительная тяга.

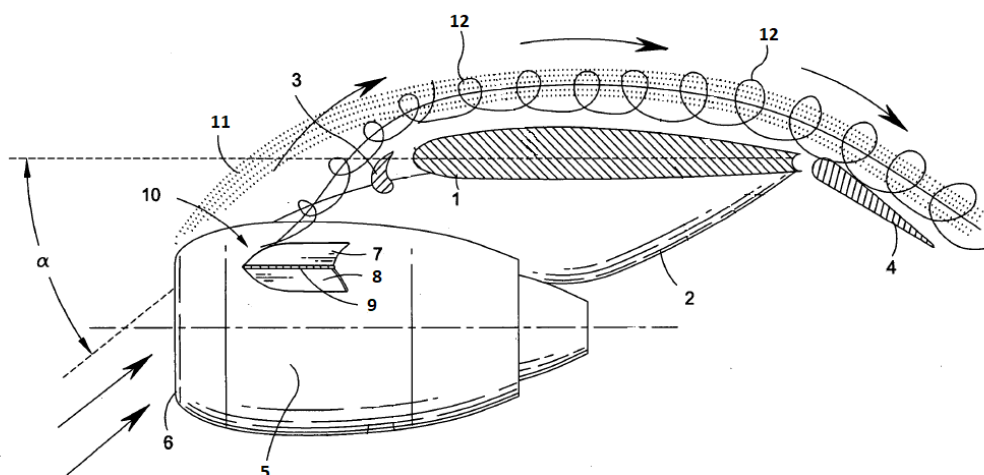


Рис. 29 – Отклоняемый аэродинамический гребень. Обозначения: 1– крыло, 2 – пилон двигателя, 3 – предкрылок, 4 – закрылок, 5 – мотогондола, 6 – передняя кромка входного устройства, 7 – отклоняемый аэродинамический гребень, 8 – ниша гребня, 9 – петли, на которых подвешен гребень, 10 – место установки гребня, 11 – спутный след мотогондолы, 12 – вихрь, создаваемый гребнем [90]

В патенте предлагается такое техническое решение, когда отклоняемый гребень подвешен на петлях, и в убранном положении ложится в нишу на мотогондоле такой же формы, как и сам гребень. Его кривизна повторяет кривизну гондолы, поэтому в убранном состоянии он не создает практически никакого сопротивления. Авторы оставляют открытым вопрос о выборе привода для такого устройства. В патенте отмечается, что он может быть, на усмотрение производителя, гидравлическим, пневматическим или электрическим.

Так же приводится график, который представляет большой интерес в рамках настоящей работы. На нем на оси абсцисс отложены углы отклонения закрылков, а на оси ординат то, во сколько раз увеличивается сопротивление, вызванное вихрем от гребня. Этот график строится для полета на угле атаки, значительно меньшем, чем критический, то есть в первом режиме полета (рисунок 30).

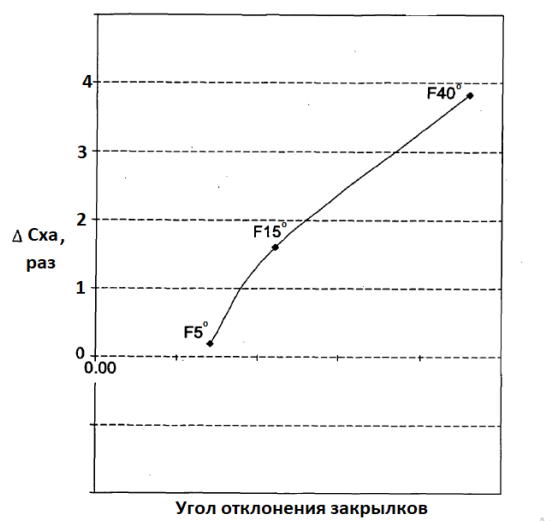


Рис. 30 – Зависимость между углом отклонения закрылков и сопротивлением гребня [90]

Как видно из рисунка, увеличение вклада сопротивления аэродинамического гребня в общее сопротивление самолета практически линейно увеличивается с увеличением угла отклонения закрылков, и в их посадочном положении становится весьма существенным.

По результатам проведенного обзора научной литературы по теме исследований, можно сделать следующие выводы:

1. Применение аэродинамических гребней гондолы двигателя на современных пассажирских реактивных самолетах, имеющих аэродинамическую схему свободнонесущий низкоплан с двигателями, подвешенными на пилонах под крылом, необходимо для предотвращения затенения части крыла за мотогондолой на больших углах атаки, что приводило бы к преждевременному отрыву течения в этой области.
2. На малых углах атаки области затенения за гондолой двигателя не создается, следовательно, необходимости в аэродинамическом гребне нет.
3. Практически во всех исследованиях отмечается тот факт возникновения нежелательного сопротивления на крейсерских режимах полета, которые такие аэродинамические гребни неизбежно создают.

4. В предложенных решениях по уборке аэродинамических гребней отсутствует проработка вопроса о способе уборки гребней. Не был исследован метод уборки гребня внутрь гондолы.
5. Не исследован вопрос о предельной массе устройства, отклоняющего гребни, которое бы приносило экономическую выгоду от уменьшения расхода топлива.
6. Решение задачи исследования потока вокруг аэродинамических гребней и их вихревых структур может быть решено с помощью численного моделирования с использованием специального программного обеспечения.

Глава 2. Исследование взаимодействия потока с аэродинамическими гребнями гондолы двигателя

2.1 Обоснование выбора программного обеспечения

Для численного моделирования было выбрано программное обеспечение Autodesk Simulation CFD. Autodesk Simulation CFD (Computational Fluid Dynamics – вычислительная жидкостная динамика) – это система автоматизированного проектирования, предназначенная для расчетов и моделирования потоков движения жидкостей и газов, а также процессов теплопередачи и тепло-массообмена (<https://www.autodesk.com/products/cfd/overview>). Программа полностью соответствует российским национальным стандартам ГОСТ и СНИП.

В основе работы Autodesk Simulation CFD лежат уравнение неразрывности, закон сохранения полной энергии и уравнение Навье-Стокса, которое, в свою очередь, является одной из форм второго закона Ньютона. Их использование обеспечивает рациональное сопоставление результатов расчетов, полученных в ходе компьютерного анализа, с реальностью. В системе реализована поддержка большинства реальных физических процессов:

- моделирование внешних и внутренних несжимаемых и сжимаемых потоков;
- моделирование нестационарных потоков;
- моделирование процессов теплопередачи;
- работа с периодическими граничными условиями;
- моделирование свободного течения жидкости;
- смешивание потоков;

- работа с процессами испарения и излучения;
- прогнозирование потенциальных мест возникновения кавитации и эрозии;
- моделирование и анализ солнечного нагрева и нагрева под действием электрического тока;
- средства визуализации дыма;
- расчет и анализ теплового комфорта;
- работа с ротационными машинами (осевые компрессоры, насосы, вентиляторы), теплообменниками, печатными платами, тепловыми радиаторами, термоэлектрическими компонентами;
- поддержка проницаемых материалов.

Autodesk CFD позволяет значительно удешевить и сократить срок проектирования и вывода на рынок сложных систем и устройств за счет компьютерного моделирования физических процессов, которые определяют характеристики готовых изделий. Сегодня Autodesk CFD и аналогичные САПР широко применяются при решении очень широкого спектра проектных задач – от расчета систем охлаждения электронных приборов до определения ветровой нагрузки на архитектурные и инженерные сооружения. Программное обеспечение Autodesk CFD предоставляет широчайшие возможности по визуализации полученных результатов, которые позволяют не только количественно, но и качественно проанализировать обтекание жидкостью твердого тела, тем самым определить и исправить недочеты геометрии.

В качестве проверки возможностей Autodesk CFD была осуществлена пробная продувка простых тел (сферы и куба), в ходе которой были определена действующая на них полная аэродинамическая сила. Далее был рассчитан их коэффициент лобового сопротивления, после чего произведено сравнение полученных значений его с известными табличными значениями, которые подтверждены экспериментально продувкой в реальной аэродинамической трубе.

Полученные результаты продувок, а также графические изображения картин обтекания исследуемых тел приведены ниже.

- 1) Гладкая сфера диаметром 1м, скорость потока $v = 50$ м/с, $\rho = 1,205$ кг/м³.

При виртуальной продувке сферы была получена сила лобового сопротивления 554,055 Н. Картина обтекания представлена на рисунке 31.

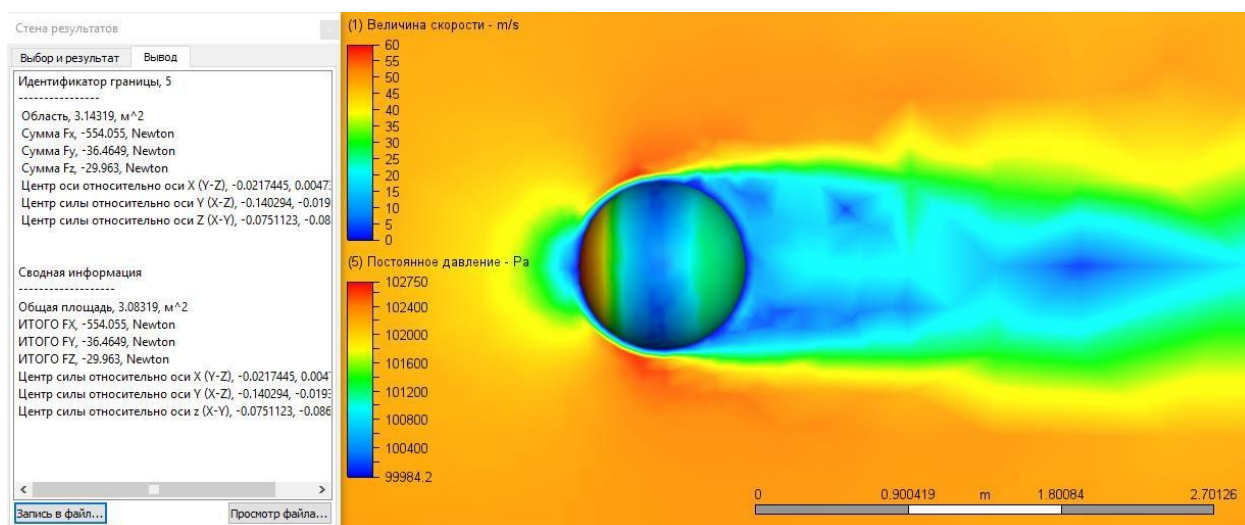


Рис. 31 – Результаты продувки сферы. Вокруг сферы отображено сечение поля скоростей набегающего потока, на поверхности самой сферы отображено распределение давления.

Рассчитаем соответствующий этой величине коэффициент лобового сопротивления по формуле лобового сопротивления:

$$X_a = c_{xa} \frac{\rho v^2}{2} S, \quad (2.1)$$

тогда:

$$c_{xa} = \frac{2X_a}{\rho v^2 S}, \quad (2.2)$$

подставляя значения:

$$c_{xa} = \frac{2 \cdot 554,055}{1,205 \cdot 50^2 \cdot \pi \cdot 0,5^2} = 0,468 \quad (2.3)$$

Табличное значение коэффициента лобового сопротивления сферы составляет 0,47. Относительная погрешность составляет:

$$\delta = \frac{0,47 - 0,468}{0,47} = 0,002 = 0,2\% \quad (2.4)$$

2) Гладкий куб со стороной 1м, скорость потока $v = 100 \text{ м/с}$, $\rho = 1,205 \text{ кг/м}^3$.

Полученная величина сопротивления составляет 6292,33Н. Картина обтекания представлена на рисунке 32.

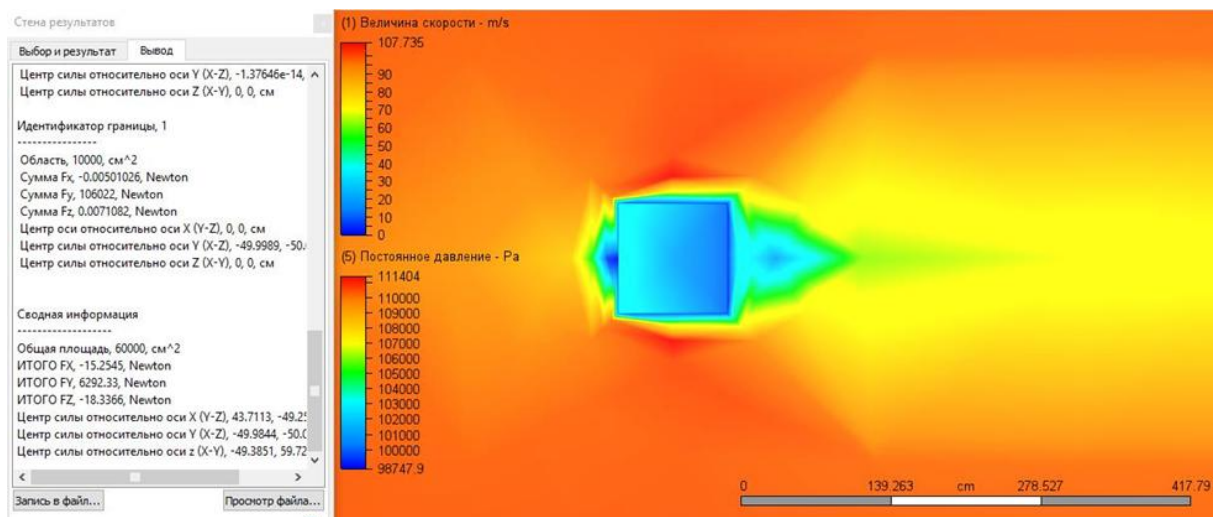


Рис. 32 – Результаты продувки куба. Вокруг куба отображено сечение поля скоростей набегающего потока, на поверхности куба отображено распределение давления

Аналогично сфере, рассчитываем соответствующий коэффициент лобового сопротивления куба:

$$c_{xa} = \frac{2 \cdot 6292,33}{1,205 \cdot 100^2 \cdot 1^2} = 1,044 \quad (2.5)$$

Полученное значение коэффициента лобового сопротивления куба составляет 1,044, а табличное 1,05. Относительная погрешность составляет:

$$\delta = \frac{1,05 - 1,044}{1,05} = 0,0057 = 0,57\% \quad (2.6)$$

После сравнения величин получившихся значений с табличными, полученными экспериментально, и получения относительных погрешностей численного моделирования, не превышающих 1%, можно сделать вывод о том, что программное обеспечение Autodesk Simulation CFD может успешно применяться для решения задач настоящей работы.

2.2 Параметры модели

В качестве модели для численных оценок, по согласованию с акционерным обществом институт авиационного приборостроения «Навигатор» (АО «Навигатор»), был выбран самолет Airbus A319, как типичный среднемагистральный пассажирский самолет, полученные результаты для которого могут быть использованы в качестве референсных.

На самолеты семейства AirbusA320 устанавливаются три типа двухконтурных турбореактивных двигателей: CFM International CFM56-5B, Pratt & Whitney PW6000 (только на A318) и IAE V2500A5. В настоящей работе будет рассмотрен самолет A319 с двигателями CFM56-5B. Конкретно на самолете A319 устанавливаются следующие подсерии: CFM56-5B5 (максимальная тяга 98 кН; степень двухконтурности 6,0; коэффициент повышения давления 32,6), CFM56-5B6 (максимальная тяга 100 кН; степень двухконтурности 5,9; коэффициент повышения давления 32,6), CFM56-5B7 (максимальная тяга 120 кН; степень двухконтурности 5,7; коэффициент повышения давления 35,5). Все подсерии имеют одинаковый диаметр вентилятора и помещаются в однотипные гондолы [99]. Основные элементы мотогондолы обозначены на рисунках 33, 34. Геометрические размеры представлены на рисунке 35.

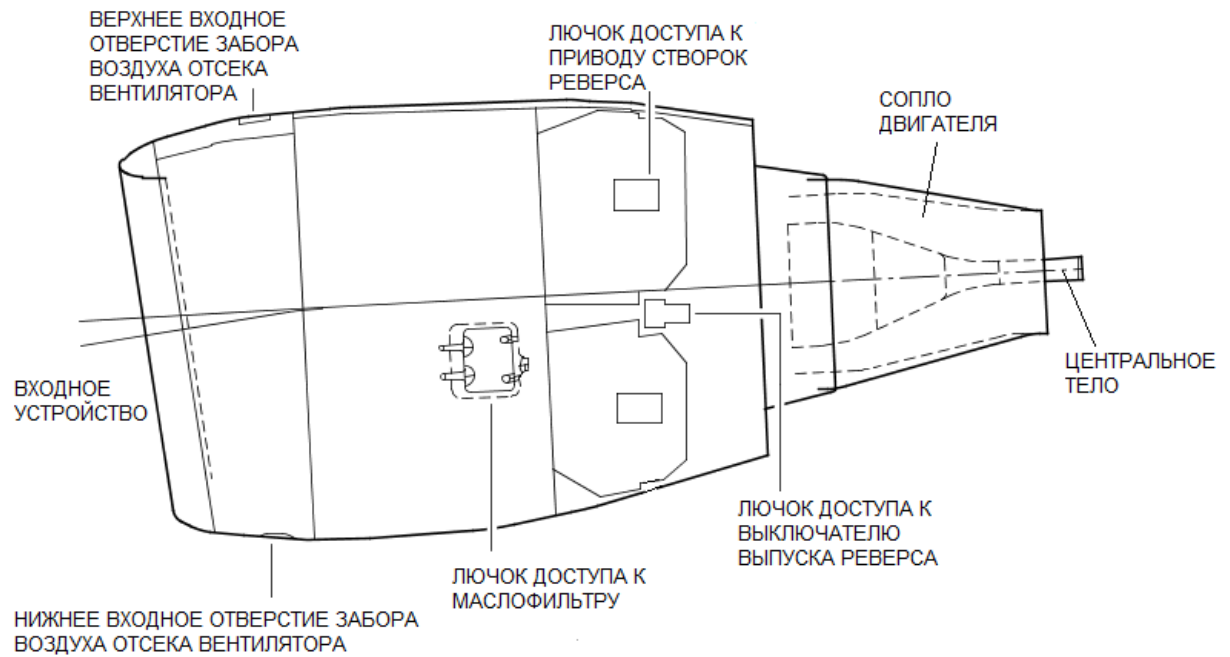


Рис. 33 – Элементы мотогондолы двигателя CFM56-5B с внешней стороны

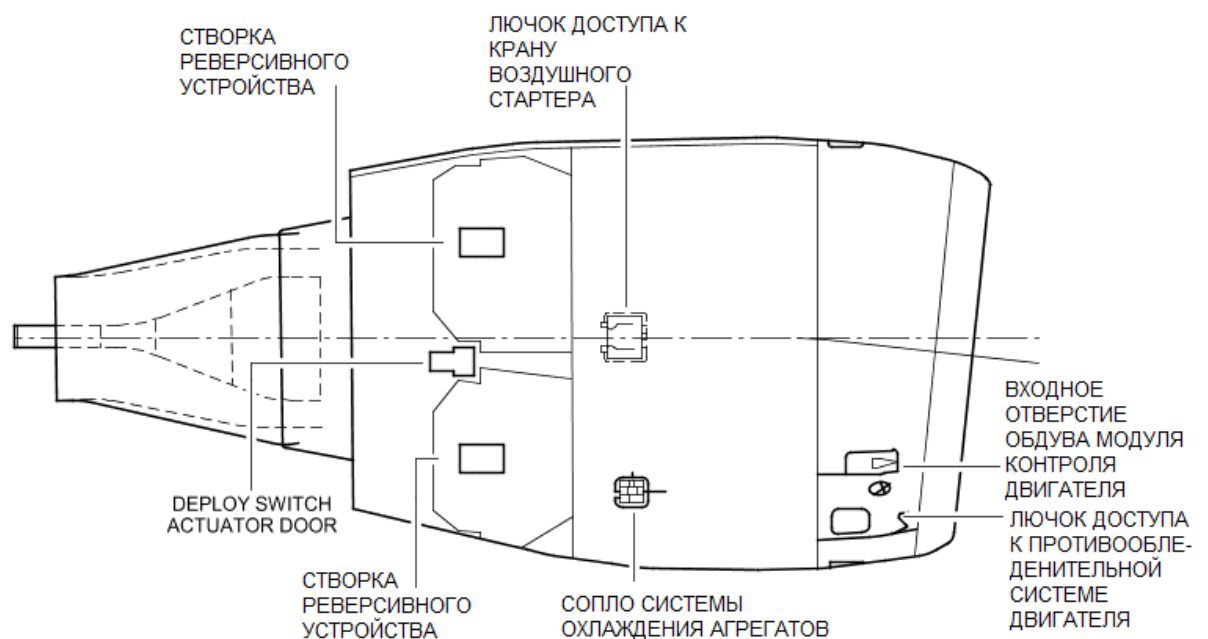


Рис. 34 – Элементы мотогондолы двигателя CFM56-5B с внутренней стороны

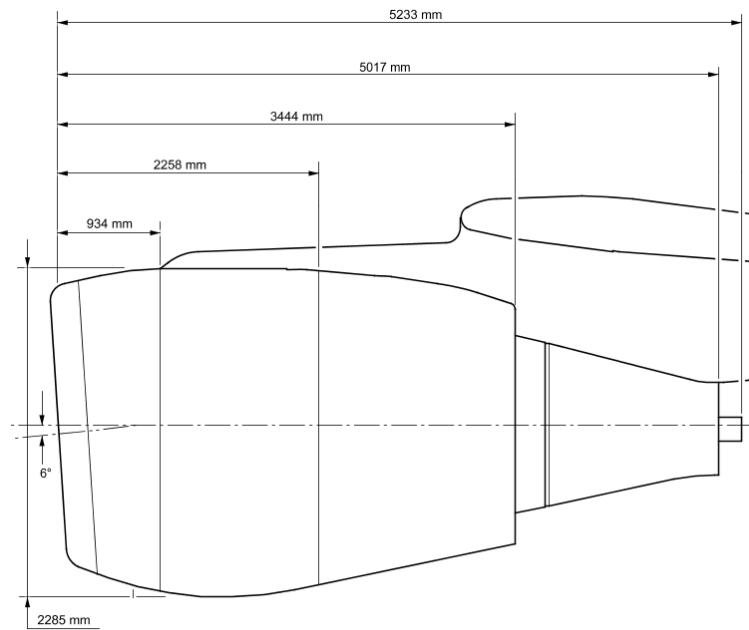


Рис. 35 – Основные геометрические параметры мотогондолы

Геометрические параметры аэродинамического гребня гондолы двигателя были сняты с самолета А319-111, регистрационный номер VP-BBU, серийный номер 01630.

На все самолеты семейства А319 с двигателями CFM56-5В устанавливаются одинаковые гребни. В фронтальной плоскости гребень установлен под углом 64° по отношению к вертикальной оси, проходящей через центр мотогондолы (рисунок 36).

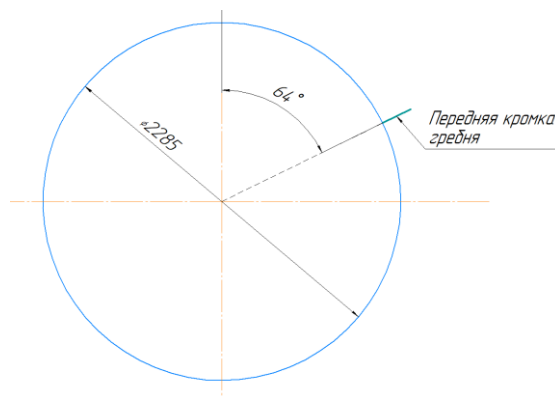


Рис. 36 – Схематичное изображение. Вид спереди

Собственный угол установки гребня составляет -5° по отношению к горизонтальной оси, проходящей через его переднюю кромку. Расстояние же между передней кромкой гребня и передней кромкой входного устройства двигателя составляет 841 мм (рисунок 37).

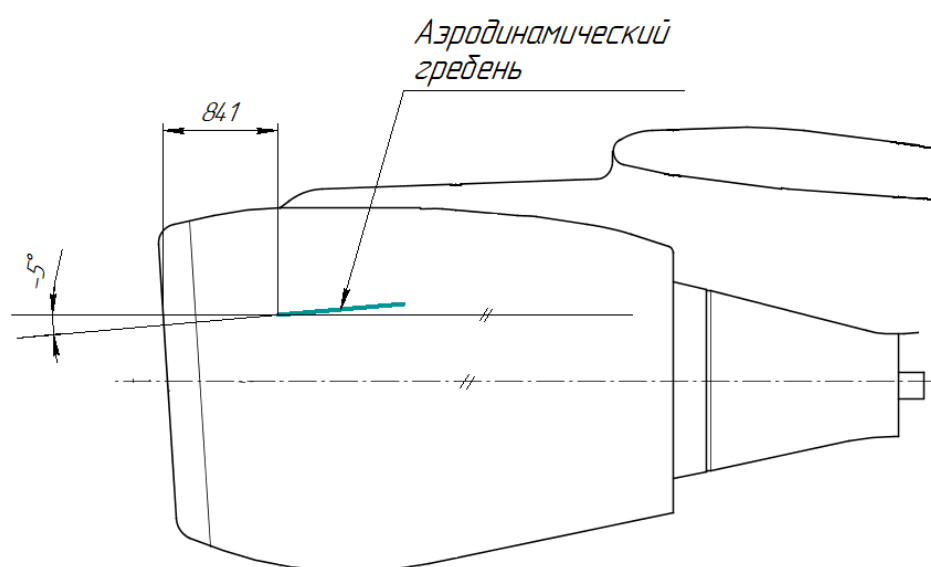


Рис. 37 – Схематичное изображение. Вид с внешней стороны

Геометрические размеры самого гребня представлены на рисунке 38. Его высота составляет 200 мм, длина нижней кромки 686 мм, длина прямого участка верхней кромки до скругления 443 мм. Площадь составляет $S \approx 125300 \text{ мм}^2 = 0,1253 \text{ м}^2$. Толщина гребня 5 мм. Он выполнен из углепластика и покрыт лакокрасочным покрытием.

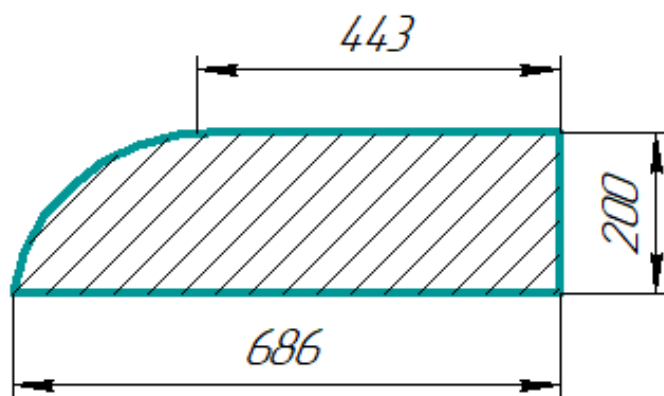


Рис. 38 – Размеры гребня, мм.

По полученным размерам были построены две 3D-модели гондолы двигателя с пилоном и участком центроплана, к которому крепится пилон. Одна модель содержит гребень, вторая нет. Обе модели представлены на рисунке 39.

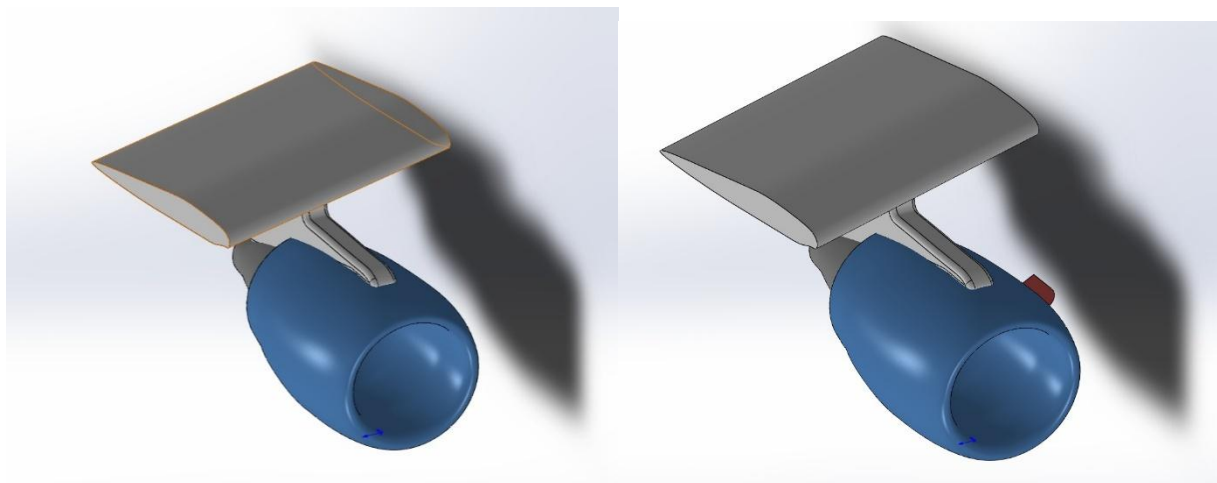


Рис. 39 – 3D-модели для численного исследования

Конечно, эти модели значительно упрощены. Главное их отличие от реальной силовой установки – отсутствие двигателя внутри гондолы. Однако, очевидно, что сопротивления, создаваемые двигателем, помещенным внутри гондолы что с гребнем, что без него, одинаковы, таким образом, в сравнении сопротивлений, создаваемых различными конфигурациями сопротивлением собственно двигателя можно пренебречь. Разница в сопротивлениях, создаваемых обоими конфигурациями будет обусловлена только влиянием аэродинамического гребня.

2.3 Верификация модели

Модель была верифицирована путем сравнения результатов численного моделирования для модели, выполненной в масштабе 1:12, и результатов, полученных в ходе натурного эксперимента в аэродинамической трубе (рисунок 40).

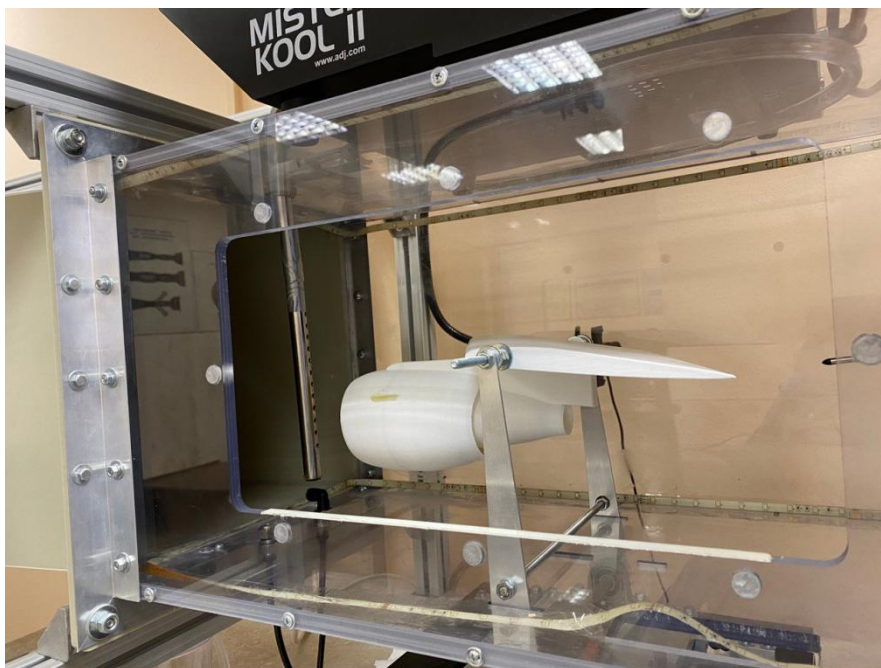


Рис. 40 – 3D-модель в аэродинамической трубе

По результатам натурного эксперимента было получено значение силы лобового сопротивления $C_{xa} = 2163 \text{ мН}$ на угле атаки $\alpha=3^\circ$ (рисунок 41).



Рис. 41 – Результаты натурного эксперимента в аэродинамической трубе

После выполненного натурного эксперимента были измерены и записаны температура и давление в помещении, в котором производилось исследование. Далее было проведено численное моделирование с той же 3D моделью, скоростью, температурой и давлением, как и в натурном эксперименте. По результатам численного моделирования сила лобового сопротивления составила $C_{xa} = 1931$ мН (рисунок 42).

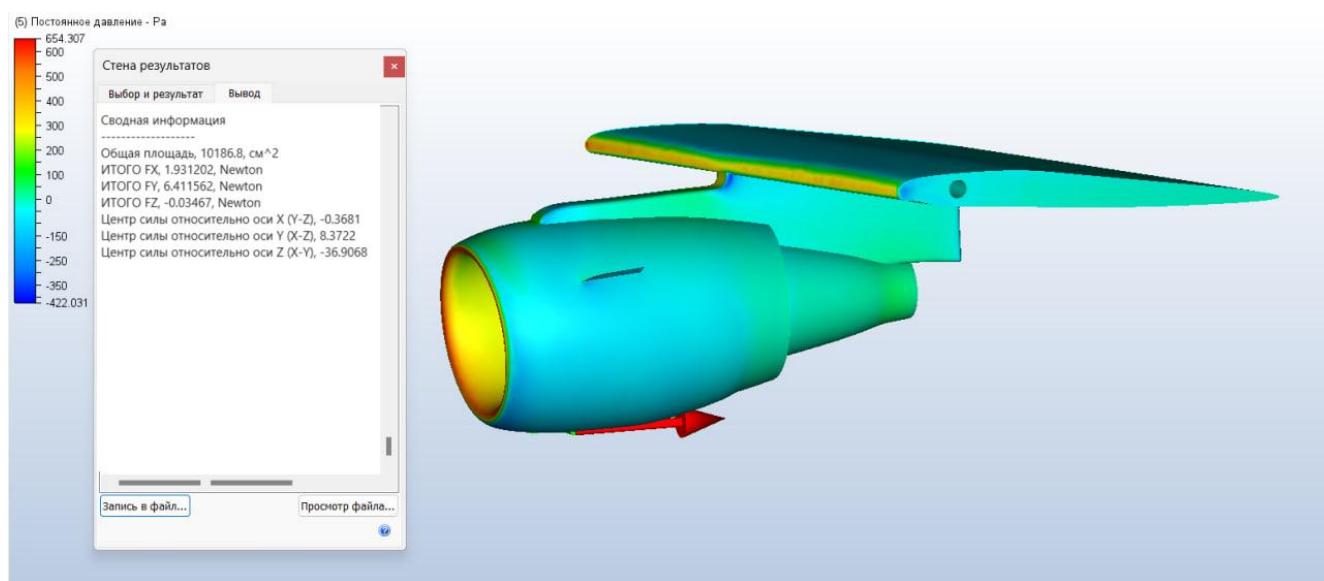


Рис. 42 – Результаты численного моделирования

Относительная погрешность, таким образом, составляет:

$$\delta = \frac{2163 - 1931}{2163} = 0,107 = 10,7\% \quad (2.7)$$

По результатам численного моделирования было получено меньшее сопротивление, чем в натурном эксперименте. Этому способствовало два фактора: напечатанная на 3D-принтере модель имеет шероховатости (артефакты печати), в то время, как компьютерная модель гладкая; а так же в натурном эксперименте дополнительное сопротивление создавал подвес модели. Учитывая это, можно обоснованно полагать, что относительная погрешность для математической модели составляет менее 10%, что позволяет ее использовать.

2.4 Параметры численного моделирования

Исследование проводилось при следующих параметрах. Среда: сжимаемый воздух (вязкий газ). Числа М полета 0,7; 0,72, 0,74; 0,76; 0,78; 0,8; 0,82. Углы атаки силовой установки 2°; 2,5°; 3°. Статическое давление и плотность воздуха соответствуют согласно ГОСТ 4401-81 «Стандартная атмосфера» [8] высотам полета в стандартной атмосфере 11900 м. (эшелон полета 390, эксплуатационный потолок для самолетов семейства Airbus A320); 11600 м. (эшелон полета 380); 11300 м. (эшелон полета 370); 11000 м. (эшелон полета 360); 10700 м. (эшелон полета 350); 10350 м. (эшелон полета 340); 10050 м. (эшелон полета 330); 9750 м. (эшелон полета 320); 9450 м. (эшелон полета 310); 9150 м. (эшелон полета 300); 8850 м. (эшелон полета 290); 8550 м. (эшелон полета 280).

Сводная таблица параметров моделирования приведена ниже (таблица 2).

1	2	3	4	5	6	7	8	9
Эшелон полета	Геометрическая высота, м	Статическое давление, Па	Температура, К	Плотность, кг/м ³	Скорость звука, м/с	Число М	Скорость потока, м/с	Температура тормозной камеры, К
280	8550	32912	233	0,4928	306	0,7	214	256
						0,72	220	257
						0,74	226	259
						0,76	233	260
						0,78	239	261
						0,8	245	263
						0,82	251	264

Таблица 2. Сводные параметры численного моделирования

Продолжение таблицы 2

1	2	3	4	5	6	7	8	9
290	8850	31492	231	0,4755	304,7	0,7	213	254
						0,72	219	255
						0,74	225	256
						0,76	232	258
						0,78	238	259
						0,8	244	261
						0,82	250	262
300	9150	30122	229	0,4587	303,3	0,7	212	252
						0,72	218	253
						0,74	224	254
						0,76	231	256
						0,78	237	257
						0,8	243	258
						0,82	249	260
310	9450	28800	227	0,4423	302	0,7	211	249
						0,72	217	251
						0,74	223	252
						0,76	230	253
						0,78	236	255
						0,8	242	256
						0,82	248	258
320	9750	27526	225	0,4264	300,7	0,7	210	247
						0,72	217	248
						0,74	223	250
						0,76	229	251
						0,78	235	253
						0,8	241	254
						0,82	247	255

Продолжение таблицы 2

1	2	3	4	5	6	7	8	9
330	10050	26298	223	0,4109	299,3	0,7	209	245
						0,72	215	246
						0,74	221	248
						0,76	227	249
						0,78	233	250
						0,8	239	252
						0,82	245	253
340	10350	25115	221	0,3959	298	0,7	209	243
						0,72	215	244
						0,74	221	245
						0,76	226	247
						0,78	232	248
						0,8	238	249
						0,82	244	251
350	10700	23790	219	0,3789	296,7	0,7	208	241
						0,72	214	242
						0,74	220	243
						0,76	225	244
						0,78	231	246
						0,8	237	247
						0,82	243	249
360	11000	22700	217	0,3648	295,3	0,7	207	238
						0,72	213	240
						0,74	219	241
						0,76	224	242
						0,78	230	244
						0,8	236	245
						0,82	242	246

Продолжение таблицы 2

1	2	3	4	5	6	7	8	9
370	11300	21654	217	0,3482	295,3	0,7	207	238
						0,72	213	240
						0,74	219	241
						0,76	224	242
						0,78	230	244
						0,8	236	245
						0,82	242	246
380	11600	20657	217	0,3321	295,3	0,7	207	238
						0,72	213	240
						0,74	219	241
						0,76	224	242
						0,78	230	244
						0,8	236	245
						0,82	242	246
390	11900	19707	217	0,3168	295,3	0,7	207	238
						0,72	213	240
						0,74	219	241
						0,76	224	242
						0,78	230	244
						0,8	236	245
						0,82	242	246

Выбранные параметры перекрывают бóльшую часть диапазона скоростей, высот и весов (выраженных в величине угла атаки) для семейства самолетов А320 [36].

Численное моделирование производилось внутри объема размером 20 x 10 x 10 м., что значительно больше исследуемой модели и позволяет избежать ошибок, связанных с недоучетом областей возмущенного движения (рисунок 43).

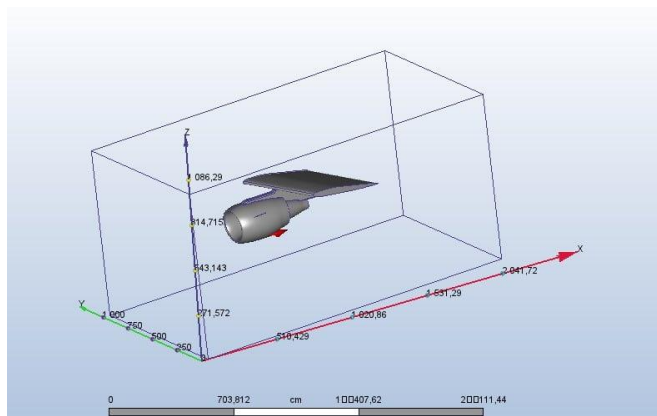


Рис. 43 – Исследуемая модель во внешнем объеме

Граничные условия исследования: в плоскости, в которую входит поток, задана скорость. В плоскости, из которой выходит поток, задано относительное давление 0 (относительно внешней среды) таким образом, что воздух может беспрепятственно расходоваться через эту плоскость. Для остальных четырех плоскостей задано условие непроницаемости жидкостью. Графически граничные условия показаны на рисунке 44. Параметры сетки конечных объемов были настроены таким образом, чтобы приблизительное количество конечных объемов составляло 10^6 .

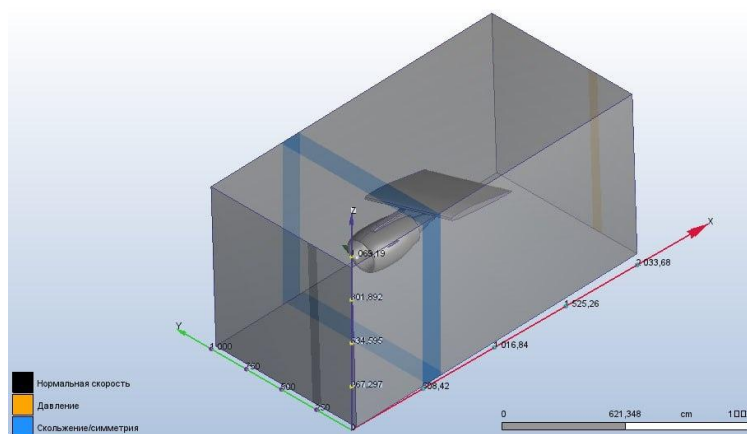


Рис. 44 – Граничные условия для внешнего объема

2.5. Результаты численного моделирования

Численные результаты моделирования приведены в таблицах 3.1–3.12 и графически на рисунках 45.1– 45.12.

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление с гребнем, Н	Сопротивление без гребня, Н	Разница сопротивлений, Н
2	0,7	214	11091	10639	452
	0,72	220	10965	10565	400
	0,74	226	11051	10622	429
	0,76	233	11159	10693	496
	0,78	239	11642	10932	710
	0,8	245	12168	11205	963
	0,82	251	12441	11353	1088
2,5	0,7	214	11411	10852	559
	0,72	220	11281	10791	490
	0,74	226	11322	10803	519
	0,76	233	11484	10889	595
	0,78	239	12052	11171	881
	0,8	245	12338	11306	1032
	0,82	251	12471	11366	1105
3	0,7	214	11443	10843	600
	0,72	220	11322	10777	545
	0,74	226	11494	10874	620
	0,76	233	11947	11113	834
	0,78	239	12264	11262	1002
	0,8	245	12413	11326	1087
	0,82	251	12614	11424	1190

Таблица 3.1. Данные численного моделирования, Н = 8550 м. (FL280)

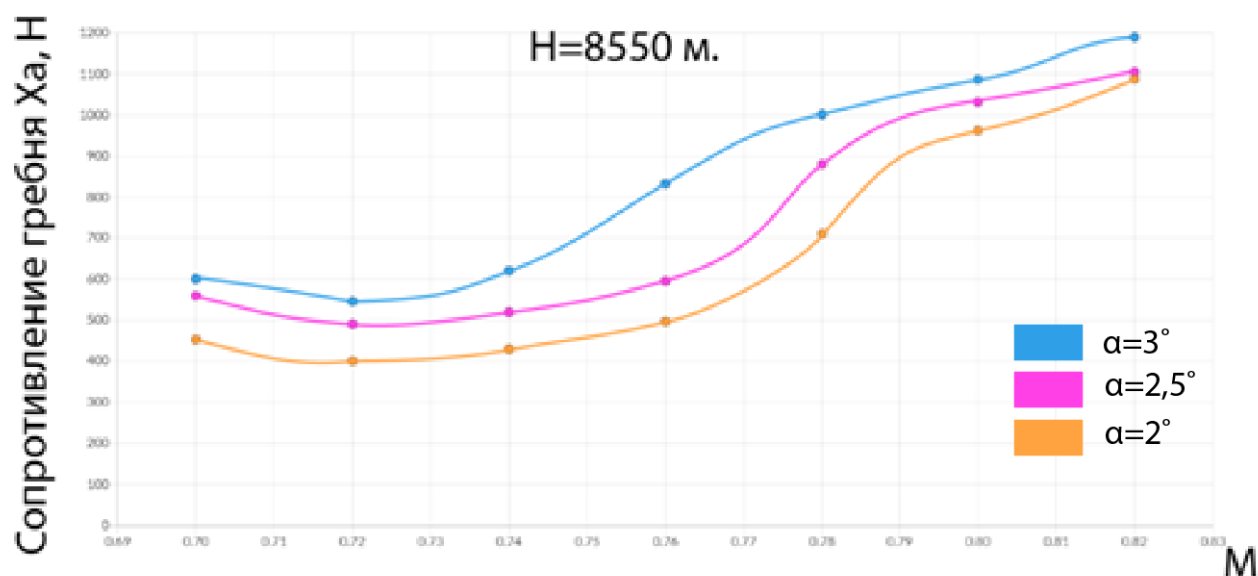


Рис. 45.1 – Данные численного моделирования, Н = 8550 м. (FL280)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление с гребнем, Н	Сопротивление без гребня, Н	Разница сопротивлений, Н
2	0,7	213	11041	10606	435
	0,72	219	10826	10504	322
	0,74	225	10984	10574	410
	0,76	232	11041	10594	447
	0,78	238	11429	10784	645
	0,8	244	11997	11074	923
	0,82	250	12260	11220	1040
2,5	0,7	213	11207	10694	513
	0,72	219	11091	10640	451
	0,74	225	11206	10711	495
	0,76	232	11322	10762	560
	0,78	238	11911	11070	841
	0,8	244	12234	11232	1002
	0,82	250	12436	11346	1090
3	0,7	213	11503	10870	633
	0,72	219	11376	10804	572
	0,74	225	11282	10761	521
	0,76	232	11812	11019	793
	0,78	238	12081	11152	929
	0,8	244	12370	11308	1062
	0,82	250	12498	11367	1131

Таблица 3.2. Данные численного моделирования, Н = 8850 м. (FL290)

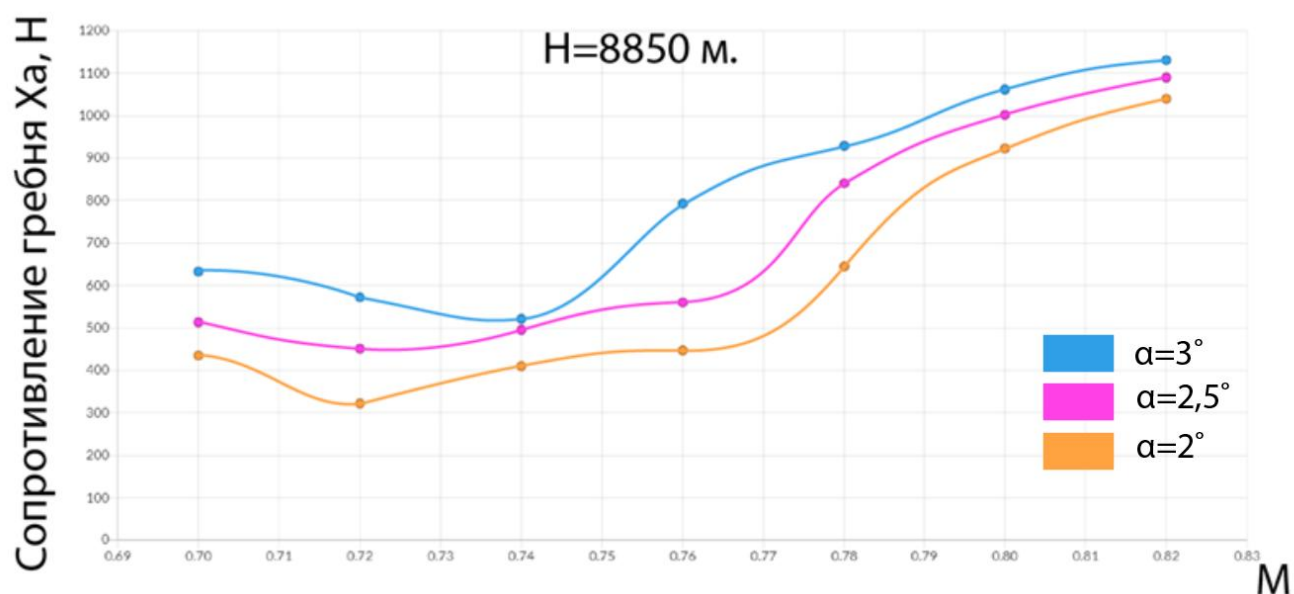


Рис. 45.2 – Данные численного моделирования, Н = 8850 м. (FL290)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление с гребнем, Н	Сопротивление без гребня, Н	Разница сопротивлений, Н
2	0,7	212	10911	10520	391
	0,72	218	10832	10483	349
	0,74	224	11014	10575	439
	0,76	231	10975	10561	414
	0,78	237	11288	10725	563
	0,8	243	11965	11055	910
	0,82	249	12178	11158	1020
2,5	0,7	212	11134	10638	496
	0,72	218	10998	10566	432
	0,74	224	11159	10644	515
	0,76	231	11144	10639	505
	0,78	237	11740	10949	791
	0,8	243	12077	11110	967
	0,82	249	12276	11204	1072
3	0,7	212	11395	10776	619
	0,72	218	11378	10776	602
	0,74	224	11251	10703	548
	0,76	231	11588	10868	720
	0,78	237	11977	11065	912
	0,8	243	12258	11215	1043
	0,82	249	12431	11306	1125

Таблица 3.3. Данные численного моделирования, Н = 9150 м. (FL300)

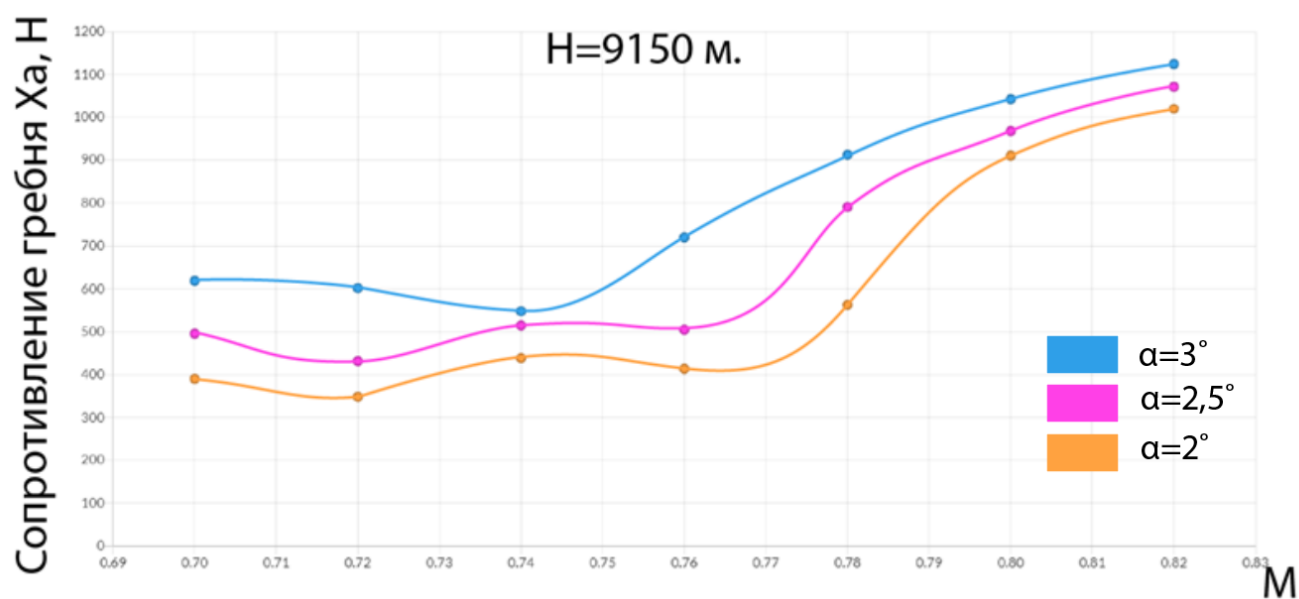


Рис. 45.3 – Данные численного моделирования, Н = 9150 м. (FL300)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление с гребнем, Н	Сопротивление без гребня, Н	Разница сопротивлений, Н
2	0,7	211	10790	10465	325
	0,72	217	10793	10474	319
	0,74	223	11013	10594	419
	0,76	230	10967	10577	390
	0,78	236	11176	10683	493
	0,8	242	11922	11060	862
	0,82	248	12190	11189	1001
2,5	0,7	211	11052	10623	429
	0,72	217	11022	10601	421
	0,74	223	11164	10663	501
	0,76	230	11111	10625	486
	0,78	236	11537	10838	699
	0,8	242	12029	11096	933
	0,82	248	12295	11234	1061
3	0,7	211	11219	10709	510
	0,72	217	11307	10741	566
	0,74	223	11220	10693	527
	0,76	230	11574	10884	690
	0,78	236	11978	11081	897
	0,8	242	12244	11214	1030
	0,82	248	12405	11287	1118

Таблица 3.4. Данные численного моделирования, Н = 9450 м. (FL310)

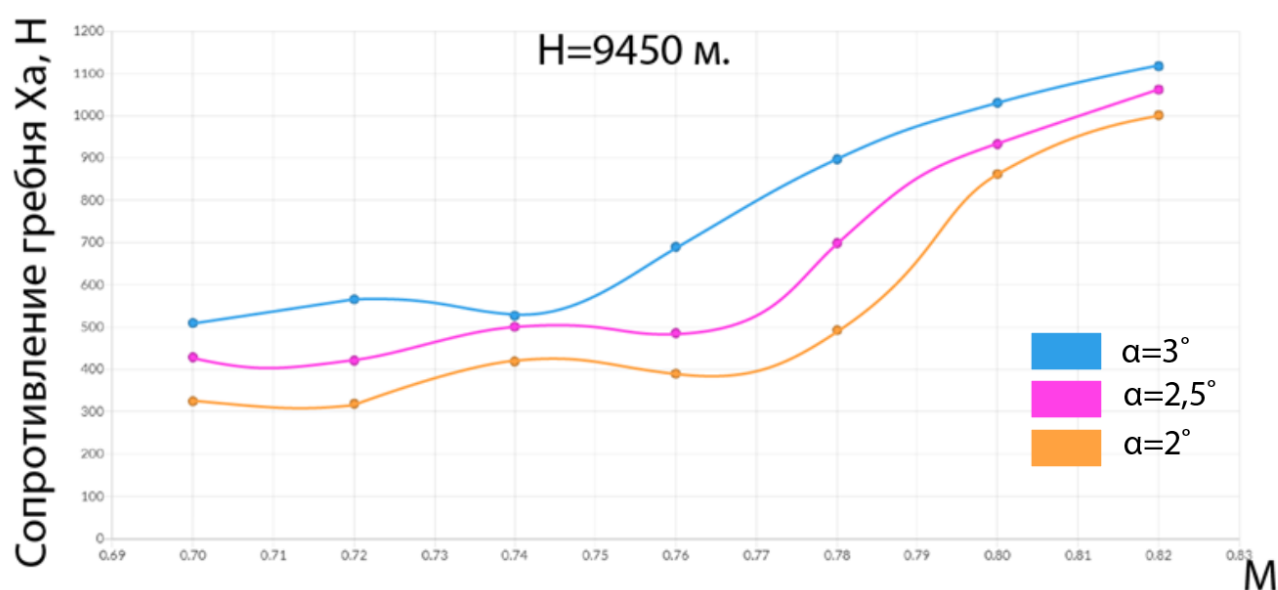


Рис. 45.4 – Данные численного моделирования, Н = 9450 м. (FL310)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление с гребнем, Н	Сопротивление без гребня, Н	Разница сопротивлений, Н
2	0,7	210	10712	10422	290
	0,72	217	10755	10449	306
	0,74	223	10953	10554	399
	0,76	229	10884	10515	369
	0,78	235	10984	10566	418
	0,8	241	11815	10980	835
	0,82	247	12068	11095	973
2,5	0,7	210	10916	10521	395
	0,72	217	10957	10537	420
	0,74	223	11102	10609	493
	0,76	229	11036	10575	461
	0,78	235	11391	10741	650
	0,8	241	11920	11018	902
	0,82	247	12201	11148	1053
3	0,7	210	11082	10581	501
	0,72	217	11121	10612	509
	0,74	223	11155	10634	521
	0,76	229	11399	10759	640
	0,78	235	11871	11008	863
	0,8	241	12157	11139	1018
	0,82	247	12376	11261	1115

Таблица 3.5. Данные численного моделирования, Н = 9750 м. (FL320)

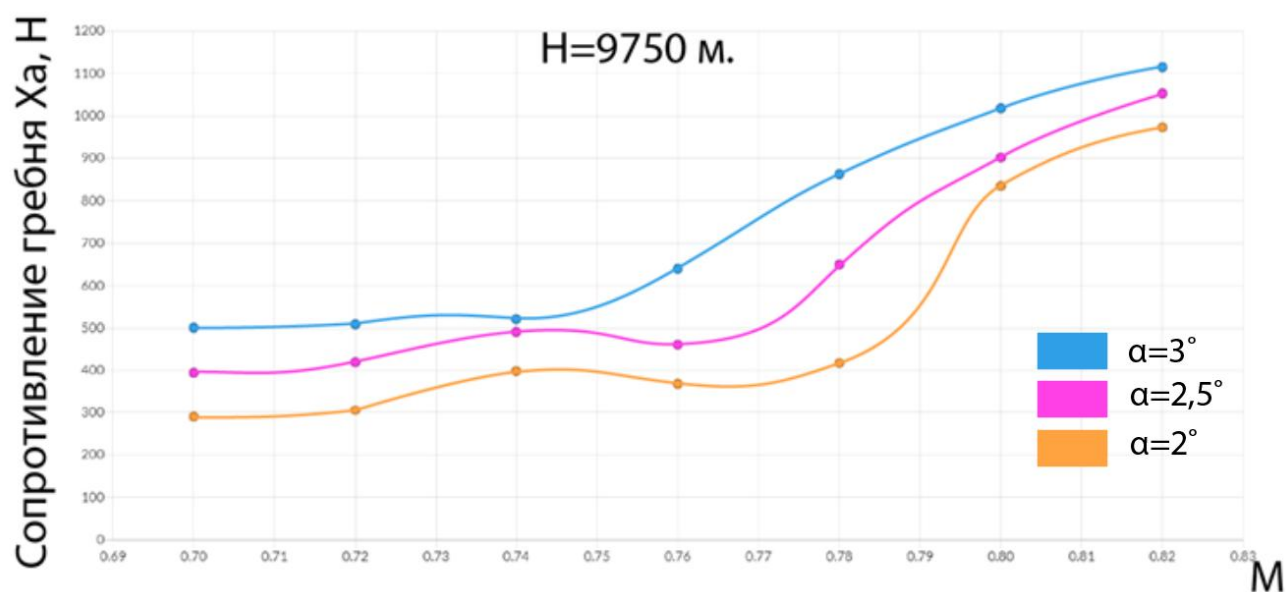


Рис. 45.5 – Данные численного моделирования, Н = 9750 м. (FL320)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление с гребнем, Н	Сопротивление без гребня, Н	Разница сопротивлений, Н
2	0,7	209	10467	10223	244
	0,72	215	10563	10269	294
	0,74	221	10735	10368	367
	0,76	227	10680	10330	350
	0,78	233	10770	10386	384
	0,8	239	11684	10845	839
	0,82	245	11891	10941	950
2,5	0,7	209	10688	10340	348
	0,72	215	10760	10365	395
	0,74	221	10887	10420	467
	0,76	227	10843	10407	436
	0,78	233	11152	10554	598
	0,8	239	11730	10843	887
	0,82	245	12058	11007	1051
3	0,7	209	10945	10460	485
	0,72	215	10987	10488	499
	0,74	221	11054	10524	530
	0,76	227	11210	10614	596
	0,78	233	11645	10842	803
	0,8	239	11986	11027	959
	0,82	245	12301	11189	1112

Таблица 3.6. Данные численного моделирования, Н = 10050 м. (FL330)

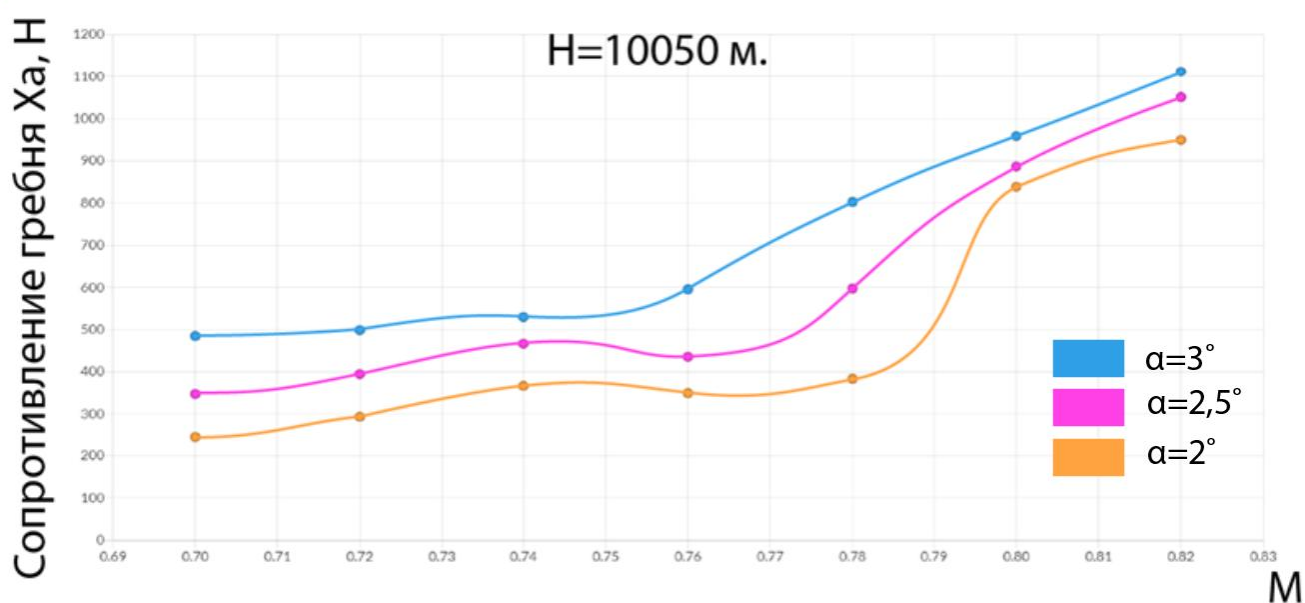


Рис. 45.6 – Данные численного моделирования, Н = 10050 м. (FL330)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление с гребнем, Н	Сопротивление без гребня, Н	Разница сопротивлений, Н
2	0,7	209	10565	10355	210
	0,72	215	10593	10375	218
	0,74	221	10735	10438	297
	0,76	226	10769	10450	319
	0,78	232	10719	10436	283
	0,8	238	11734	10937	797
	0,82	244	11978	11047	931
2,5	0,7	209	10749	10428	321
	0,72	215	10840	10470	370
	0,74	221	10969	10527	442
	0,76	226	10944	10513	431
	0,78	232	10999	10545	454
	0,8	238	11813	10956	857
	0,82	244	12077	11080	997
3	0,7	209	10962	10537	425
	0,72	215	11039	10587	452
	0,74	221	11161	10648	513
	0,76	226	11240	10678	562
	0,78	232	11551	10832	719
	0,8	238	11946	11036	910
	0,82	244	12226	11189	1037

Таблица 3.7. Данные численного моделирования, Н = 10350 м. (FL340)

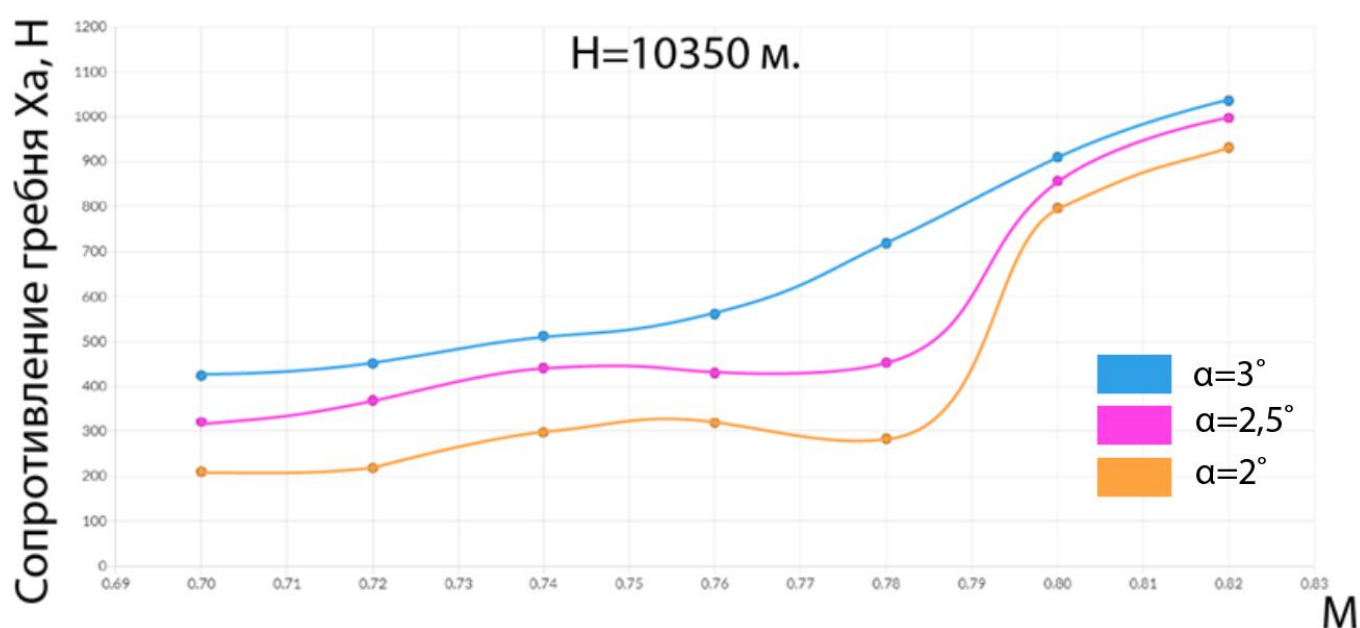


Рис. 45.7 – Данные численного моделирования, Н = 10350 м. (FL340)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление с гребнем, Н	Сопротивление без гребня, Н	Разница сопротивлений, Н
2	0,7	208	10396	10191	205
	0,72	214	10424	10206	218
	0,74	220	10586	10282	304
	0,76	225	10605	10294	311
	0,78	231	10532	10252	280
	0,8	237	11573	10786	787
	0,82	243	11834	10914	920
2,5	0,7	208	10597	10299	298
	0,72	214	10702	10352	350
	0,74	220	10873	10447	426
	0,76	225	10863	10453	410
	0,78	231	10919	10489	430
	0,8	237	11738	10905	833
	0,82	243	12058	11059	999
3	0,7	208	10845	10441	404
	0,72	214	10922	10493	429
	0,74	220	11078	10577	501
	0,76	225	11144	10599	545
	0,78	231	11454	10750	704
	0,8	237	11894	10983	911
	0,82	243	12125	11105	1020

Таблица 3.8. Данные численного моделирования, Н = 107000 м. (FL350)

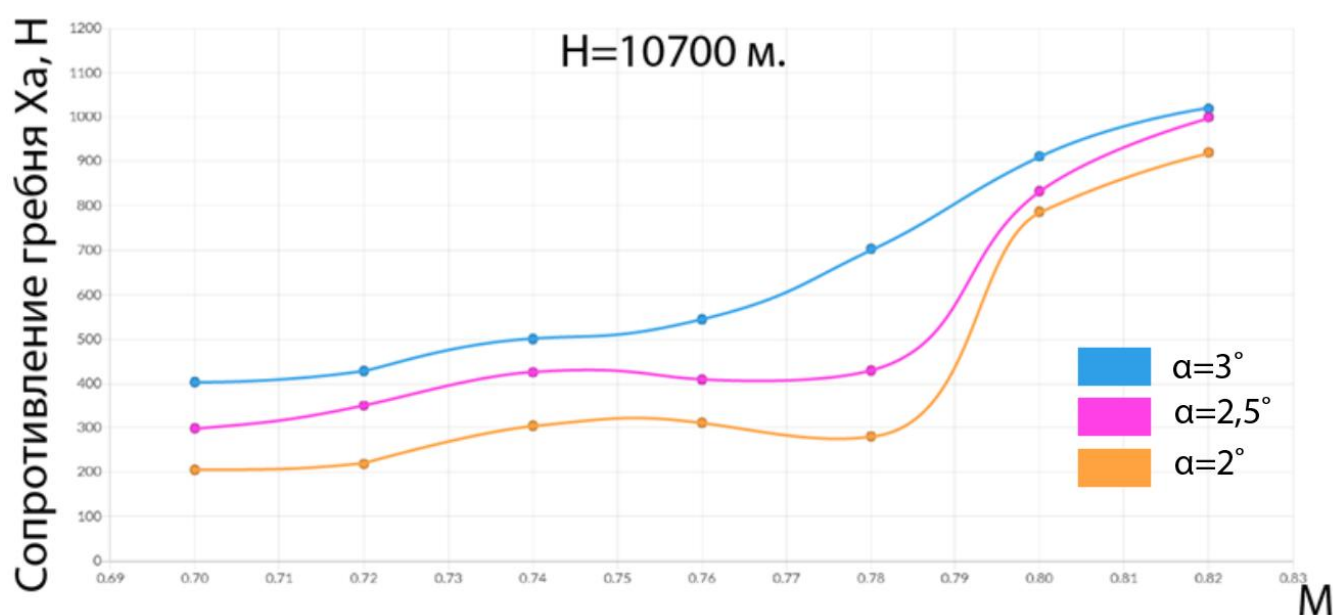


Рис. 44.8 – Данные численного моделирования, Н = 10700 м. (FL350)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление с гребнем, Н	Сопротивление без гребня, Н	Разница сопротивлений, Н
2	0,7	207	10325	10139	186
	0,72	213	10384	10159	225
	0,74	219	10561	10258	303
	0,76	224	10503	10221	282
	0,78	230	10335	10136	199
	0,8	236	11428	10675	753
	0,82	242	11714	10807	907
2,5	0,7	207	10452	10183	269
	0,72	213	10557	10227	330
	0,74	219	10719	10321	398
	0,76	224	10721	10334	387
	0,78	230	10750	10361	389
	0,8	236	11592	10782	810
	0,82	242	11954	10973	981
3	0,7	207	10777	10394	383
	0,72	213	10844	10423	421
	0,74	219	10997	10511	486
	0,76	224	11122	10574	548
	0,78	230	11474	10759	715
	0,8	236	11838	10951	887
	0,82	242	12110	11090	1020

Таблица 3.9. Данные численного моделирования, Н = 11000 м. (FL360)

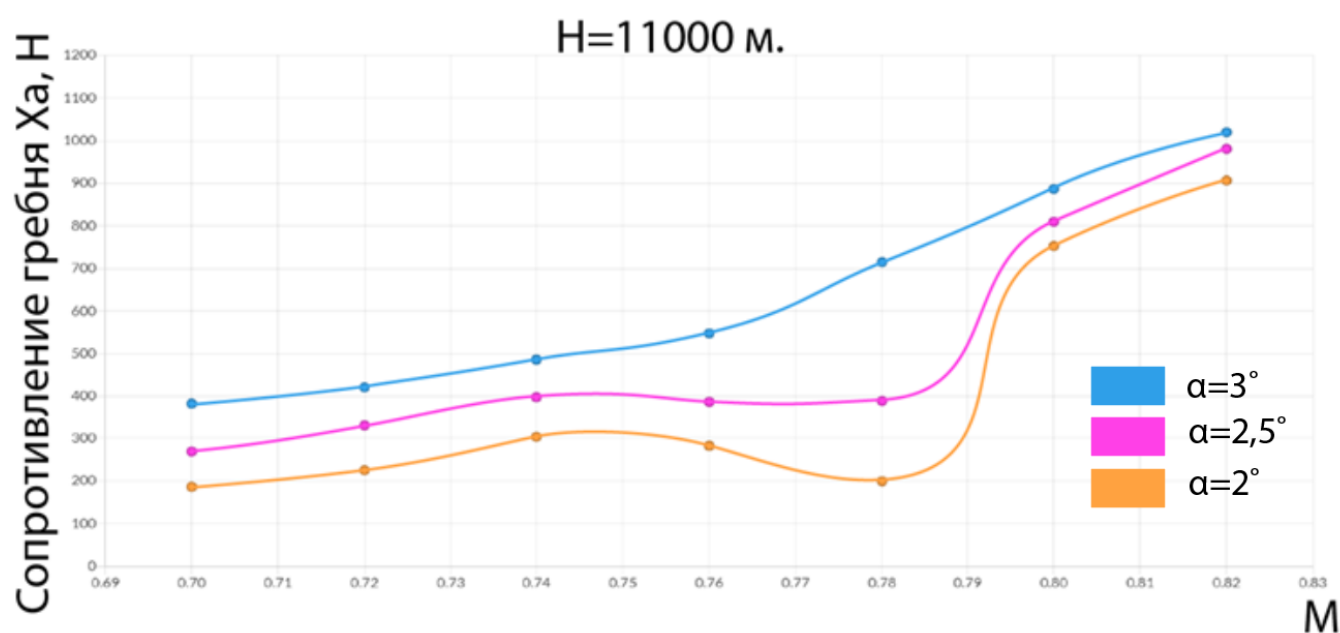


Рис. 45.9 – Данные численного моделирования, Н = 11000 м. (FL360)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление с гребнем, Н	Сопротивление без гребня, Н	Разница сопротивлений, Н
2	0,7	207	10399	10249	150
	0,72	213	10492	10292	200
	0,74	219	10641	10357	284
	0,76	224	10543	10308	235
	0,78	230	10386	10226	160
	0,8	236	11538	10794	744
	0,82	242	11831	10936	895
2,5	0,7	207	10518	10290	228
	0,72	213	10649	10347	302
	0,74	219	10795	10423	372
	0,76	224	10813	10432	381
	0,78	230	10673	10352	321
	0,8	236	11612	10818	794
	0,82	242	11956	10987	969
3	0,7	207	10703	10370	333
	0,72	213	10817	10426	391
	0,74	219	10968	10513	455
	0,76	224	11094	10577	517
	0,78	230	11330	10692	638
	0,8	236	11796	10934	862
	0,82	242	12073	11075	998

Таблица 3.10. Данные численного моделирования, Н = 11300 м. (FL370)

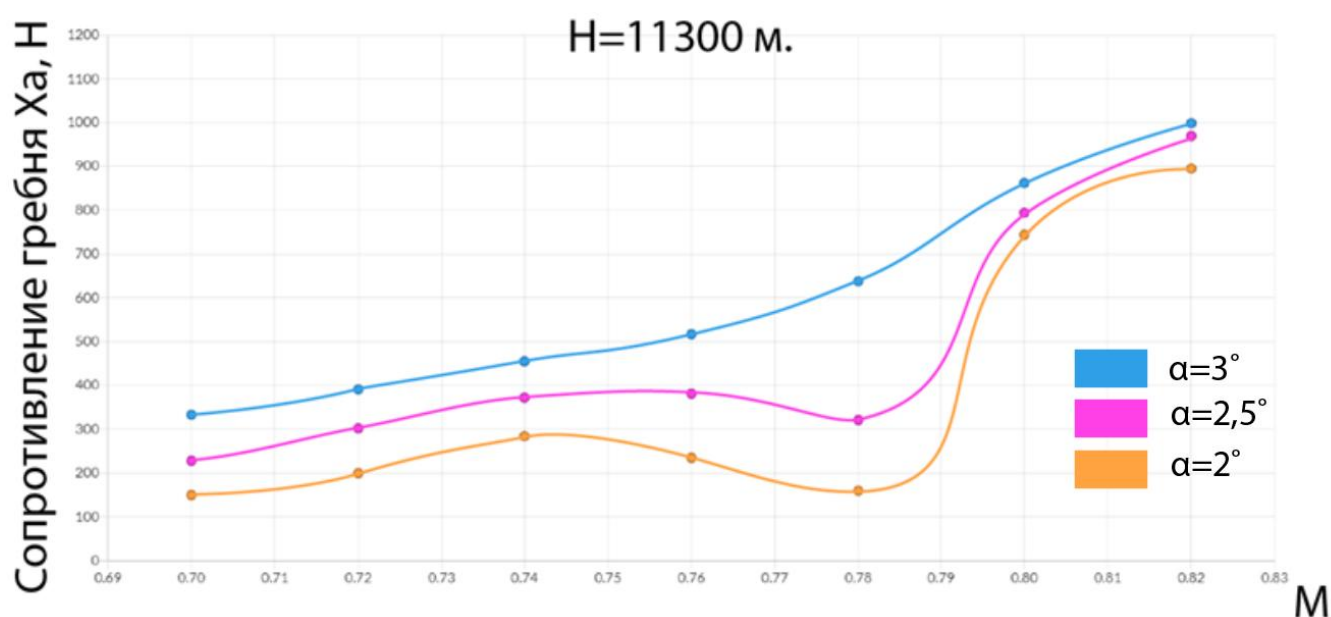


Рис. 45.10 – Данные численного моделирования, Н = 11300 м. (FL370)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление с гребнем, Н	Сопротивление без гребня, Н	Разница сопротивлений, Н
2	0,7	207	10304	10183	121
	0,72	213	10459	10266	193
	0,74	219	10592	10343	249
	0,76	224	10619	10365	254
	0,78	230	10557	10337	220
	0,8	236	11274	10689	585
	0,82	242	11696	10895	801
2,5	0,7	207	10601	10346	255
	0,72	213	10671	10391	280
	0,74	219	10781	10440	341
	0,76	224	10842	10476	366
	0,78	230	10891	10490	401
	0,8	236	11524	10795	729
	0,82	242	11899	10976	923
3	0,7	207	10739	10384	355
	0,72	213	10788	10405	383
	0,74	219	10805	10413	392
	0,76	224	10919	10469	450
	0,78	230	11211	10612	599
	0,8	236	11659	10846	813
	0,82	242	11959	11008	951

Таблица 3.11. Данные численного моделирования, Н = 11600 м. (FL380)

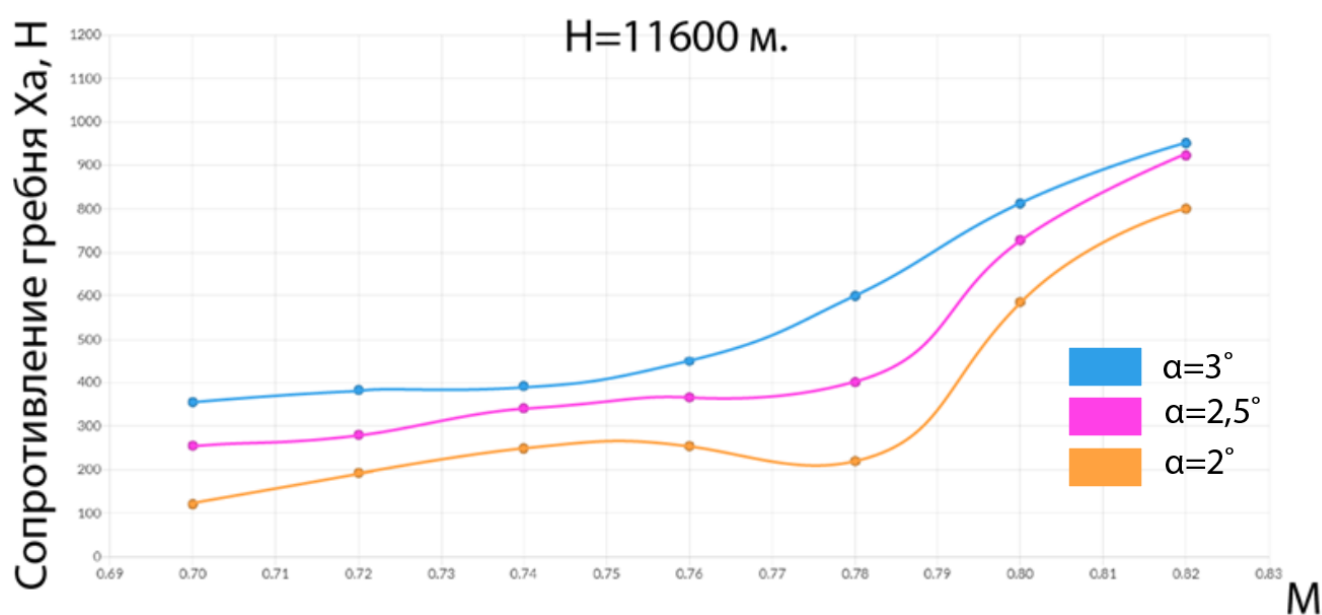


Рис. 45.11 – Данные численного моделирования Н = 11600 м. (FL380)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление с гребнем, Н	Сопротивление без гребня, Н	Разница сопротивлений, Н
2	0,7	207	10215	10071	144
	0,72	213	10292	10107	185
	0,74	219	10336	10125	211
	0,76	224	10478	10185	293
	0,78	230	10392	10136	256
	0,8	236	10882	10382	500
	0,82	242	11270	10568	702
2,5	0,7	207	10277	10078	199
	0,72	213	10384	10127	257
	0,74	219	10458	10155	303
	0,76	224	10628	10239	389
	0,78	230	10535	10195	340
	0,8	236	11258	10570	688
	0,82	242	11597	10745	852
3	0,7	207	10600	10250	350
	0,72	213	10667	10282	385
	0,74	219	10689	10296	393
	0,76	224	10834	10380	454
	0,78	230	10965	10458	507
	0,8	236	11535	10754	781
	0,82	242	11834	10915	919

Таблица 3.12. Данные численного моделирования, Н = 11900 м. (FL390)

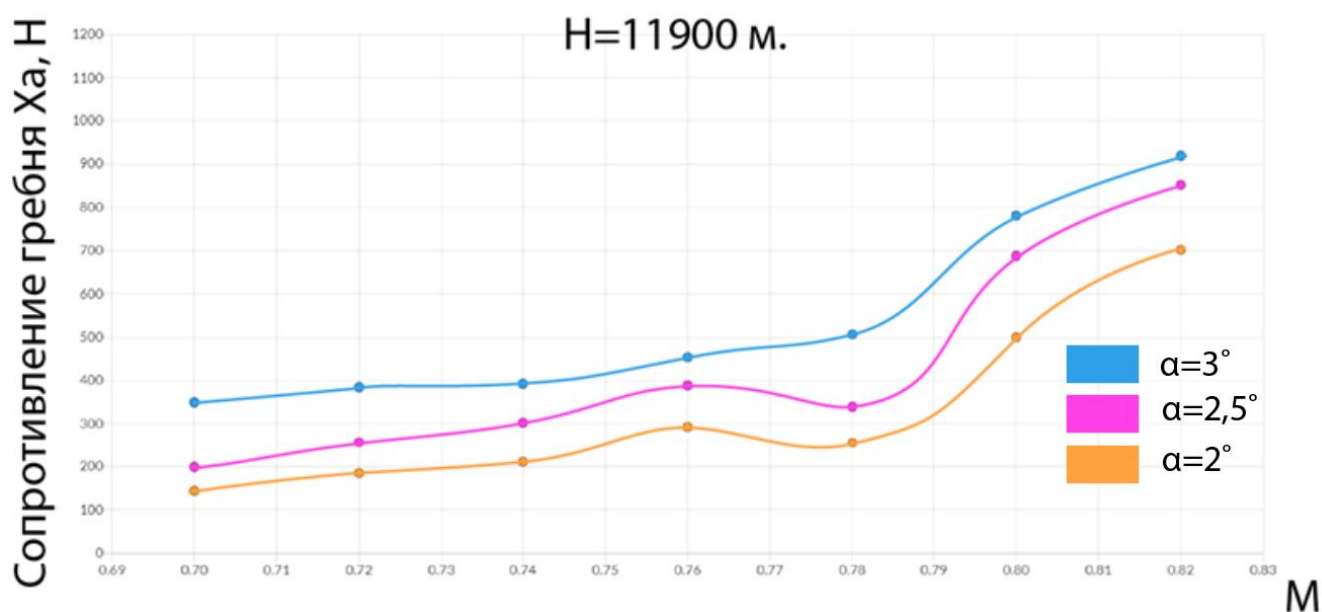


Рис. 45.12 – Данные численного моделирования, Н = 11900 м. (FL390)

По результатам численного моделирования можно сделать вывод о том, что скорость и угол атаки влияют на сопротивление примерно в равной степени.

Объединив результаты исследований для разных высот, и распределив их по углам атаки, получим зависимость сопротивления гребня от высоты полета. Зависимости представлены на рисунках 46.1– 46.3.

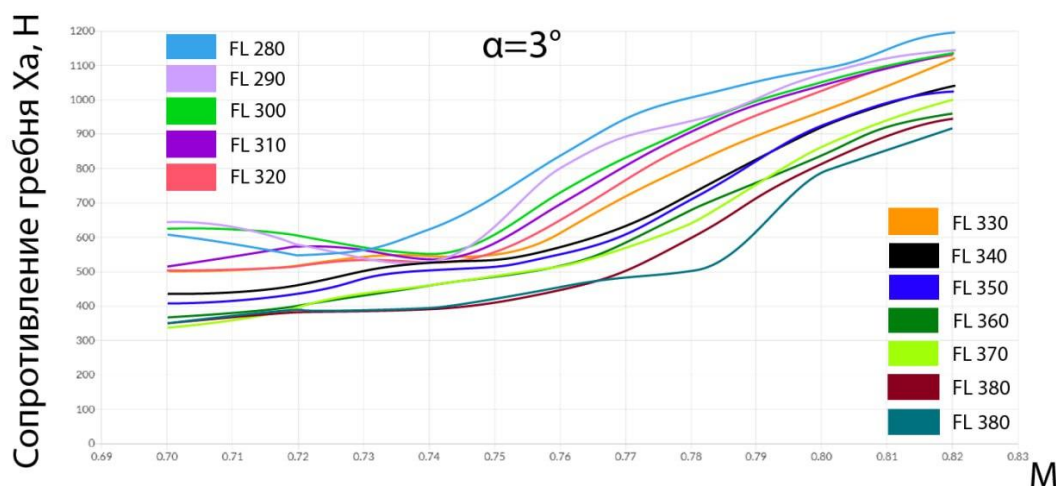


Рис. 46.1 – Зависимость сопротивления аэродинамического гребня от высоты и скорости, полученная по результатам численного моделирования для угла атаки $\alpha=3^\circ$

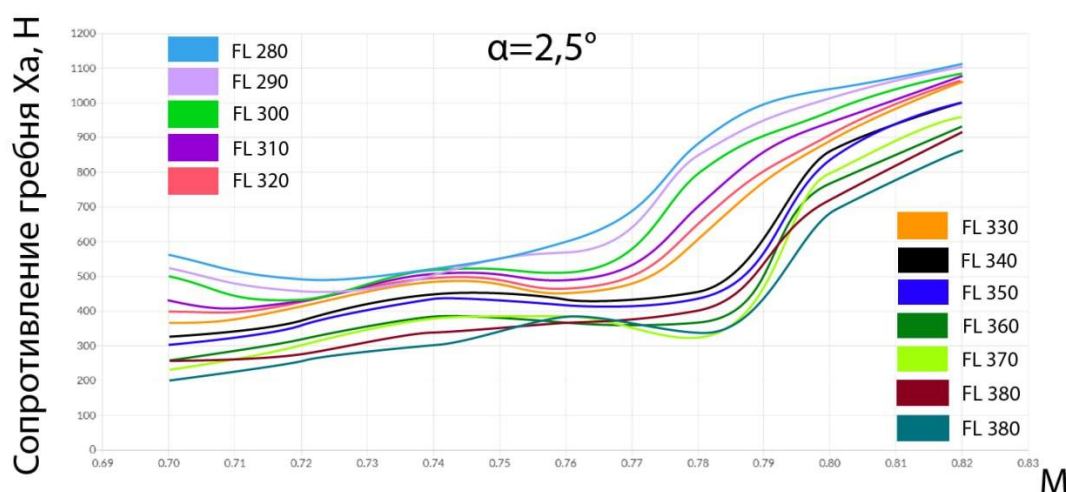


Рис. 46.2 – Зависимость сопротивления аэродинамического гребня от высоты и скорости, полученная по результатам численного моделирования для угла атаки $\alpha=2,5^\circ$

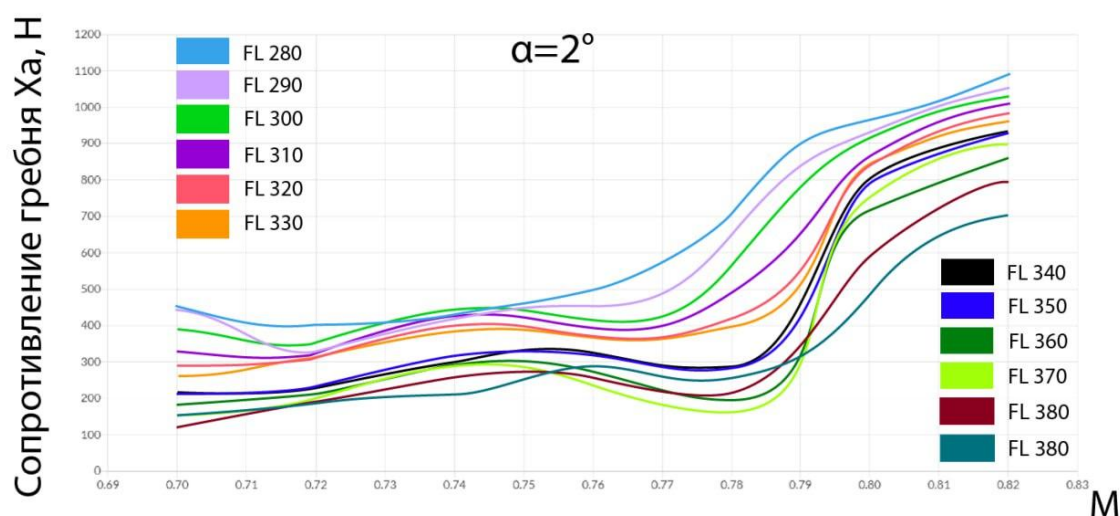


Рис. 46.3 – Зависимость сопротивления аэродинамического гребня от высоты и скорости, полученная по результатам численного моделирования для угла атаки $\alpha=2^\circ$

Заметим, что в целом (за некоторыми исключениями) сопротивление гребня в абсолютном выражении с ростом высоты уменьшается. Это связано, главным образом с уменьшением истинной скорости и скоростного напора при заданных числах M потока, так как температура с увеличением высоты уменьшается. Начиная с тропопаузы (11000 м. или FL360 для стандартной атмосферы) темп уменьшения сопротивления с высотой падает (т. К. температура остается постоянной) и обусловлен дальнейшим уменьшением плотности воздуха. Область резкого роста сопротивления с увеличением скорости сдвигается влево (наступает раньше) с увеличением угла атаки. Так, она находится в диапазоне чисел M 0,78–0,8 для угла атаки $\alpha=2^\circ$, 0,77–0,8 для угла атаки $\alpha=2,5^\circ$ и 0,74–0,79 для угла атаки $\alpha=3^\circ$. Объясняется это местным волновым кризисом, который при больших углах атаки развивается раньше, т.к. имеет место быть более сильное сужение трубок тока, а значит в них воздухом развивается большая скорость. Так как диапазон чисел M 0,7–0,8 является наиболее частым в крейсерском полете для самолета Airbus A319, то избавление от значительной прибавки сопротивления, вызванной появлением волновой компоненты, существенно повысит аэродинамическое

качество планера на этих режимах, увеличит крейсерские скорости самолета, снизит расход топлива и выброс загрязняющих атмосферу веществ.

Полученные численные результаты понадобятся для ответов на количественные вопросы: как изменятся летно-технические характеристики самолета при убирании гребня, каков экологический вклад этой технологии; а также для вычисления предельной эффективной массы устройства уборки-выпуска. Для ответа на вопрос о том, повлияет ли такая технология на безопасность полета, надо провести качественный анализ.

На рисунке 47 отображение результатов численного моделирования настроено таким образом, что отображаются линии тока на поверхности модели, а также в окрестности гребня для модели, установленной под углом атаки $\alpha=3^\circ$.

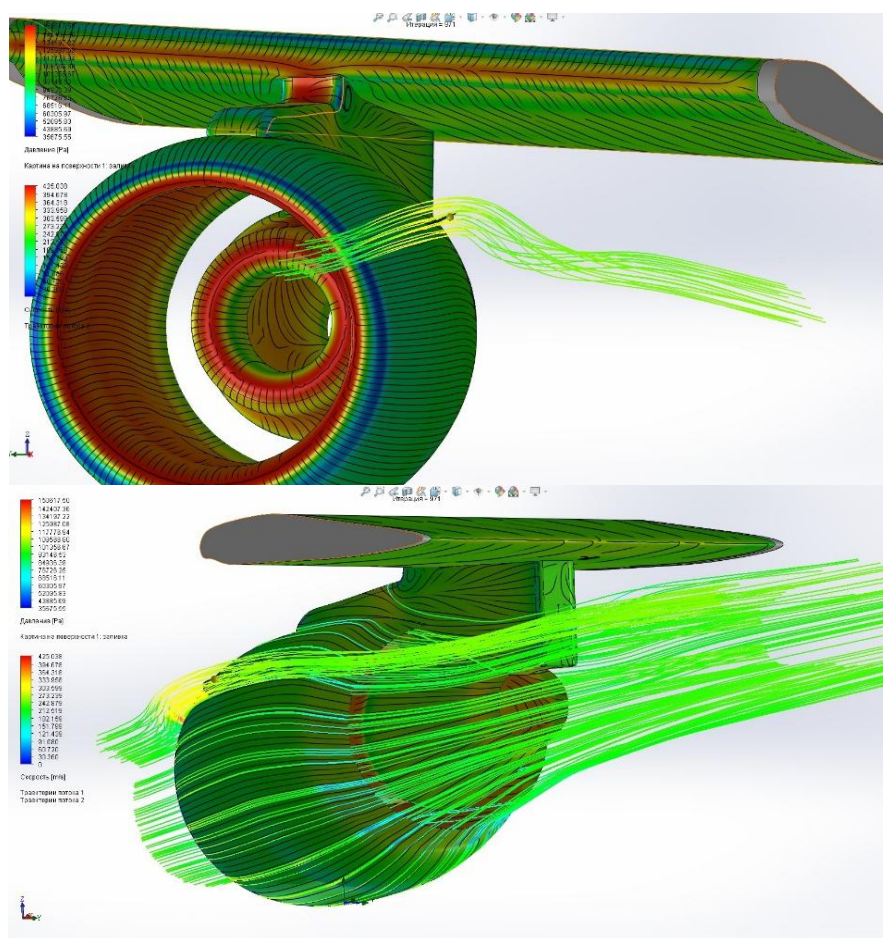


Рис. 47 – Линии тока в окрестности аэродинамического гребня при угле атаки $\alpha=3^\circ$

Видно, что та часть потока, которая взаимодействует с гребнем на максимально возможном полетном угле атаки в режиме полета на крейсерском эшелоне, не взаимодействует ни с нижней, ни, тем более, с верхней поверхностью крыла. Таким образом, гребень не выполняет те функции, для которых он предназначается, а именно: предотвращение затенения верхней поверхности крыла гондолой двигателя. Исходя из этого, можно сделать обоснованный вывод о том, что применение технологии убирающегося гребня не будет оказывать негативного влияния на безопасность полета, если алгоритм работы системы будет предусматривать его автоматический выпуск при превышении самолетом некоторого порогового угла атаки, а также выпуска на том этапе полета, когда самолет переходит к активному маневрированию. Автору представляется наиболее разумным вариант, когда гребень будет выпускаться вместе с первым этапом выпуска механизации, а убираться после ее окончательной уборки.

Более того, анализируя модель, расположенную под углом атаки $\alpha=2^\circ$, было замечено, что на таком угле атаки гребень начинает создавать аэродинамическую силу, имеющую компоненту, направленную противоположно подъемной силе всего самолета. На рисунке 48.1 – 48.2 показаны область повышенного давления (подпора) на верхней поверхности гребня (рис. 48.1), и область пониженного давления (подсоса) на нижней поверхности гребня (рис 48.2).

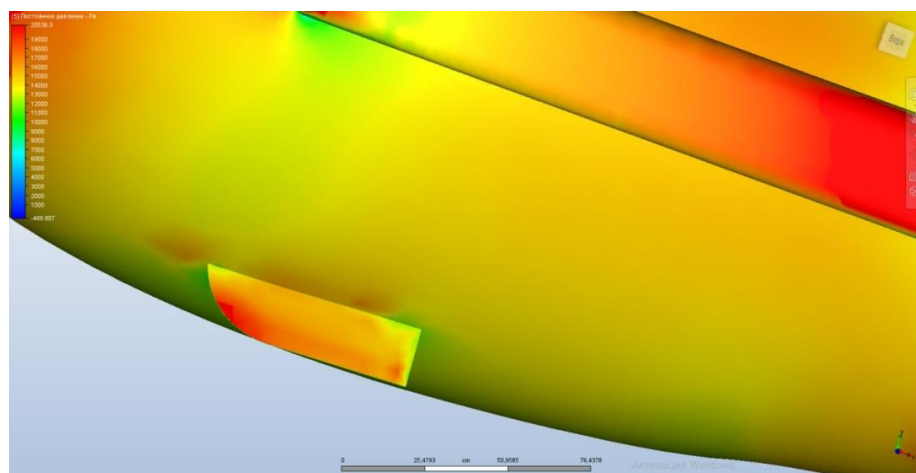


Рис. 48.1. Область подпора на верхней поверхности гребня при угле атаки $\alpha=2^\circ$

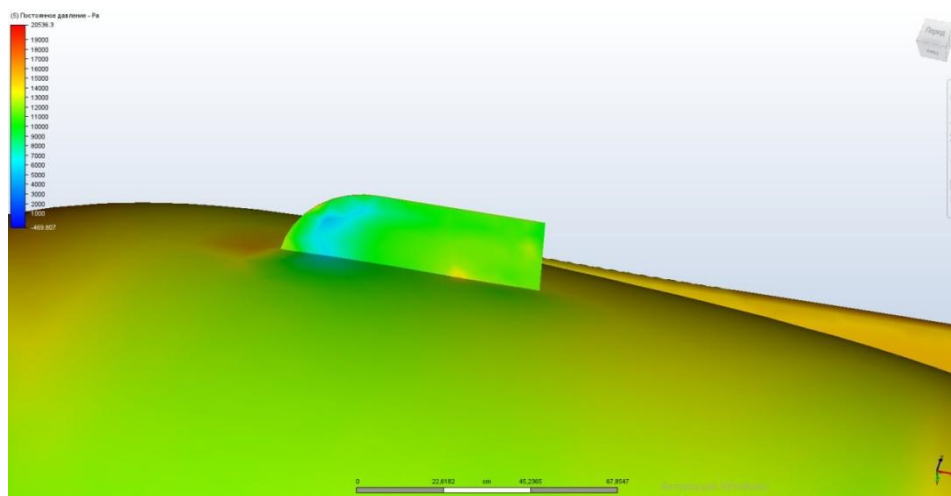


Рис. 48.2. Область подсоса на нижней поверхности гребня при угле атаки $\alpha=2^\circ$

Из этого можно сделать вывод, что на некоторых полетных углах атаки негативное влияние гребня выражается не только в создании им дополнительного паразитного сопротивления, но и в создании отрицательной подъемной силы, которая вынуждает увеличивать угол атаки всего самолета.

Столь значительный результат было решено верифицировать на качественном уровне в аэродинамической трубе, соблюдая критерий подобия по числу Re (для сохранения картины обтекания, аналогичной численному моделированию на тех скоростях, на которых оно проводилось.). Для модели с гребнем, установленной на угле атаки $\alpha = 2^\circ$, подъемная сила оказалась меньше, чем на модели без гребня (рисунок 49.1 – 49.2).

По результатам численного моделирования можно обоснованно утверждать, что на режимах горизонтального крейсерского полета, характеризуемых малыми ($\leq 3^\circ$) углами атаки, применение убираемых аэродинамических гребней не оказывает влияния на безопасность полета.

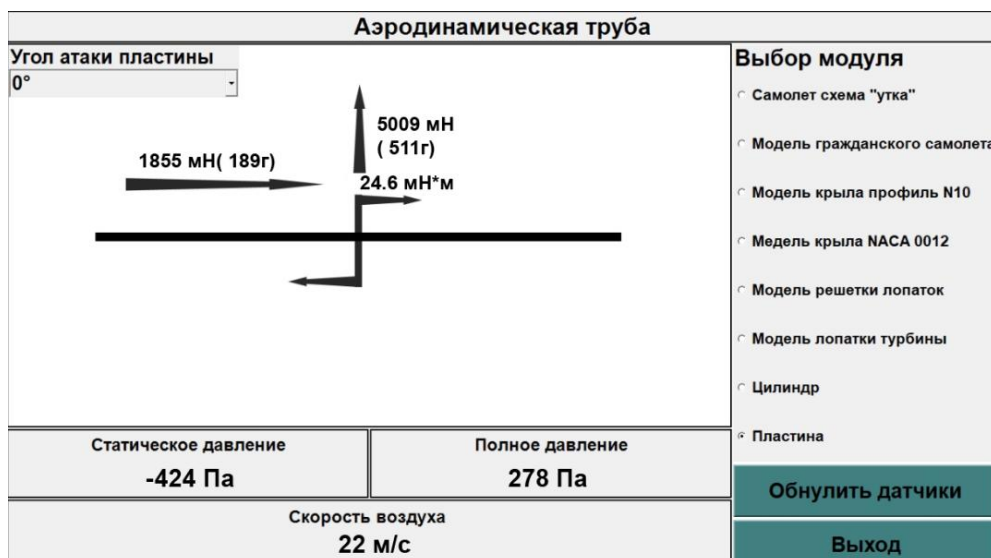


Рис. 49.1 – Результаты натурного эксперимента для модели с гребнем

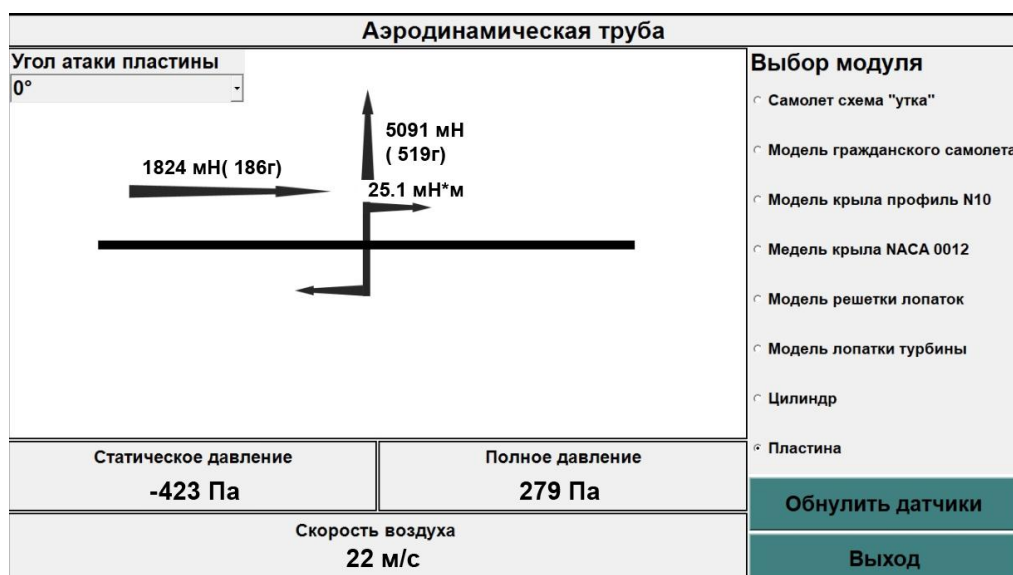


Рис. 49.2 – Результаты натурного эксперимента для модели без гребня

Глава 3. Расчет предельной эффективной массы устройства уборки-выпуска

3.1 Метод расчета

Убирание аэродинамического гребня gondoly двигателя преследует собой цель уменьшение аэродинамического сопротивления лайнера в крейсерском полете, наборе высоты и снижении, а как следствие – снижение расхода топлива и увеличение экономичности эксплуатации. Устройство, устанавливаемое на самолет и обеспечивающее убирание гребня, неизбежно будет обладать некоторой массой, увеличивающей полетную массу самолета. Это, в свою очередь, приведет к увеличению полетного угла атаки и индуктивного сопротивления. Очевидно, что существует некоторая предельная масса устройства, при которой величина дополнительного индуктивного сопротивления, вызванного его массой, будет равна уменьшению лобового сопротивления из-за уборки гребня, и эффективность устройства с такой массой будет равна нулю. Устройство с массой ниже критической будет иметь экономическую эффективность при установке на самолет.

Автору не удалось обнаружить таких расчетов ни в одной научной работе, выходившей ранее. Расчет предельной массы устройства уборки так же необходим для эскизного проектирования и создания прототипа такого устройства.

Рассмотрим горизонтальный крейсерский полет самолета. В нем самолет сбалансирован по силам и моментам (рисунок 50). Уравнения баланса сил, с учетом того, что угол установки двигателей равен нулю ($\varphi_{дв} = 0$), имеют вид:

$$Y_a = G \quad (3.1)$$

$$X_a = P \quad (3.2)$$

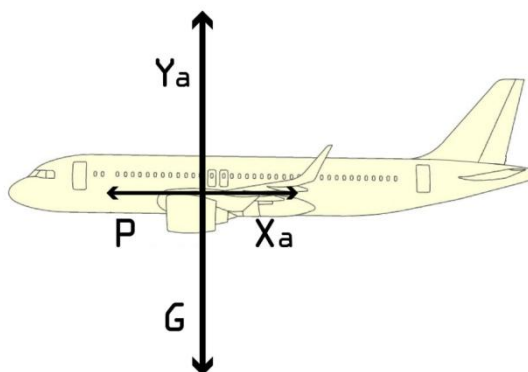


Рис. 50 – Силы, действующие на самолет в горизонтальном установившемся полете

Разделив уравнение (3.1) на уравнение (3.2) и выразив тягу, получим:

$$P = \frac{GX_a}{Y_a} = \frac{G}{K}, \quad (3.3)$$

где K – аэродинамическое качество.

Переходя к конечным приращениям веса и потребной тяги горизонтального полета, получим:

$$\Delta P = \frac{\Delta G}{K} \quad (3.4)$$

Таким образом, увеличение веса самолета на некоторую величину ΔG увеличивает потребную тягу горизонтального полета (аэродинамическое сопротивление) на величину, в K раз меньшую, чем приращение веса.

Для дальнейших расчетов требуется оценить полетное качество самолета. К сожалению, получить это значение из каких-либо открытых материалов для современных самолетов не представляется возможным. Иностранный подход

вообще не предполагает выпуска материалов по практической аэродинамике к гражданским коммерческим лайнерам. Оценить величину можно проведя анализ данных средств сбора полетной информации.

График зависимости $C_{ya}(\alpha)$ имеет общий вид и характерные области, представленные на рисунке 51.

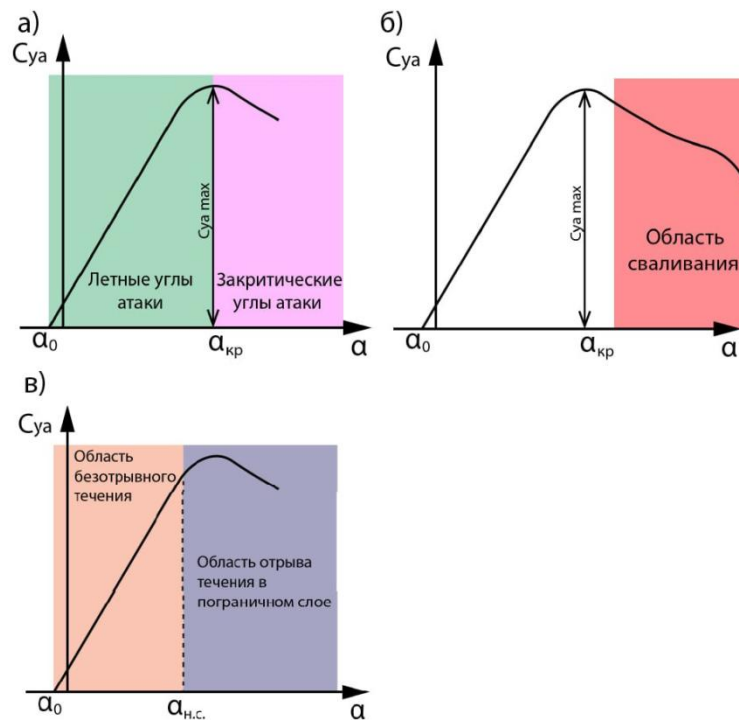


Рис. 51 – Зависимость $C_{ya}(\alpha)$. Разделение областей: а) – по знаку производной C_{ya}^{α} ; б) – по наличию сваливания; в) – по характеру обтекания.

В области, где зависимость носит линейный характер (область безотрывного течения), она может быть описана выражением:

$$Y_a = C_{ya}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0), \quad (3.5)$$

где α_0 – угол атаки нулевой подъемной силы, а $C_{ya}^{\alpha} = \frac{\partial C_{ya}}{\partial \alpha}$.

Т.к. зависимость линейная, можно перейти к конечным приращениям:

$$C_{ya}^{\alpha} = \frac{\partial C_{ya}}{\partial \alpha} = \frac{\Delta C_{ya}}{\Delta \alpha} = \frac{C_{ya1} - C_{ya2}}{\alpha_1 - \alpha_2} \quad (3.6)$$

Коэффициент подъемной силы C_{ya} можно рассчитать, используя формулу

$$Y_a = C_{ya} \frac{\rho v^2}{2} S, \quad (3.7)$$

откуда:

$$C_{ya} = \frac{2Y_a}{\rho v^2 S} \quad (3.8)$$

Т.к. в установившемся горизонтальном полете подъемная сила Y_a уравнивает вес самолета, выражение (3.8) можно переписать:

$$C_{ya} = \frac{2G}{\rho v^2 S} \quad (3.9)$$

С учетом выражения (3.9), преобразуем выражение (3.6):

$$C_{ya}^{\alpha} = \frac{1}{\alpha_1 - \alpha_2} \left(\frac{2G_1}{\rho v_1^2 S} - \frac{2G_2}{\rho v_2^2 S} \right) \quad (3.10)$$

Вес G на современных магистральных самолетах в каждый момент времени в полете известен с точностью до 100 кг (в пересчете на единицы массы). Его вычисляет FMGS (Flight Management and Guidance System – бортовой компьютер управления полетом). Он (полетный вес) получается путем вычитания из взлетного веса израсходованного топлива, масса которого измерена расходомерами:

$$G_{\text{пол}} = G_{\text{взл}} - G_{\text{топл изрх}} \quad (3.11)$$

Взлетный вес получается путем прибавления к снаряженному весу самолета веса топлива. Снаряженный вес вычисляется службой центровки и загрузки и предоставляется экипажу на сводно-загрузочной ведомости, а вес топлива в баках вычисляет топливный компьютер.

Величина $\frac{\rho v^2}{2}$ называется скоростным напором и представляет собой динамическое давление, создаваемое воздухом. Т.к. все аэродинамические силы пропорциональны этой величине, то ее измерение имеет важное значение для летчика. Скоростной напор измеряется системой воздушных сигналов, включающей приемник полного давления (ППД) и приемник статического давления. Для удобства и информативности скоростной напор выражается не в паскалях, а в единицах скорости, которая и отображается на приборе. После учета всех поправок такая скорость называется индикаторной. По своему физическому смыслу индикаторная скорость равна скорости воздуха у Земли в стандартной атмосфере, который бы создавал такое же динамическое давление, какое создает реальный воздух при некоторой данной скорости и высоте. Таким образом, в уравнение мы можем вставить вместо истинной скорости v индикаторную скорость, а вместо ρ – плотность воздуха у Земли в стандартной атмосфере. Площадь крыла, как правило, известна.

Для того, чтобы вычислить углы атаки воспользуемся формулой, связывающей тангаж, угол атаки и угол наклона траектории:

$$\psi = \theta + \alpha \quad (3.12)$$

В горизонтальном полете $\theta = 0$, тогда $\psi = \alpha$. Тангаж индицирует авиагоризонт. Для горизонтального полета выражение (3.10) можно, с учетом выражения (3.12), переписать в следующем виде:

$$C_{ya}^\alpha = \frac{1}{\psi_1 - \psi_2} \left(\frac{2G_1}{\rho v_1^2 S} - \frac{2G_2}{\rho v_2^2 S} \right) \quad (3.13)$$

Угол атаки нулевой подъемной силы α_0 можно вычислить при помощи формулы (3.5):

$$Y_a = C_{ya}^\alpha (\alpha - \alpha_0) \frac{\rho v^2}{2} S, \quad (3.14)$$

откуда:

$$\alpha_0 = \psi - \frac{2G}{S \rho v^2 C_{ya}^\alpha} \quad (3.15)$$

Критический угол атаки $\alpha_{кр}$ – это угол атаки, при котором достигается максимально возможная при прочих равных условиях подъемная сила. Его необходимо вычислить для понимания как близко исследуемые углы атаки находятся к критическому, а значит понимать границы применимости функции полетного качества $K = f(\alpha)$, которая применима только для безотрывного обтекания.

Полярой первого рода называется зависимость коэффициента подъемной силы от коэффициента силы лобового сопротивления $c_{ya} = f(c_{xa})$. В общем виде эта зависимость имеет график, показанный на рисунке 52.

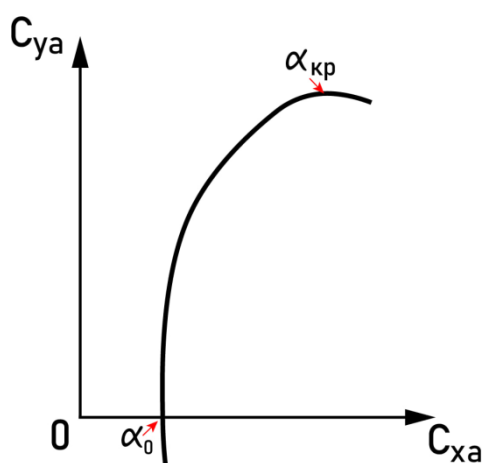


Рис. 52 – Поляра первого рода

Из курса аэродинамики известно, что при дозвуковом обтекании полный коэффициент аэродинамического сопротивления есть сумма коэффициентов профильного, мало зависящего от угла атаки, и индуктивного, заметно зависящего от угла атаки, сопротивлений.

$$C_{xa} = C_{xa0} + C_{xai} = C_{xa0} + \frac{C_{ya}^2}{\pi \lambda_{эф}} (1 + \Delta), \quad (3.16)$$

где Δ – величина, характеризующая интенсивность перетекания воздуха с нижней кромки крыла на верхнюю, и зависящая от формы крыла в плане и его удлинения,

а $\lambda_{\text{эф}}$ – эффективное удлинение крыла. Показано, что для трапециевидного крыла большого удлинения, имеющего законцовки, величина Δ мала [20].

Для определения коэффициента профильного сопротивления и эффективного удлинения сделаем следующее. Продифференцируем функцию качества по коэффициенту подъемной силы:

$$\frac{\partial K}{\partial C_{ya}} = \frac{\partial}{\partial C_{ya}} \left(\frac{C_{ya}}{C_{xa0}} \right) = \frac{\partial}{\partial C_{ya}} \left(\frac{C_{ya}}{C_{xa0} + \frac{C_{ya}^2}{\pi \lambda_{\text{эф}}}} \right) = \frac{C_{xa0} + \frac{C_{ya}^2}{\pi \lambda_{\text{эф}}} - C_{ya} \left(2 \frac{C_{ya}}{\pi \lambda_{\text{эф}}} \right)}{\left(C_{xa0} + \frac{C_{ya}^2}{\pi \lambda_{\text{эф}}} \right)^2} \quad (3.17)$$

Приравнявая производную к нулю, найдем точку экстремума, которая соответствует максимальному качеству (заметим при этом, что знаменатель дроби всегда будет положительным):

$$\begin{aligned} C_{xa0} + \frac{C_{ya}^2}{\pi \lambda_{\text{эф}}} - C_{ya} \left(2 \frac{C_{ya}}{\pi \lambda_{\text{эф}}} \right) &= 0 \\ C_{xa0} \pi \lambda_{\text{эф}} + C_{ya}^2 - 2 C_{ya}^2 &= 0, \end{aligned} \quad (3.18)$$

откуда:

$$C_{ya \text{ } 89a} = \sqrt{C_{xa0} \pi \lambda_{\text{эф}}}. \quad (3.19)$$

Подставляя в формулу качества, с учетом (3.16), получим:

$$K_{\text{max}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi \lambda_{\text{эф}}}{C_{xa0}}}, \quad (3.20)$$

Откуда

$$\frac{\lambda_{\text{эф}}}{C_{xa0}} = \frac{4 K_{\text{max}}^2}{\pi} \quad (3.21)$$

Максимальное качество достигается на наивыгоднейшей скорости. Найдем его значение из формулы

$$D = K H, \quad (3.22)$$

где D – дальность планирования с некоторой высоты H . Тогда:

$$K = \frac{D}{H} \quad (3.23)$$

Дальность планирования с определенной высоты можно получить для любого магистрального самолета из процедуры обработки отказа всех двигателей.

Так как в выражении (3.21) неизвестных параметра два, требуется еще одно уравнение, не вырождающееся в первое, для нахождения каждого из них. Воспользуемся формулой (3.19). После преобразований получим:

$$\lambda_{эф} C_{ха0} = \frac{C_{ya \text{ наив}}^2}{\pi} = \frac{4G^2}{v_{\text{наив}}^4 \rho^2 S^2 \pi} \quad (3.24)$$

Наивыгоднейшую скорость (green dot speed) для конкретного веса так же можно найти в процедуре обработки отказа всех двигателей (полной потери тяги).

Итого, возможно записать решаемую систему уравнений:

$$\begin{cases} \frac{\lambda_{эф}}{C_{ха0}} = \frac{4K_{max}^2}{\pi} \\ \lambda_{эф} C_{ха0} = \frac{4G^2}{v_{\text{наив}}^4 \rho^2 S^2 \pi} \end{cases} \quad (3.25)$$

Таким образом, представляется возможным сформулировать метод оценки предельной массы устройства уборки-выпуска аэродинамических гребней гондолы двигателя:

2. Построить 3D-модель исследуемого гребня и гондолы двигателя, пилон и участка крыла с пилоном. Построить вторую 3D-модель без аэродинамического гребня. Сам двигатель внутри гондолы допускается не моделировать, так как наличие гребня не оказывает влияния на течение воздуха в двигателе.

3. Используя пакеты прикладных программ, произвести численное моделирование течения воздуха на обеих моделях, на интересующих режимах полета (скорость, высота, угол атаки).
4. Вычислить разницу сопротивлений, создаваемых первой и второй 3D-моделью. Это и будет аэродинамическое сопротивление гребня. Взять наименьшее из получившихся сопротивлений.
5. Используя формулу $\Delta G = K \Delta X_a$, по величине полетного качества оценить, предельный эффективный вес (массу) устройства. Если полетное качество неизвестно, его можно оценить, выполнив следующую блок-схему (рисунок 53):

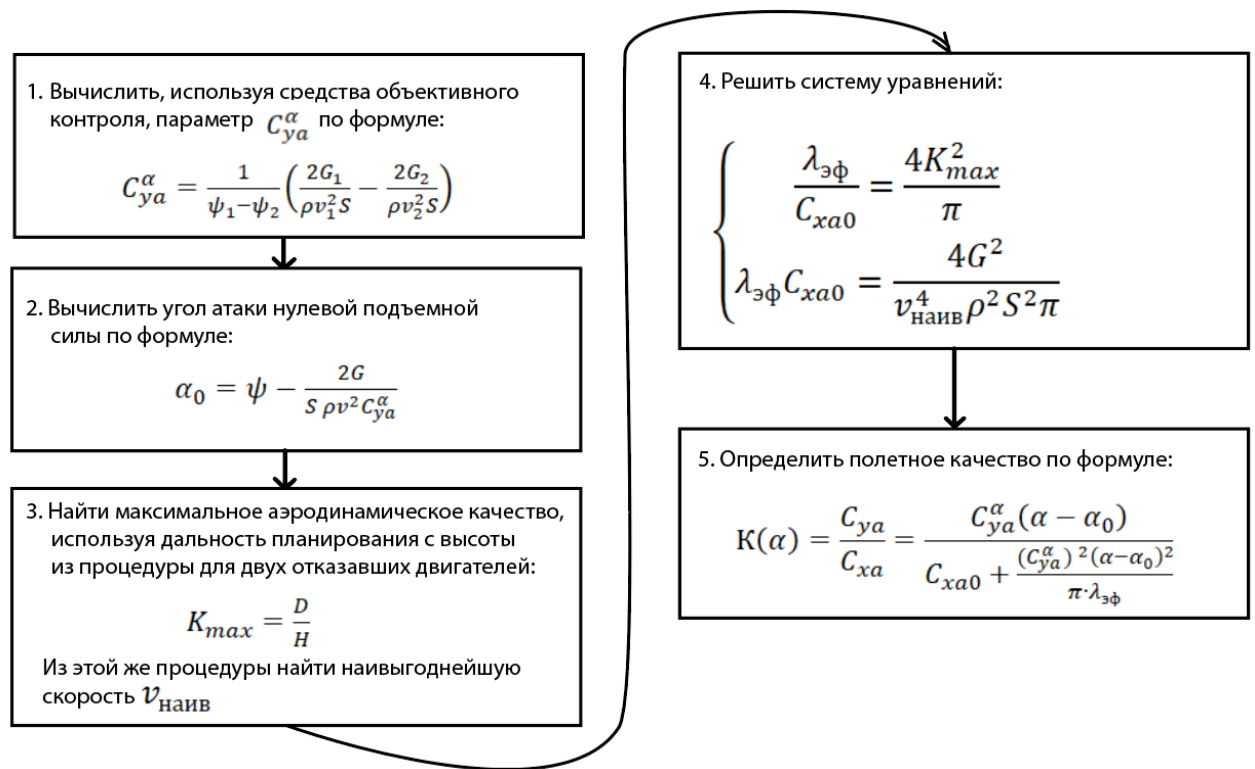


Рис. 53 – Блок-схема для определения полетного качества по данным СОК.

5.4 Определение предельной эффективной массы с использованием данных ССПИ

После анализа данных средств сбора полетной информации (ССПИ) выбранного самолета-прототипа А318 были получены следующие данные:

$$\psi_1 = 2,11^\circ;$$

$$\psi_2 = 1,76^\circ;$$

$$G_1 = 61000 \cdot 9,81 = 598410 \text{ Н};$$

$$G_2 = 53500 \cdot 9,81 = 524835 \text{ Н};$$

$$v_1 = 253 \text{ kt} = 130,15 \frac{\text{м}}{\text{с}};$$

$$v_2 = 250 \text{ kt} = 128,6 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

Тогда, подставляя эти данные в выражение (3.13), получим:

$$\begin{aligned} C_{ya}^\alpha &= \frac{1}{2,11^\circ - 1,76^\circ} \cdot \left(\frac{2 \cdot 598410}{1,225 \cdot 130,15^2 \cdot 122,5} - \frac{2 \cdot 524835}{1,225 \cdot 128,6^2 \cdot 122,5} \right) = \\ &= \frac{0,1343}{1^\circ} \end{aligned} \quad (3.26)$$

Подставляя значения в выражение (3.15), получим:

$$\alpha_0 = 2,11 - \frac{2 \cdot 598410}{122,5 \cdot 1,225 \cdot 130,15^2 \cdot 0,1343} = -1,39^\circ \quad (3.27)$$

Дальность планирования с определенной высоты на наивыгоднейшей скорости возьмем из аварийной процедуры при отказе обоих двигателей, содержащейся в QRH: 2,5 морские мили на 1000 футов высоты [36].

$$K_{max} = \frac{D}{H} = \frac{2,5 \cdot 6076}{1000} = 15,2 \quad (3.28)$$

Подставляя полученное качество в выражение (3.21), получим:

$$\frac{\lambda_{\text{эф}}}{C_{xa0}} = \frac{4 \cdot 15,2^2}{\pi} = 294,178 \quad (3.29)$$

Так, для самолета A319 при полетной массе 60 тонн она составляет 205 узлов или 105,5 м/с [36]. Подставляя в выражение (3.24) получим:

$$\begin{aligned} \lambda_{\text{эф}} C_{xa0} &= \frac{4G^2}{v_{\text{наив}}^4 \rho^2 S^2 \pi} = \frac{4 \cdot (60000 \cdot 9,81)^2}{105,5^4 \cdot 1,225^2 \cdot 122,5^2 \cdot 3,1415} \\ &= 0,03945144 \end{aligned} \quad (3.30)$$

Таким образом, получаем систему уравнений с двумя неизвестными:

$$\begin{cases} \frac{\lambda_{\text{эф}}}{C_{xa0}} = 294,178 \\ \lambda_{\text{эф}} C_{xa0} = 0,03945144 \end{cases} \quad (3.31)$$

Решив ее и отбросив отрицательные решения, получим

$$\lambda_{\text{эф}} = 3,4; C_{xa0} = 0,01158 \quad (3.32)$$

Не стоит удивляться такому большому различию полученного эффективного удлинения и геометрического удлинения крыла ($\lambda_{\text{кр}} = 9,3$). Полученная нами величина относится ко всему самолету, и, естественно, будет меньше таковой для изолированного крыла.

Таким образом, выражение (3.16) приобретает вид:

$$C_{xa} = 0,01158 + \frac{C_{ya}^2}{\pi \cdot 3,4} \quad (3.33)$$

и является уравнением полярны первого рода самолета A319. В графическом виде она представлена на рисунке 54.

Убедимся в границах области безотрывного обтекания. Критический угол атаки для самолета A319 можно вычислить следующим образом. Основываясь на показаниях датчиков углов атаки, один из бортовых компьютеров (а именно FAC – Flight Augmentation Computer) вычисляет характерную скорость VLS (velocity

lowest selectable). Согласно FCOM [34], она для конфигурации с убранной механизацией крыла (CONF 0) равна $1,28 V_{s1g}$, где V_{s1g} есть скорость, соответствующая максимальному коэффициенту подъемной силы, достигаемому на критическом угле атаки. Таким образом:

$$V_{s1g} = \frac{V_{LS}}{1,28}, \quad (3.34)$$

а

$$C_{ya\ max} = \frac{2G}{\rho V_{s1g}^2 S} \quad (3.35)$$

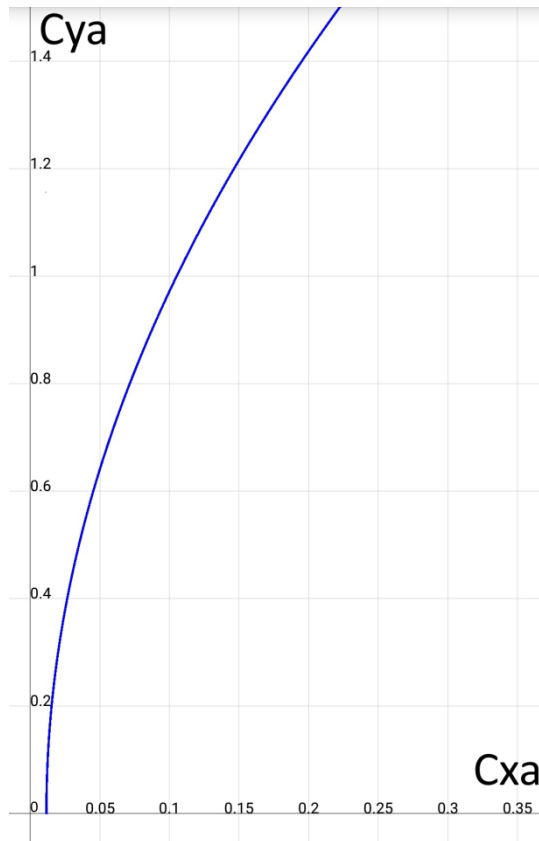


Рис. 54 – Поляра самолета А-319

Расчетным методом невозможно определить значение $C_{ya\ max}$, поскольку при увеличении угла атаки больше некоторого значения линейность зависимости

$C_{ya}(\alpha)$ нарушается. Угол атаки, на котором это происходит впервые при его увеличении, называют углом атаки начала срыва ($\alpha_{нс}$).

Для дальнейших расчетов необходимо знать, во сколько $\alpha_{кр}$ реальный отличается от того, что мы можем получить при сохранении линейности зависимости $C_{ya}(\alpha)$. Воспользуемся данными по самолету Ту-204 по той причине, что он подобен по аэродинамической компоновке, классу, и имеет близкие по величине значения коэффициентов аэродинамических сил. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки $C_{ya} = f(\alpha)$ без учета сжимаемости воздуха ($M \leq 0,5$) и влияния земли взята из практической аэродинамики Ту-204 и представлена в таблице 4.

α°	0	2	4	6	8	12	14	16	20	22
C_{ya}	-0,16	0,05	0,26	0,47	0,67	1,05	1,18	1,28	1,36	1,37

Таблица 4. Зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$ для самолета Ту-204. Механизация крыла в положении UP.

Представим эти данные в графическом виде и продолжим линейную часть зависимости (рисунок 55):

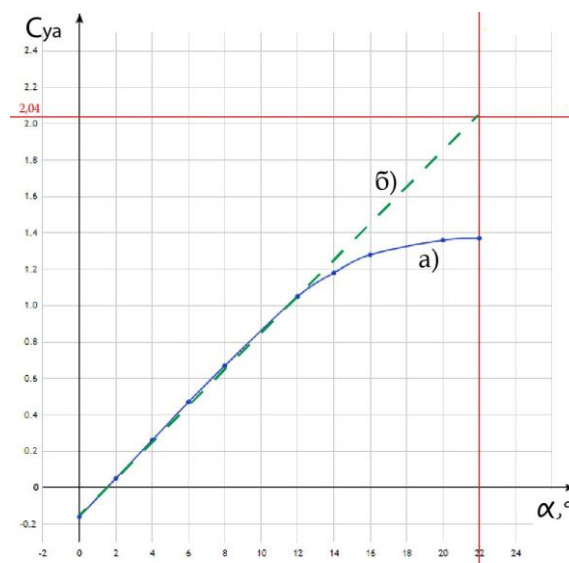


Рис. 55 – Зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$. А) – реальная; б) – продолженная линейная часть зависимости

Из графика видно, что критический угол атаки $\alpha_{кр} = 22^\circ$. Реальное значение $C_{yamax} = 1,37$, а значение при сохранении линейности равно 2,04. Отсюда получим, что реальное значение составляет 0,67 от интерполируемого. Тогда будем считать:

$$C_{yamax} = 0,67 C_{ya}^\alpha (\alpha_{кр} - \alpha_0) \quad (3.36)$$

Отсюда:

$$\begin{aligned} \alpha_{кр} &= \frac{C_{yamax}}{0,67 C_{ya}^\alpha} + \alpha_0 = \frac{2G}{\rho V_{s1g}^2 S} \cdot \frac{1}{0,67 C_{ya}^\alpha} + \alpha_0 \\ &= \frac{2G}{\rho \left(\frac{VLS}{1,28}\right)^2 S} \cdot \frac{1}{0,67 C_{ya}^\alpha} + \alpha_0 \end{aligned} \quad (3.37)$$

После анализа средств сбора полетной информации были получены следующие данные:

$$G = 54700 \text{ кгс};$$

$$VLS = 190 \text{ kt} = 97,74 \text{ м/с}.$$

Подставляя их в выражение (3.37), получим:

$$\alpha_{кр} = \frac{2 \cdot 54700 \cdot 9,81}{1,225 \left(\frac{97,74}{1,28}\right)^2 122,5} \cdot \frac{1}{0,67 \cdot 0,1343} - 1,39 = 12,24^\circ \quad (3.38)$$

Рассчитаем полетное качество для угла атаки $2,5^\circ$, являющегося типовым углом атаки в крейсерском полете. Подставив в формулу полетного качества полученные выше величины, получим:

$$\begin{aligned} K(\alpha) &= \frac{C_{ya}}{C_{xa}} = \frac{C_{ya}^\alpha (\alpha - \alpha_0)}{0,01158 + \frac{(C_{ya}^\alpha)^2 (\alpha - \alpha_0)^2}{\pi \cdot 3,4}} \\ &= \frac{0,1343 \cdot (\alpha - 1,4)}{0,01158 + \frac{0,01804 \cdot (\alpha - 1,4)}{2} \pi \cdot 3,4} \end{aligned} \quad (3.39)$$

$$K(2,5) = \frac{0,1343 (2,5-1,4)}{0,01158 + \frac{0,01804(2,5-1,4)}{2}} \pi \cdot 3,4 \approx 14$$

Отметим, что высчитать качество по формуле (3.3)

$$K = \frac{G}{P} \quad (3.3)$$

не представляется возможным, так как величина тяги не индицируется летчику напрямую, а зависимость ее от оборотов вала низкого давления сложна. Величина тяги двигателя обычно снимается в результате летных испытаний на самолете-летающей лаборатории. В статье [44] приведены результаты таких летных испытаний. Их можно использовать для качественной проверки полученного результата.

Результаты летного эксперимента представлены в таблице 5.

Flight mode		Take-Off	Take-Off	V2	V2+15	Climb FL100	Top of Climb	Cruise in. Weight	Cruise av. Weight	Crusie fin. Weight
Altitude	ft	0	0	50	50	10,000	35,000	35,000	37,000	39,000
Delta T from ISA	C	0	15	0	15	0	0	0	0	0
Mach Number		0	0	0.25	0.25	0.39	0.76	0.78	0.78	0.78
Overboard Bleed	lb/s	0	0	0	0	1	1	1	1	1
Power Offtake	hp	67	67	67	67	67	67	67	67	67
Net Thrust	lb	27,002	26,998	21,999	21,998	16,565	4,500	4,300	4,100	3,900
Gross Thrust	lb	27,002	26,998	29,994	29,990	26,193	12,137	12,152	11,331	10,552
Engine Mass Flow W2	lb/s	874	852	922	898	737	332	333	308	283
Specific Thrust	ft/s	994	1,020	768	788	723	436	416	428	443
HPC Exit Temperature T3	°C	538	576	551	589	558	414	409	410	418
Stator Outlet Temp T41	°C	1,236	1,305	1,252	1,323	1,279	1,005	992	1,001	1,023
LPT Inlet Temperature T45	°C	840	895	853	908	872	660	650	657	674
LPT Power	hp	31,587	32,368	34,452	35,297	33,678	10,207	9,925	9,403	8,940
Bypass Ratio		5.65	5.65	5.63	5.63	5.20	5.79	5.89	5.80	5.72
Overall Pressure Ratio P3/P2		27.1	27.1	27.7	27.6	32.3	26.2	25.3	26.1	27.0
Sp. Fuel Consumption	lb/(lb*h)	0.34	0.35	0.44	0.46	0.51	0.60	0.61	0.61	0.61
LP Spool Speed [RPM]		4,315	4,424	4,409	4,520	4,733	4,003	3,946	3,988	4,053
HP Spool Speed [RPM]		13,635	13,972	13,718	14,055	13,848	12,215	12,127	12,166	12,259

Таблица 5. Результаты летных испытаний [44]

В данных не указан полетный вес, при котором производились измерения. Оценим его, используя полученное выше полетное качество 14. Для этого возьмем тягу 4300 фунтов на один двигатель. Переведа в Ньютоны и умножив на два (по количеству двигателей) получим тягу 38259 Н, тогда полетный вес:

$$G = KP = 14 \cdot 38259 = 535626 \text{ Н}, \quad (3.40)$$

что является вполне адекватным полетным весом самолета A319 (соответствует полетной массе 54600 кг). Из этого можно сделать вывод, что при расчете полетного качества мы избежали грубых ошибок.

Возвращаясь к оценке предельно допустимой массы устройства, убирающего аэродинамический гребень, при котором эффективность всей концепции еще будет сохраняться, рассмотрим случай минимального сопротивления, создаваемого гребнем. Минимальное сопротивление по результатам численного моделирования имеет место на высоте $H=11600$ м. (FL380), при полетном числе $M=0,7$ и угле атаки самолета $\alpha_c = 2^\circ$, и составляет 121 Н, тогда:

$$\Delta G = K \Delta P = K \Delta X_a = 14 \cdot 121 = 1694 \text{ Н}, \quad (3.41)$$

что соответствует массе 172 кг. Заметим, что при любых других режимах крейсерского полета аэродинамическое сопротивление гребня выше, и максимальная масса устройства выпуска и уборки так же возрастает.

Вычисленная с применением этого метода максимальная масса устройства выпуска и уборки аэродинамического гребня гондолы двигателя, при которой есть целесообразность установки такого устройства, для самолета Airbus A319 составляет 172 кг. В оценке величины этого параметра, в том числе, заключается научная новизна настоящей работы.

Отметим другие величины, которые были получены в ходе работы. Это некоторые аэродинамические параметры самолета A319 для чистого крыла:

- $C_{ya}^\alpha = 0,1343$;
- угол атаки нулевой подъемной силы: $\alpha_0 = -1,39^\circ$;
- критический угол атаки (при некоторых допущениях): $\alpha_{кр} = 12,24^\circ$;
- максимальное аэродинамическое качество: $K_{max} = 15,2$;
- коэффициент профильного сопротивления: $C_{xa0} = 0,01158$;

- уравнение поляры самолета первого рода: $C_{xa} = 0,01158 + \frac{C_{ya}^2}{\pi \cdot 3,4}$.

Глава 4. Расчет изменений летно-технических характеристик, экономического и экологического эффекта

5.5 Расчет изменений летно-технических характеристик

При решении задач по повышению экономичности полета гражданских воздушных судов аппаратом научных исследований являются усовершенствованные методы исследования динамики полета и летной эксплуатации. В качестве критериев оценки используются экономические показатели.

Эта область знаний находится на стыке прежде всего трех наук: динамики полета, экономики и эксплуатации летательных аппаратов, хотя могут применяться методы и достижения других наук: аэродинамики, теории авиационных двигателей, прочности и т.д.

В общем виде решение задач повышения экономичности полета основано на использовании в качестве целевой функции ε некоторого экономического функционала F , зависящего от многих переменных, которые можно объединить в шесть групп: полета $\Phi_{\text{п}}$, управления аэродинамической конфигурацией $\Phi_{\text{аэр}}$, управления силовой установкой $\Phi_{\text{с.у.}}$, управления режимами работы систем самолета $\Phi_{\text{у.с.}}$, эксплуатационных $\Omega_{\text{экспл}}$, и технико-экономических $\Omega_{\text{т-э}}$. В качестве целевой функции в отечественной школе обычно выступает себестоимость a тонно-километра $[\frac{\text{руб}}{\text{т} \cdot \text{км}}]$ или пассажиро-километра $[\frac{\text{руб}}{\text{пас} \cdot \text{км}}]$, то есть стоимость перевозки одной тонны груза (либо одного пассажира) на один

километр [14]. В зарубежной традиции часто выступают обратные величины (к тому же, не зависящие от цены авиационного топлива): топливная эффективность ξ , выражающая количество пассажиро-километров (тонно-километров для грузовой авиации) на литр потраченного топлива $[\frac{\text{пас}\cdot\text{км}}{\text{л}}]$. Для большинства гражданских околозвуковых реактивных самолетов параметр ξ варьируется от $27 \frac{\text{пас}\cdot\text{км}}{\text{л}}$ до $40 \frac{\text{пас}\cdot\text{км}}{\text{л}}$, со средним значением $32 \frac{\text{пас}\cdot\text{км}}{\text{л}}$ [57].

Целевая функция представляет собой:

$$\varepsilon = F(\Phi_{\text{п}}, \Phi_{\text{аэр}}, \Phi_{\text{с.у.}}, \Phi_{\text{у.с.}}, \Omega_{\text{экспл}}, \Omega_{\text{т-э}}), \quad (4.1)$$

где: $\Phi_{\text{п}}$ — сочетание параметров: скорости v , высоты H , угла тангажа γ , угла наклона траектории θ и т.п.; $\Phi_{\text{с.у.}}$ — сочетание параметров: степени дросселирования двигателей, степени повышения давления компрессора, температуры газов за турбиной, степени двухконтурности, относительной площади входа воздухозаборников, относительной площади критического сечения сопла и т.д.; $\Phi_{\text{у.с.}}$ — сочетание параметров, характеризующих работу систем ЛА (например, количество воздуха, отбираемого системой кондиционирования от двигателей); $\Omega_{\text{экспл}}$ — сочетание параметров: ветра, температуры наружного воздуха, атмосферного давления на аэродроме, толщины слоя осадков на ВПП, высоты гор по трассе полета, ограничения по уровню шума на местности и т.д.; $\Omega_{\text{т-э}}$ — сочетание параметров: массы ЛА, массы коммерческой нагрузки, стоимости планера и двигателей, ресурс планера и двигателей, числа членов экипажа и др. [23].

Ранее в исследованиях по повышению экономичности полета в группу $\Phi_{\text{аэр}}$ включались такие параметры, как: угол атаки α , угол скольжения β , угол отклонения закрылков $\delta_{\text{з}}$ и предкрылков, углы отклонения интерцепторов $\delta_{\text{инт}}$, руля направления $\delta_{\text{р.н.}}$, руля высоты $\delta_{\text{р.в.}}$, стабилизатора $\delta_{\text{стаб}}$. Так как в настоящем исследовании объектом выступают убираемые аэродинамические гребни гондолы двигателя, то этот список будет дополнен дискретным

параметром, описывающим состояние аэродинамических гребней (выпущены или убраны). Обозначим его δ_r . Этот параметр будет являться управляющим при минимизации целевой функции ε . Остальные параметры, кроме скорости полета и угла атаки, будут рассматриваться как заданные величины.

Экономичность полета обычно определяется по обобщенным экономическим показателям для всего полета: эксплуатационным расходам, себестоимости, рентабельности, прибыли. Соотношение этих составных частей представлено графически на рисунке 56 [14].



Рис. 56 – Соотношение отдельных статей расходов на эксплуатацию самолета [14]

На основании этих данных можно сделать следующий вывод: так как расходы на топливо составляют самую большую статью эксплуатационных расходов у современных самолетов, то важнейшей задачей повышения экономичности и экологичности эксплуатации самолетов является максимальное уменьшение расходов топлива, путем, в том числе, совершенствования аэродинамической компоновки.

Однако, для исследования по повышению экономичности процесса полета целесообразно рассматривать его отдельные этапы. Весь процесс полета состоит

из следующих основных этапов: запуск двигателей, руление, взлет, набор высоты, крейсерский полет, снижение, ожидание, посадка.

Решение задач может быть сведено к независимому рассмотрению процесса на каждом из этапов полета. В целях настоящей работы будут исследованы набор высоты после уборки механизации, крейсерский полет, снижение и ожидание. На этапах взлета, первоначального набора высоты и посадки положение аэродинамических гребней гондол двигателей предполагается выпущенным, т.к. на этих этапах полета углы атаки самолета превышают значения, при которых развиваются те неблагоприятные аэродинамические явления, для устранения которых эти гребни и нужны. На этапе руления уборка гребней так же не предполагается вследствие ничтожного дополнительного сопротивления, которое они создают.

В таблице 6 приведены процентное соотношение времени и топлива, затрачиваемых на полет среднемагистрального самолета.

Характеристика полета	Этапы полета								Итого
	Руление	Взлет	Набор высоты	Крейсерский полет	Снижение	Ожидание	Посадка	Руление	
Время, %	1	1	12	75	6,5	3	1,5	1	100
Топливо, %	2	4	17	67,5	5	1	1,5	2	100

Таблица 6. Процентное соотношение затрачиваемого на каждом этапе полета времени и топлива для среднемагистрального самолета [23]

Из нее видно, что наибольшего экономического эффекта достигнет исследование, затрагивающее наиболее продолжительные и затратные в плане

расхода топлива этапы полета: набор высоты, горизонтальный полет и снижение, на долю которых приходится порядка 90% топлива, расходуемого на полет. В настоящем исследовании изучен крейсерский этап полета.

Как известно, исследования по повышению экономичности полета разделяются на две группы, использующие две различные концепции. Первая концепция основана на назначении для всего парка гарантированных ресурсов планера $T_{пл}$, двигателей $T_{дв}$ и систем (или отдельных агрегатов) $T_{аг}$.

$$\begin{cases} T_{пл} = const, \\ T_{дв} = const, \\ T_{аг} = const. \end{cases} \quad (4.2)$$

Данная концепция подразумевает учет и списание ресурса в зависимости от времени его наработки, которое принимается для планера и его систем равным летному времени самолета (времени нахождения в воздухе), а для двигателей – полетному времени (т.е. от запуска двигателей до их останова). Другими словами, интенсивность повреждаемости конструкции при учете выработки планера, ресурсные эквиваленты работы двигателей и самолетных систем принимаются постоянными, независимо от режимов полета.

Вторая концепция основана на дифференциальном подходе в определении ресурса планера, двигателей и систем агрегатов с учетом фактической нагруженности в эксплуатации. Эта концепция предусматривает учет и списывание ресурса в зависимости не от фактического, а от эквивалентного времени наработки, т.е. с учетом эквивалентной нагруженности. Эта концепция более совершенна, однако требует разработки надежных принципов учета эквивалентной нагруженности, включая разработку эквивалентов нагруженности и системы ее регистрации и записи бортовыми приборами.

В настоящей работе будет применена первая концепция исследования путей повышения экономичности полета, т.е. без учета расходуемого эквивалентного

ресурса устройства уборки-выпуска аэродинамических гребней, поскольку такие небольшие агрегаты, как правило, вообще эксплуатируются по состоянию.

Для расчета показателей экономичности воспользуемся данными, полученными по результатам численного моделирования, а также летного эксперимента и летных испытаний. При этом, для простоты и запаса по точности расчетов, примем массу одного устройства уборки-выпуска гребня за 127 кг, что в несколько раз больше той, которую дает эскизное проектирование.

Формула потребной тяги горизонтального полета говорит нам о том, что увеличение полетного веса самолета увеличивает потребную тягу горизонтального полета на величину в K раз меньшую приращения веса, где K – аэродинамическое качество самолета. Качество самолета на крейсерском режиме было оценено в главе 3. Оно составило примерно 14. Для еще большего запаса в оценках, уменьшим его значение на 10%. Тогда дополнительный вес в 1235 Н создаст дополнительное индуктивное сопротивление:

$$\Delta X_{ai} = \frac{\Delta G}{K} = \frac{1235}{12,6} \approx 98 \text{ Н} \quad (4.3)$$

Результирующее прирост сопротивления (отрицательный по модулю – по сути – уменьшение), таким образом, составит:

$$\Delta X_a = \Delta X_{ai} - X_{a \text{ г}} \quad (4.4)$$

Результаты вычислений этого параметра представлены в таблицах 7.1 – 7.12.

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление гребня $X_{a\Gamma}$, Н	Уменьшение общего сопротивления самолета X_a , Н
2	0,7	214	452	354
	0,72	220	400	302
	0,74	226	429	331
	0,76	233	496	398
	0,78	239	710	612
	0,8	245	963	865
	0,82	251	1088	990
2,5	0,7	214	559	461
	0,72	220	490	392
	0,74	226	519	421
	0,76	233	595	497
	0,78	239	881	783
	0,8	245	1032	934
	0,82	251	1105	1007
3	0,7	214	600	502
	0,72	220	545	447
	0,74	226	620	522
	0,76	233	834	736
	0,78	239	1002	904
	0,8	245	1087	989
	0,82	251	1190	1092

Таблица 7.1. Уменьшение общего аэродинамического сопротивления самолета,

H = 8550 м. (FL280)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление гребня $X_{a\Gamma}$, Н	Уменьшение общего сопротивления самолета X_a , Н
2	0,7	213	435	337
	0,72	219	322	224
	0,74	225	410	312
	0,76	232	447	349
	0,78	238	645	547
	0,8	244	923	825
	0,82	250	1040	942
2,5	0,7	213	513	415
	0,72	219	451	353
	0,74	225	495	397
	0,76	232	560	462
	0,78	238	841	743
	0,8	244	1002	904
	0,82	250	1090	992
3	0,7	213	633	535
	0,72	219	572	474
	0,74	225	521	423
	0,76	232	793	695
	0,78	238	929	831
	0,8	244	1062	964
	0,82	250	1131	1033

Таблица 7.2. Уменьшение общего аэродинамического сопротивления самолета,

Н = 8750 м. (FL290)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Соппротивление гребня $X_{a\Gamma}$, Н	Уменьшение общего сопротивления самолета X_a , Н
2	0,7	212	391	293
	0,72	218	349	251
	0,74	224	439	341
	0,76	231	414	316
	0,78	237	563	465
	0,8	243	910	812
	0,82	249	1020	922
2,5	0,7	212	496	398
	0,72	218	432	334
	0,74	224	515	417
	0,76	231	505	407
	0,78	237	791	693
	0,8	243	769	869
	0,82	249	1072	974
3	0,7	212	619	512
	0,72	218	602	504
	0,74	224	548	450
	0,76	231	720	322
	0,78	237	912	814
	0,8	243	1043	945
	0,82	249	1125	1027

Таблица 7.3. Уменьшение общего аэродинамического сопротивления самолета,

H = 9150 м. (FL300)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление гребня $X_{a\Gamma}$, Н	Уменьшение общего сопротивления самолета X_a , Н
2	0,7	211	325	227
	0,72	217	319	221
	0,74	223	419	321
	0,76	230	390	292
	0,78	236	493	395
	0,8	242	862	764
	0,82	248	1001	903
2,5	0,7	211	429	331
	0,72	217	421	323
	0,74	223	501	403
	0,76	230	486	388
	0,78	236	699	601
	0,8	242	933	835
	0,82	248	1061	963
3	0,7	211	510	412
	0,72	217	566	468
	0,74	223	527	429
	0,76	230	690	392
	0,78	236	897	799
	0,8	242	1030	912
	0,82	248	1118	1020

Таблица 7.4. Уменьшение общего аэродинамического сопротивления самолета,

Н = 9450 м. (FL310)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление гребня $X_{a\Gamma}$, Н	Уменьшение общего сопротивления самолета X_a , Н
2	0,7	210	290	192
	0,72	217	306	208
	0,74	223	399	301
	0,76	229	369	271
	0,78	235	418	320
	0,8	241	835	737
	0,82	247	793	875
2,5	0,7	210	395	297
	0,72	217	420	322
	0,74	223	493	395
	0,76	229	461	363
	0,78	235	650	552
	0,8	241	902	804
	0,82	247	1053	955
3	0,7	210	501	403
	0,72	217	509	411
	0,74	223	521	423
	0,76	229	640	542
	0,78	235	863	765
	0,8	241	1018	920
	0,82	247	1115	1017

Таблица 7.5. Уменьшение общего аэродинамического сопротивления самолета,

Н = 9750 м. (FL320)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление гребня $X_{a\Gamma}$, Н	Уменьшение общего сопротивления самолета X_a , Н
2	0,7	209	244	146
	0,72	215	294	196
	0,74	221	367	269
	0,76	227	350	252
	0,78	233	384	286
	0,8	239	839	741
	0,82	245	950	852
2,5	0,7	209	348	250
	0,72	215	395	297
	0,74	221	467	369
	0,76	227	436	338
	0,78	233	598	500
	0,8	239	887	789
	0,82	245	1051	953
3	0,7	209	485	387
	0,72	215	499	401
	0,74	221	530	432
	0,76	227	596	498
	0,78	233	803	705
	0,8	239	959	861
	0,82	245	1112	1014

Таблица 7.6. Уменьшение общего аэродинамического сопротивления самолета,

Н = 10050 м. (FL330)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление гребня $X_{a\Gamma}$, Н	Уменьшение общего сопротивления самолета X_a , Н
2	0,7	209	210	112
	0,72	215	218	120
	0,74	221	297	199
	0,76	226	319	221
	0,78	232	283	185
	0,8	238	797	699
	0,82	244	931	833
2,5	0,7	209	321	223
	0,72	215	370	272
	0,74	221	442	344
	0,76	226	431	333
	0,78	232	454	356
	0,8	238	857	759
	0,82	244	997	899
3	0,7	209	425	327
	0,72	215	452	354
	0,74	221	513	415
	0,76	226	562	464
	0,78	232	719	621
	0,8	238	910	812
	0,82	244	1037	939

Таблица 7.7. Уменьшение общего аэродинамического сопротивления самолета,

H = 10350 м. (FL340)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление гребня $X_{a\Gamma}$, Н	Уменьшение общего сопротивления самолета X_a , Н
2	0,7	208	205	107
	0,72	214	218	120
	0,74	220	304	206
	0,76	225	311	213
	0,78	231	280	182
	0,8	237	787	689
	0,82	243	920	822
2,5	0,7	208	298	200
	0,72	214	350	252
	0,74	220	426	328
	0,76	225	410	312
	0,78	231	430	332
	0,8	237	833	735
	0,82	243	999	901
3	0,7	208	404	306
	0,72	214	429	331
	0,74	220	501	403
	0,76	225	545	447
	0,78	231	704	606
	0,8	237	911	813
	0,82	243	1020	922

Таблица 7.8. Уменьшение общего аэродинамического сопротивления самолета,

Н = 10700 м. (FL350)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление гребня $X_{a\Gamma}$, Н	Уменьшение общего сопротивления самолета X_a , Н
2	0,7	207	186	98
	0,72	213	225	127
	0,74	219	303	205
	0,76	224	282	184
	0,78	230	199	101
	0,8	236	753	655
	0,82	242	907	809
2,5	0,7	207	269	171
	0,72	213	330	232
	0,74	219	398	300
	0,76	224	387	289
	0,78	230	389	291
	0,8	236	810	712
	0,82	242	981	883
3	0,7	207	383	285
	0,72	213	421	323
	0,74	219	486	388
	0,76	224	548	450
	0,78	230	715	617
	0,8	236	887	789
	0,82	242	1020	922

Таблица 7.9. Уменьшение общего аэродинамического сопротивления самолета,

H = 11000 м. (FL360)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Соппротивление гребня $X_{a\Gamma}$, Н	Уменьшение общего сопротивления самолета X_a , Н
2	0,7	207	150	52
	0,72	213	200	102
	0,74	219	284	186
	0,76	224	235	137
	0,78	230	160	62
	0,8	236	744	646
	0,82	242	895	797
2,5	0,7	207	228	130
	0,72	213	302	204
	0,74	219	372	274
	0,76	224	381	283
	0,78	230	321	223
	0,8	236	794	696
	0,82	242	969	871
3	0,7	207	333	235
	0,72	213	391	293
	0,74	219	455	357
	0,76	224	517	419
	0,78	230	638	540
	0,8	236	862	764
	0,82	242	998	900

Таблица 7.10. Уменьшение общего аэродинамического сопротивления самолета,

Н = 11300 м. (FL370)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Соппротивление гребня $X_{a\Gamma}$, Н	Уменьшение общего сопротивления самолета X_a , Н
2	0,7	207	121	23
	0,72	213	193	95
	0,74	219	249	151
	0,76	224	254	156
	0,78	230	220	122
	0,8	236	585	487
	0,82	242	801	703
2,5	0,7	207	255	157
	0,72	213	280	182
	0,74	219	341	243
	0,76	224	366	268
	0,78	230	401	303
	0,8	236	729	631
	0,82	242	923	825
3	0,7	207	355	257
	0,72	213	383	285
	0,74	219	392	294
	0,76	224	450	352
	0,78	230	599	501
	0,8	236	813	715
	0,82	242	951	853

Таблица 7.11. Уменьшение общего аэродинамического сопротивления самолета,

Н = 11600 м. (FL380)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Сопротивление гребня $X_{a\Gamma}$, Н	Уменьшение общего сопротивления самолета X_a , Н
2	0,7	207	144	46
	0,72	213	185	87
	0,74	219	211	113
	0,76	224	293	195
	0,78	230	256	158
	0,8	236	500	402
	0,82	242	702	604
2,5	0,7	207	199	101
	0,72	213	257	159
	0,74	219	303	205
	0,76	224	389	291
	0,78	230	340	242
	0,8	236	688	590
	0,82	242	852	754
3	0,7	207	350	252
	0,72	213	385	287
	0,74	219	393	295
	0,76	224	454	356
	0,78	230	507	409
	0,8	236	781	683
	0,82	242	919	821

Таблица 7.12. Уменьшение общего аэродинамического сопротивления самолета,

Н = 11900 м. (FL390)

Из статьи [44] нам известен удельный расход топлива двигателя CFM56-5B для крейсерского режима полета:

$$C_{уд} = 0,61 \frac{\text{фунт}}{\text{фунт-сила} \cdot \text{ч}} = 0,61 \frac{\text{кг}}{\text{кгс} \cdot \text{ч}} = 0,0622 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}. \quad (4.5)$$

Абсолютное уменьшение часового расхода на режиме крейсерского полета составляет:

$$\Delta C_h = C_{уд} \cdot \Delta P = C_{уд} \cdot \Delta X_a. \quad (4.6)$$

Относительное изменение получим, разделив абсолютное уменьшение часового расхода на его величину для разных режимов полета. Последняя величина была получена после обработки данных средств сбора полетной информации на реальных самолетах в реальных производственных полетах. Всего были собраны данные с более чем 250 полетов. Данные вычислений представлены в таблицах 8.1 – 8.12 и графически на рисунках 58.1 – 58.12. Таблица имеет пропуски на некоторых режимах, т.к. они выходят за эксплуатационный диапазон скоростей, высот и весов (углов атаки) (рисунок 57).

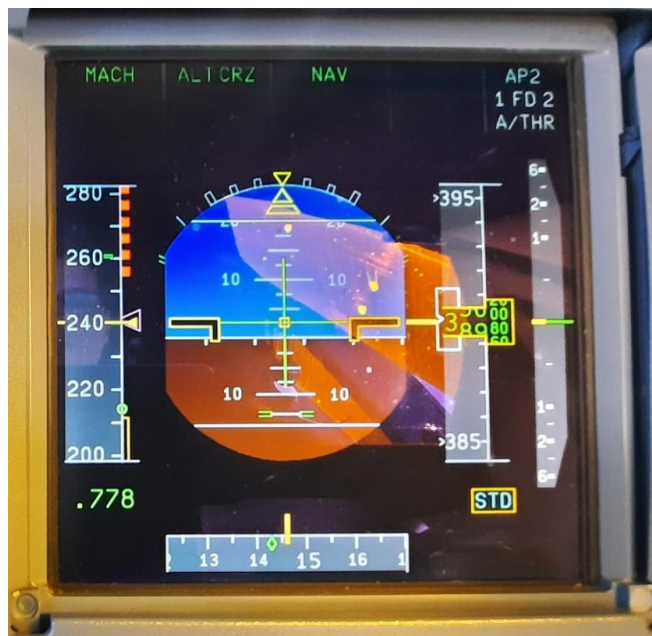


Рис. 56. PFD самолета A319 на эшелоне полета 390, наглядно показывающий на шкале скоростей, как узок эксплуатационный диапазон на больших высотах.

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Усредненный часовой расход топлива C_h ср, $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Уменьшение часового расхода топлива $\Delta C_h, \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Относительное изменение часового расхода топлива, %
2	0,7	214	-	-	-
	0,72	220	-	-	-
	0,74	226	2263	21	0,82
	0,76	233	2306	25	0,96
	0,78	239	2659	38	1,28
	0,8	245	2776	54	1,76
	0,82	251	-	-	-
2,5	0,7	214	2344	29	1,10
	0,72	220	2356	24	0,90
	0,74	226	2396	26	0,96
	0,76	233	2516	31	1,10
	0,78	239	2685	49	1,64
	0,8	245	2820	58	1,86
	0,82	251	-	-	-
3	0,7	214	2461	31	1,12
	0,72	220	2508	28	1,00
	0,74	226	2566	32	1,12
	0,76	233	2644	46	1,56
	0,78	239	2828	56	1,79
	0,8	245	2891	61	1,91
	0,82	251	-	-	-

Таблица 8.1. Уменьшение расхода топлива, Н = 8550 м. (FL280)

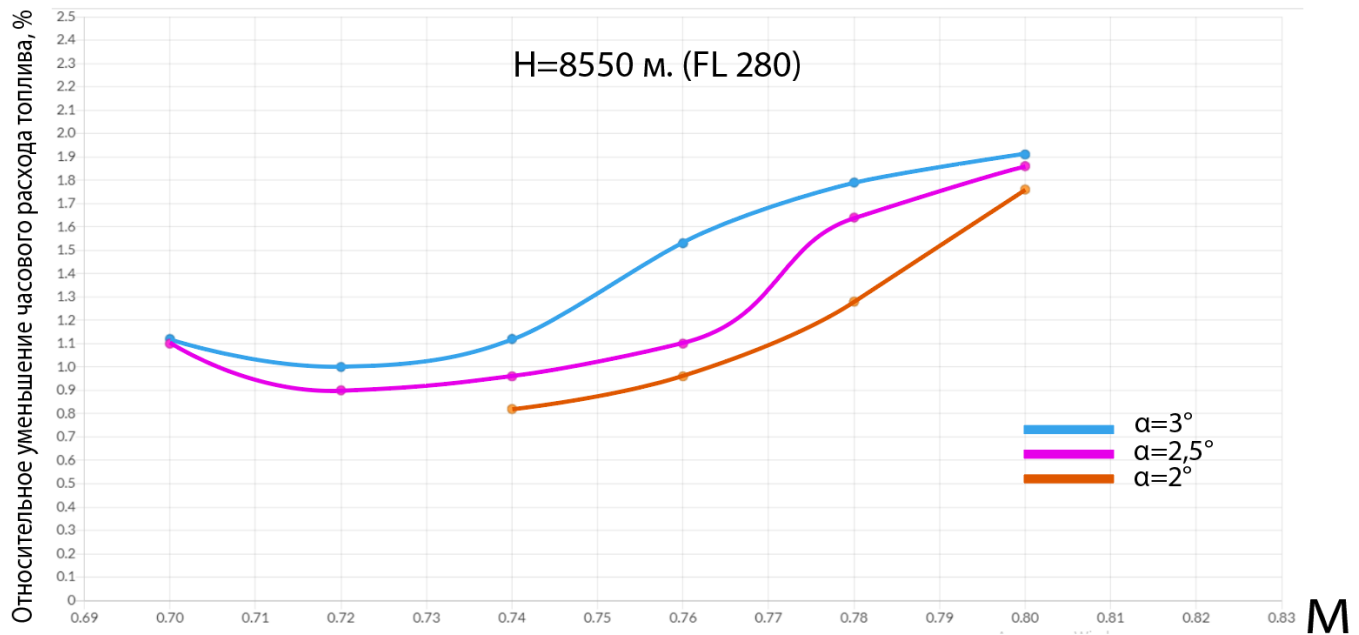


Рис. 58.1 – Уменьшение расхода топлива, H = 8550 м. (FL280)

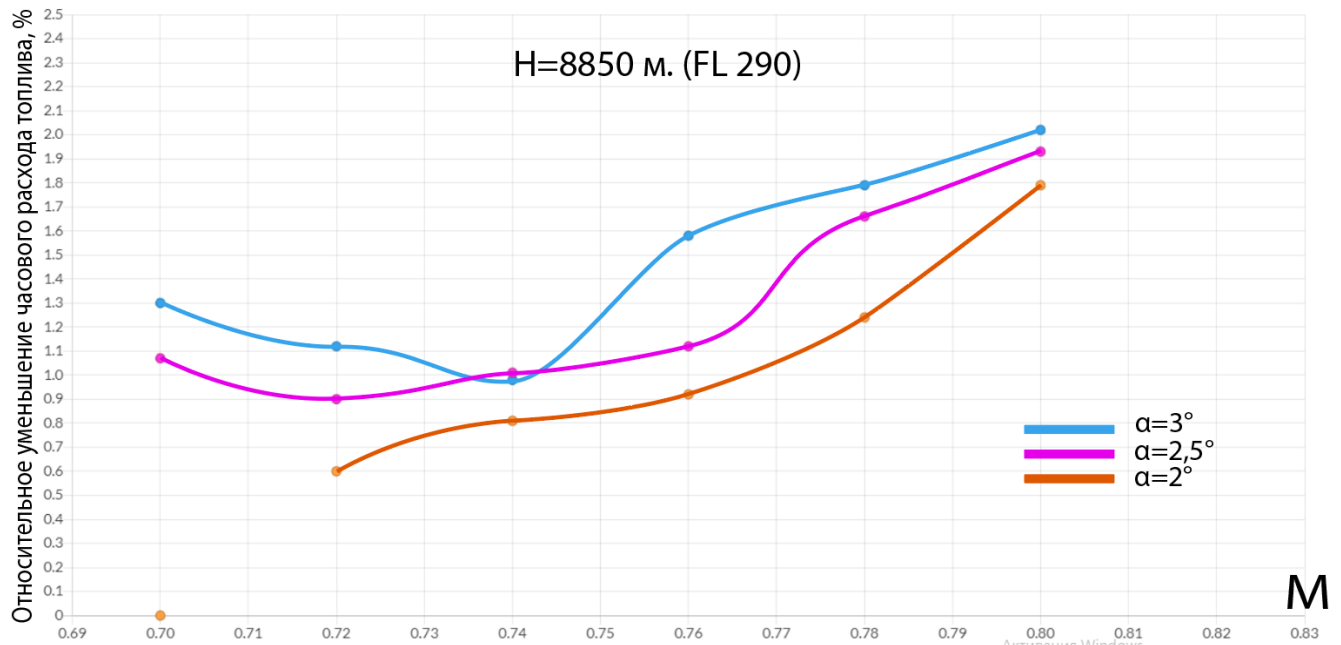


Рис. 58.2 – Уменьшение расхода топлива, H = 8850 м. (FL290)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Усредненный часовой расход топлива C_h ср, $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Уменьшение часового расхода топлива $\Delta C_h, \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Относительное изменение часового расхода топлива, %
2	0,7	213	-	-	-
	0,72	219	2329	14	0,60
	0,74	225	2343	19	0,81
	0,76	232	2390	22	0,92
	0,78	238	2739	34	1,24
	0,8	244	2852	51	1,79
	0,82	250	-	-	-
2,5	0,7	213	2423	26	1,07
	0,72	219	2444	22	0,90
	0,74	225	2484	25	1,01
	0,76	232	2600	29	1,12
	0,78	238	2774	46	1,66
	0,8	244	2900	56	1,93
	0,82	250	-	-	-
3	0,7	213	2540	33	1,30
	0,72	219	2589	29	1,12
	0,74	225	2653	26	0,98
	0,76	232	2727	43	1,58
	0,78	238	2907	52	1,79
	0,8	244	2967	60	2,02
	0,82	250	-	-	-

Таблица 8.2. Уменьшение расхода топлива, Н = 8850 м. (FL290)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Усредненный часовой расход топлива C_h ср, $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Уменьшение часового расхода топлива ΔC_h , $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Относительное изменение часового расхода топлива, %
2	0,7	212	2146	18	0,84
	0,72	218	2217	16	0,72
	0,74	224	2222	21	0,95
	0,76	231	2270	20	0,88
	0,78	237	2628	29	1,10
	0,8	243	2729	50	1,83
	0,82	249	-	-	-
2,5	0,7	212	2300	25	1,09
	0,72	218	2333	21	0,90
	0,74	224	2373	26	1,10
	0,76	231	2481	25	1,01
	0,78	237	2653	43	1,62
	0,8	243	2783	54	1,94
	0,82	249	-	-	-
3	0,7	212	2428	32	1,32
	0,72	218	2476	31	1,25
	0,74	224	2538	28	1,10
	0,76	231	2603	39	1,50
	0,78	237	2793	50	1,79
	0,8	243	2845	59	2,07
	0,82	249	-	-	-

Таблица 8.3. Уменьшение расхода топлива, Н = 9150 м. (FL300)

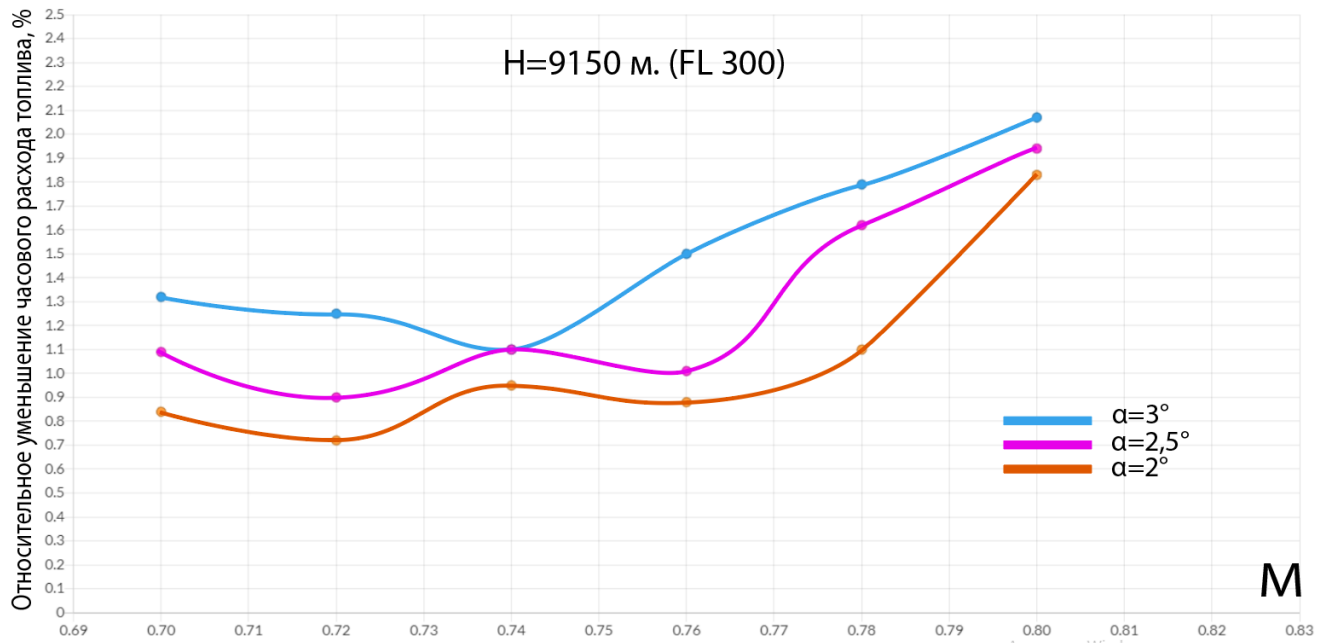


Рис. 58.3 – Уменьшение расхода топлива, H = 9150 м. (FL300)

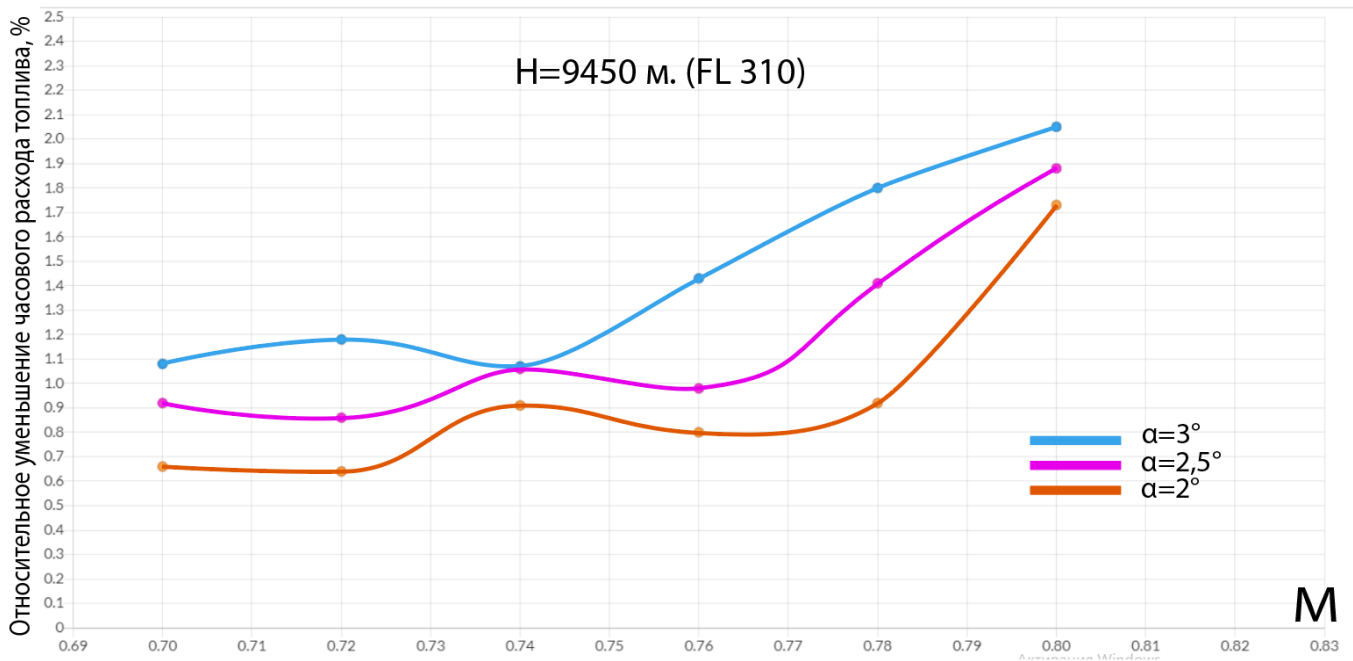


Рис. 58.4 – Уменьшение расхода топлива, H = 9450 м. (FL310)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Усредненный часовой расход топлива C_h ср, $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Уменьшение часового расхода топлива $\Delta C_h, \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Относительное изменение часового расхода топлива, %
2	0,7	211	2127	14	0,66
	0,72	217	2195	14	0,64
	0,74	223	2203	20	0,91
	0,76	230	2257	18	0,80
	0,78	236	2609	24	0,92
	0,8	242	2709	47	1,73
	0,82	248	-	-	-
2,5	0,7	211	2281	21	0,92
	0,72	217	2316	20	0,86
	0,74	223	2355	25	1,06
	0,76	230	2458	24	0,98
	0,78	236	2626	37	1,41
	0,8	242	2768	52	1,88
	0,82	248	-	-	-
3	0,7	211	2408	26	1,08
	0,72	217	2461	29	1,18
	0,74	223	2516	27	1,07
	0,76	230	2583	37	1,43
	0,78	236	2773	50	1,80
	0,8	242	2826	58	2,05
	0,82	248	-	-	-

Таблица 8.4. Уменьшение расхода топлива, Н = 9450 м. (FL310)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Усредненный часовой расход топлива C_h ср, $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Уменьшение часового расхода топлива $\Delta C_h, \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Относительное изменение часового расхода топлива, %
2	0,7	210	2104	12	0,57
	0,72	217	2184	13	0,60
	0,74	223	2188	19	0,87
	0,76	229	2239	17	0,76
	0,78	235	2597	20	0,77
	0,8	241	2696	46	1,71
	0,82	247	-	-	-
2,5	0,7	210	2255	18	0,80
	0,72	217	2305	20	0,87
	0,74	223	2343	24	1,02
	0,76	229	2441	23	0,94
	0,78	235	2611	34	1,30
	0,8	241	2751	50	1,82
	0,82	247	-	-	-
3	0,7	210	2383	25	1,05
	0,72	217	2444	25	1,02
	0,74	223	2498	26	1,04
	0,76	229	2558	34	1,33
	0,78	235	2746	47	1,71
	0,8	241	2807	57	2,03
	0,82	247	-	-	-

Таблица 8.5. Уменьшение расхода топлива, Н = 9750 м. (FL320)

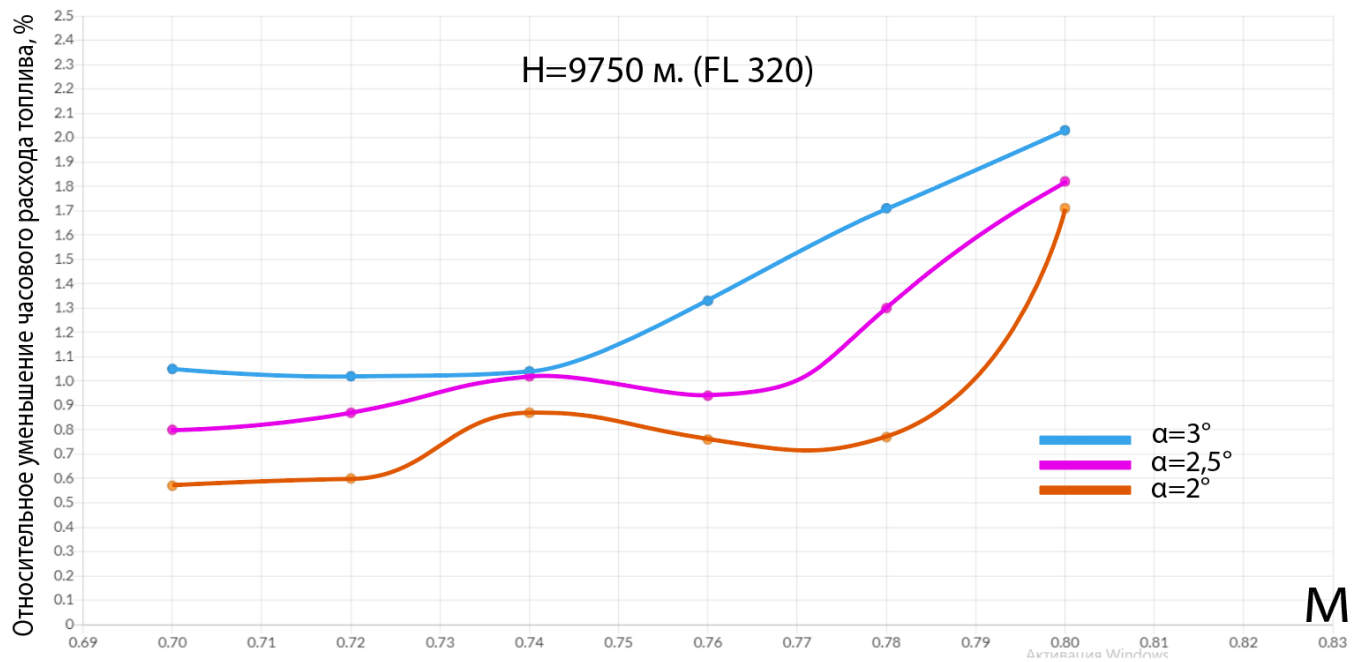


Рис. 58.5 – Уменьшение расхода топлива, H = 9750 м. (FL320)

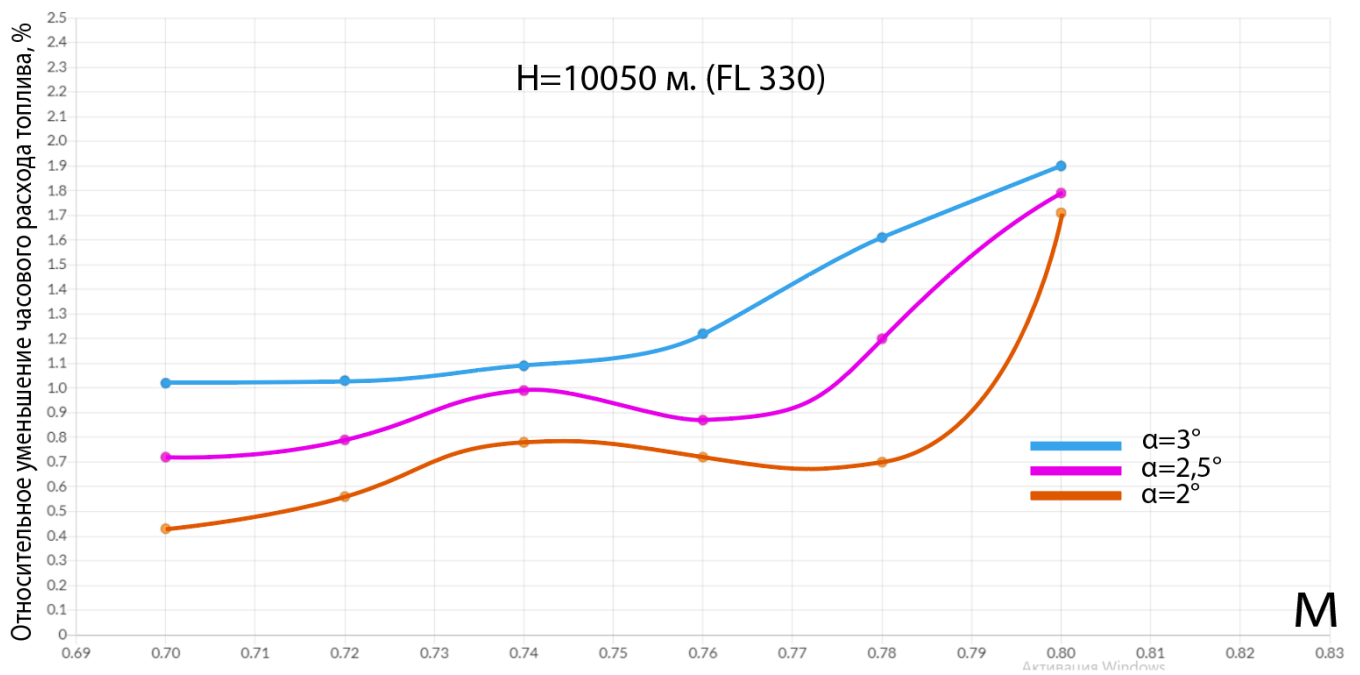


Рис. 58.6 – Уменьшение расхода топлива, H = 10050 м. (FL330)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Усредненный часовой расход топлива C_h ср, $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Уменьшение часового расхода топлива $\Delta C_h, \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Относительное изменение часового расхода топлива, %
2	0,7	209	2089	9	0,43
	0,72	215	2162	12	0,56
	0,74	221	2171	17	0,78
	0,76	227	2213	16	0,72
	0,78	233	2571	18	0,70
	0,8	239	2683	46	1,71
	0,82	245	-	-	-
2,5	0,7	209	2234	16	0,72
	0,72	215	2278	18	0,79
	0,74	221	2329	23	0,99
	0,76	227	2414	21	0,87
	0,78	233	2588	31	1,20
	0,8	239	2738	49	1,79
	0,82	245	-	-	-
3	0,7	209	2362	24	1,02
	0,72	215	2423	25	1,03
	0,74	221	2486	27	1,09
	0,76	227	2543	31	1,22
	0,78	233	2728	44	1,61
	0,8	239	2795	53	1,90
	0,82	245	-	-	-

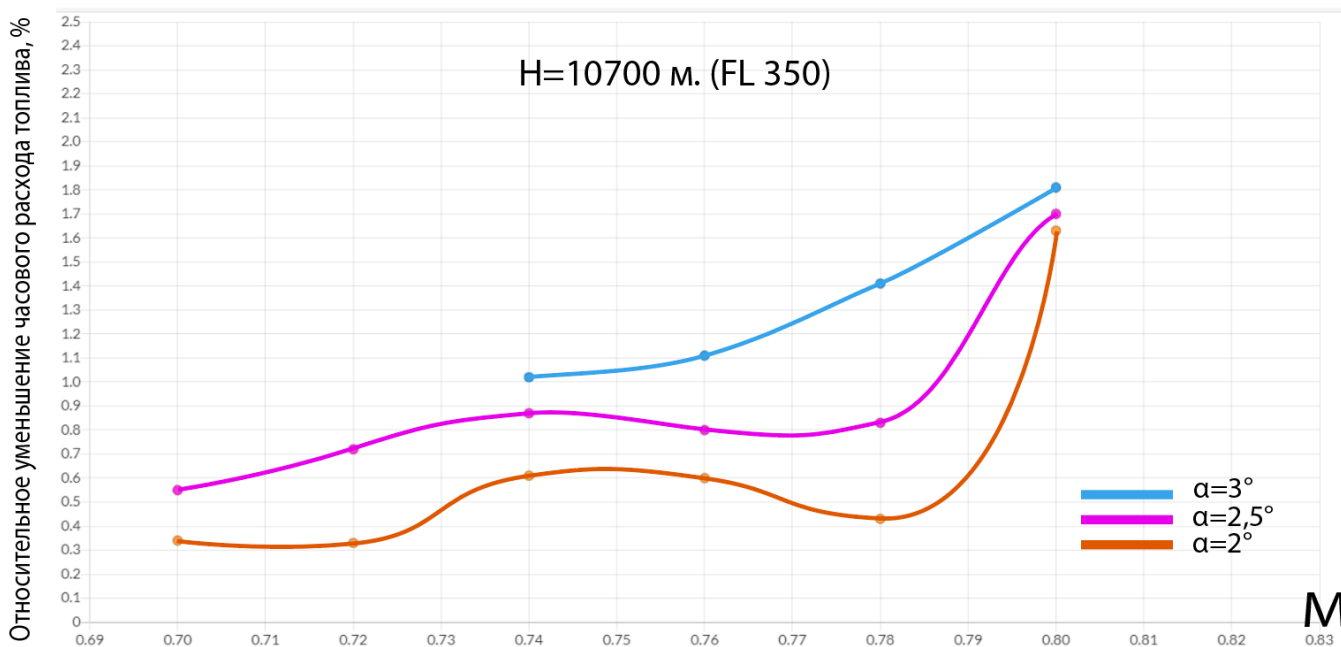
Таблица 8.6. Уменьшение расхода топлива, Н = 10050 м. (FL330)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Усредненный часовой расход топлива C_h ср, $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Уменьшение часового расхода топлива $\Delta C_h, \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Относительное изменение часового расхода топлива, %
2	0,7	209	2066	7	0,34
	0,72	215	2140	7	0,33
	0,74	221	2156	12	0,56
	0,76	226	2202	14	0,64
	0,78	232	2558	11	0,43
	0,8	238	2663	43	1,61
	0,82	244	-	-	-
2,5	0,7	209	2209	14	0,63
	0,72	215	2261	17	0,75
	0,74	221	2318	21	0,91
	0,76	226	2401	21	0,87
	0,78	232	2566	22	0,86
	0,8	238	2725	47	1,72
	0,82	244	-	-	-
3	0,7	209	-	-	-
	0,72	215	2409	22	0,91
	0,74	221	2468	26	1,05
	0,76	226	2527	29	1,15
	0,78	232	2716	39	1,44
	0,8	238	2781	50	1,80
	0,82	244	-	-	-

Таблица 8.7. Уменьшение расхода топлива, Н = 10350 м. (FL340)



Рис. 58.8 – Уменьшение общего аэродинамического сопротивления самолета, Н = 10700 м. (FL350)



Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Усредненный часовой расход топлива C_h ср, $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Уменьшение часового расхода топлива $\Delta C_h, \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Относительное изменение часового расхода топлива, %
2	0,7	208	2041	7	0,34
	0,72	214	2121	7	0,33
	0,74	220	2145	13	0,61
	0,76	25	2177	13	0,60
	0,78	231	2540	11	0,43
	0,8	237	2642	43	1,63
	0,82	243	-	-	-
2,5	0,7	208	2193	12	0,55
	0,72	214	2237	16	0,72
	0,74	220	2306	20	0,87
	0,76	25	2376	19	0,80
	0,78	231	2540	21	0,83
	0,8	237	2708	46	1,70
	0,82	243	-	-	-
3	0,7	208	-	-	-
	0,72	214	-	-	-
	0,74	220	2454	25	1,02
	0,76	25	2515	28	1,11
	0,78	231	2703	38	1,41
	0,8	237	2757	50	1,81
	0,82	243	-	-	-

Таблица 8.8. Уменьшение расхода топлива, Н = 10700 м. (FL350)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Усредненный часовой расход топлива C_h ср, $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Уменьшение часового расхода топлива $\Delta C_h, \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Относительное изменение часового расхода топлива, %
2	0,7	207	2021	5	0,25
	0,72	213	2094	8	0,38
	0,74	219	2134	13	0,61
	0,76	224	2160	11	0,51
	0,78	230	2513	6	0,24
	0,8	236	2631	41	1,56
	0,82	242	-	-	-
2,5	0,7	207	-	-	-
	0,72	213	2211	14	0,63
	0,74	219	2290	19	0,83
	0,76	224	2350	18	0,77
	0,78	230	2513	44	0,72
	0,8	236	2690	-	1,64
	0,82	242	-	-	-
3	0,7	207	-	-	-
	0,72	213	-	-	-
	0,74	219	-	-	-
	0,76	224	2490	28	1,12
	0,78	230	2676	38	1,42
	0,8	236	2740	49	1,79
	0,82	242	-	-	-

Таблица 8.9. Уменьшение расхода топлива, Н = 11000 м. (FL360)

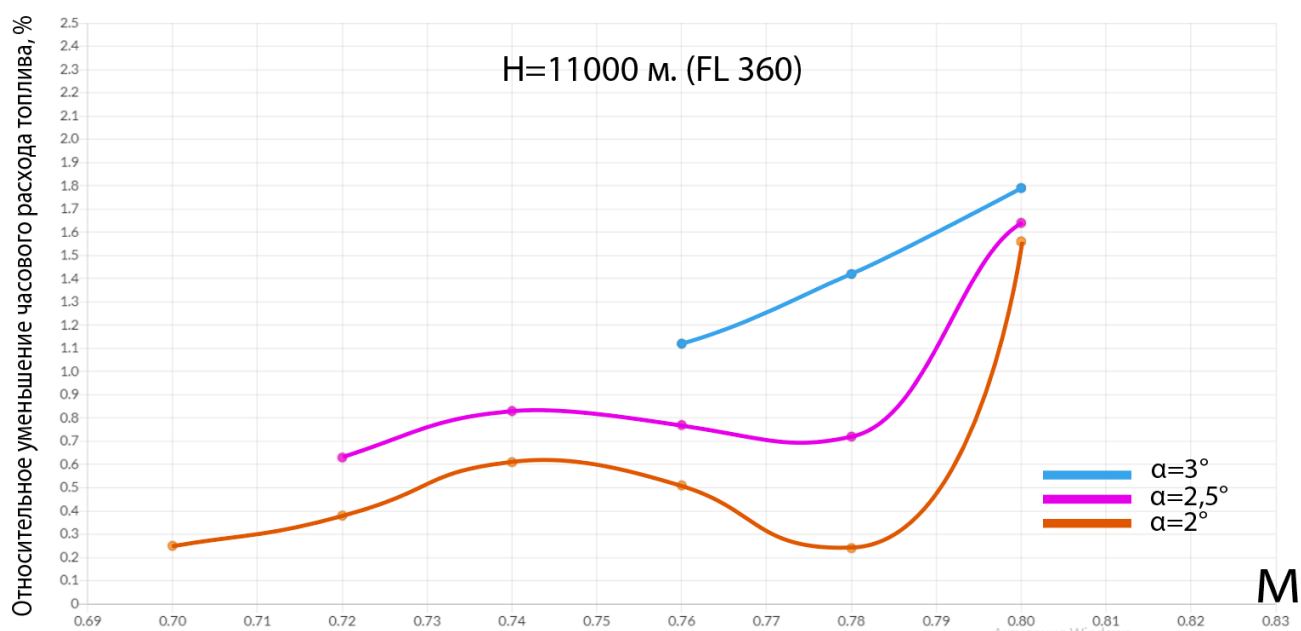


Рис. 58.9 – Уменьшение расхода топлива, H = 11000 м. (FL360)

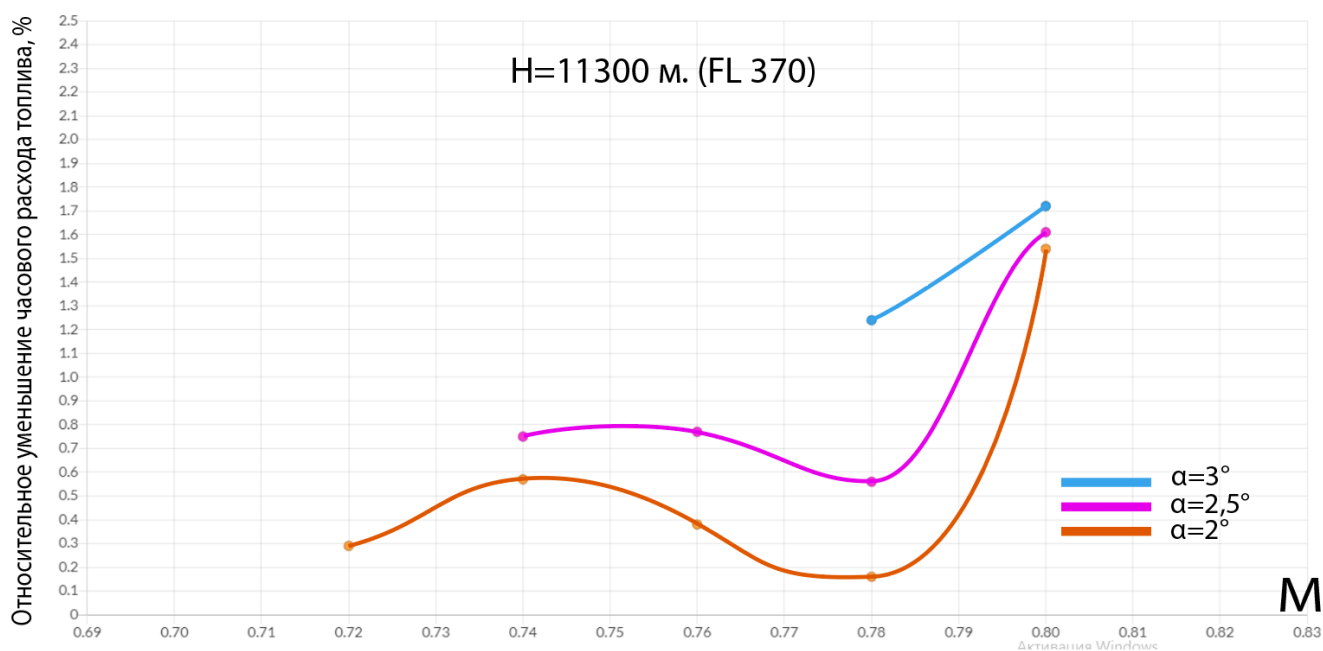


Рис. 58.10 – Уменьшение расхода топлива, H = 11300 м. (FL370)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Усредненный часовой расход топлива C_h ср, $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Уменьшение часового расхода топлива $\Delta C_h, \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Относительное изменение часового расхода топлива, %
2	0,7	207	-	-	-
	0,72	213	2080	6	0,29
	0,74	219	2122	12	0,57
	0,76	224	2133	8	0,38
	0,78	230	2500	4	0,16
	0,8	236	2605	40	1,54
	0,82	242	-	-	-
2,5	0,7	207	-	-	-
	0,72	213	-	-	-
	0,74	219	2263	17	0,75
	0,76	224	2324	18	0,77
	0,78	230	2491	14	0,56
	0,8	236	2669	43	1,61
	0,82	242	-	-	-
3	0,7	207	-	-	-
	0,72	213	-	-	-
	0,74	219	-	-	-
	0,76	224	-	-	-
	0,78	230	2663	33	1,24
	0,8	236	2728	47	1,72
	0,82	242	-	-	-

Таблица 8.10. Уменьшение расхода топлива, Н = 11300 м. (FL370)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Усредненный часовой расход топлива C_h ср, $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Уменьшение часового расхода топлива $\Delta C_h, \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Относительное изменение часового расхода топлива, %
2	0,7	207	-	-	-
	0,72	213	2069	6	0,29
	0,74	219	2110	9	0,43
	0,76	224	2113	10	0,47
	0,78	230	2474	8	0,32
	0,8	236	2583	30	1,16
	0,82	242	-	-	-
2,5	0,7	207	-	-	-
	0,72	213	-	-	-
	0,74	219	-	-	-
	0,76	224	2302	17	0,74
	0,78	230	2466	19	0,77
	0,8	236	2656	39	1,47
	0,82	242	-	-	-
3	0,7	207	-	-	-
	0,72	213	-	-	-
	0,74	219	-	-	-
	0,76	224	-	-	-
	0,78	230	-	-	-
	0,8	236	-	-	-
	0,82	242	-	-	-

Таблица 8.11. Уменьшение расхода топлива, Н = 11600 м. (FL380)

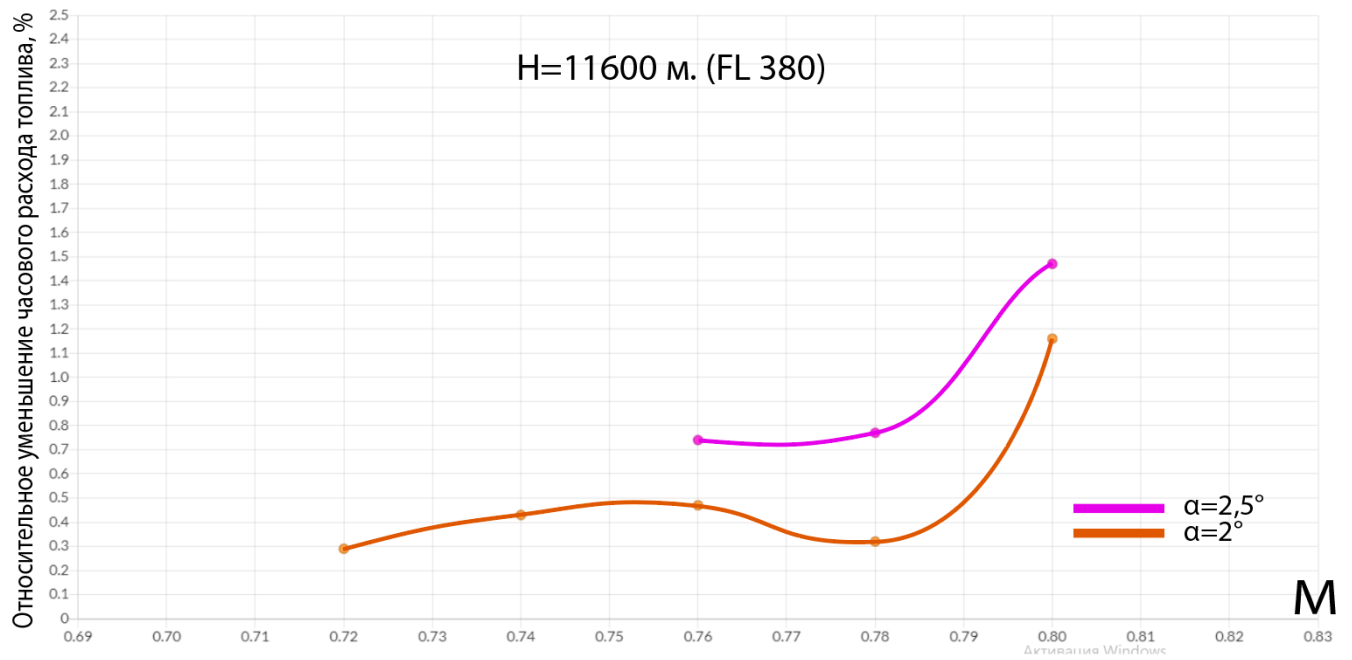


Рис. 58.11 – Уменьшение расхода топлива, H = 11600 м. (FL380)

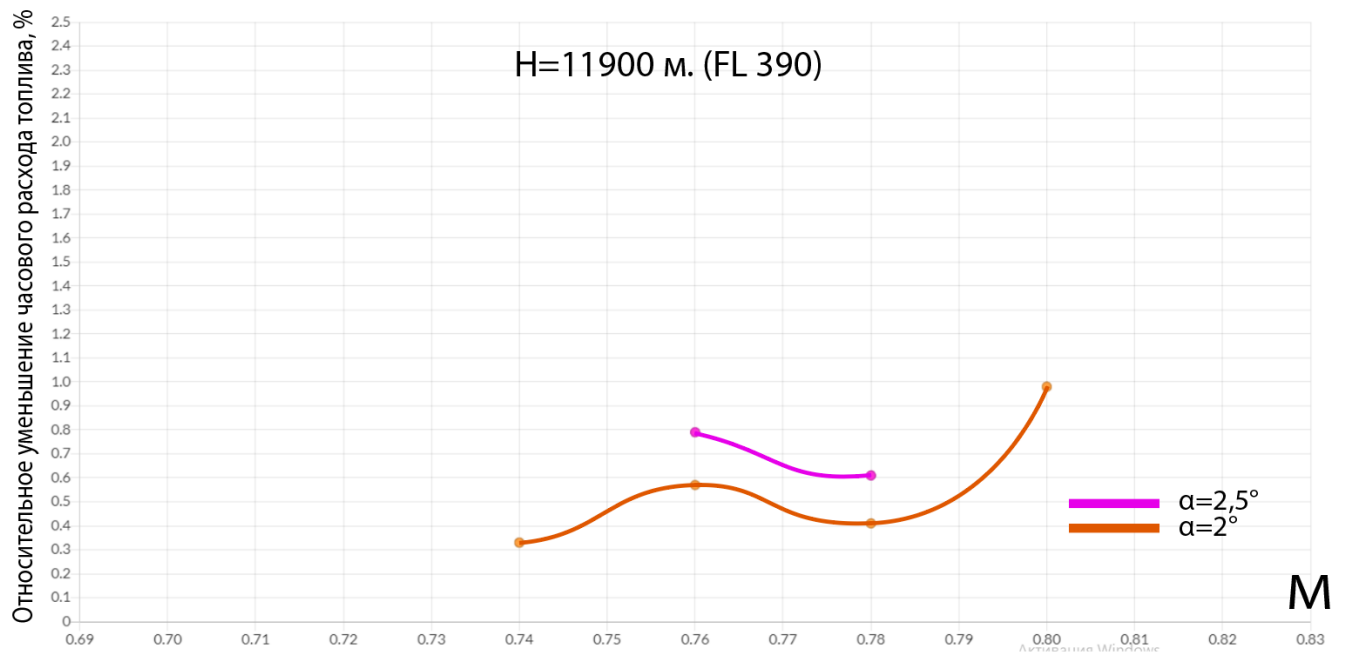


Рис. 58.12 – Уменьшение расхода топлива, H = 11900 м. (FL390)

Угол атаки, °	Число М	Скорость, м/с	Усредненный часовой расход топлива C_h ср, $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Уменьшение часового расхода топлива $\Delta C_h, \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	Относительное изменение часового расхода топлива, %
2	0,7	207	-	-	-
	0,72	213	-	-	-
	0,74	219	2094	7	0,33
	0,76	224	2087	12	0,57
	0,78	230	2452	10	0,41
	0,8	236	2562	25	0,98
	0,82	242	-	-	-
2,5	0,7	207	-	-	-
	0,72	213	-	-	-
	0,74	219	-	-	-
	0,76	224	2275	18	0,79
	0,78	230	2440	15	0,61
	0,8	236	-	-	-
	0,82	242	-	-	-
3	0,7	207	-	-	-
	0,72	213	-	-	-
	0,74	219	-	-	-
	0,76	224	-	-	-
	0,78	230	-	-	-
	0,8	236	-	-	-
	0,82	242	-	-	-

Таблица 8.12. Уменьшение расхода топлива, Н = 11900 м. (FL390)

Таким образом, если самолет А319 оснастить четырьмя убирающимися аэродинамическими гребнями (вместо четырех стационарных), уменьшение часового расхода топлива на этапе крейсерского полета может составлять от 1 % до 8,28 %. Расход топлива в крейсерском полете составляет согласно таблице 4 для среднемагистрального самолета, каким является А319, 67,5 % от топлива, затрачиваемого на выполнение всего рейса. Тогда, экономия топлива может составлять от 0,67 % до 5,36 %. Для дальнемагистральных самолетов эта величина может быть больше из-за большей доли режима крейсерского полета. Возвращаясь к оптимизации целевой функции ξ (пассажиро-километр на литр топлива), ее приращение будет равно величине экономии топлива, и составлять от 0,67 % до 5,36 %, или в абсолютном выражении (при среднем значении 32) от 0,2144 до 1,7152.

Для самолета А319 средний расход топлива за рейс составляет 4415 кг [57]. Тогда, при применении четырех убираемых аэродинамических гребней, экономия топлива за рейс может составлять от 30 кг до 237 кг, в среднем 133,5 кг. За год, таким образом, при средней интенсивности полетов 1800 полетов в год, экономия на одном самолете может составить от 54 т до 426,6 т топлива, в среднем 240,3 т топлива. При средней цене за авиационный керосин 67173 р/т [28], годовая экономия может составить от 3,6 млн р. До 28,7 млн р., в среднем 16,12 млн. р.

Относительное снижение всех эксплуатационных расходов после применения изучаемой технологии, с учетом доли расходов на топливо [14], может составить 0,2% – 1,65%.

5.6 Оценка экологического эффекта

В результате горения топлива (керосина) в авиационных двухконтурных турбореактивных двигателях, углеводороды, содержащиеся в керосине, соединяются с атмосферным кислородом (происходит их окисление). Результатом этой реакции, без учета реагирующих примесей, являются водяной пар и углекислый газ. Типовая реакция горения углеводородов имеет вид:



Хотя водяной пар (H_2O) и имеет наиболее выраженный парниковый эффект среди остальных атмосферных газов, его антропогенных выброс в атмосферу безопасен для нее, так как его количество регулируется естественными циклами на Земле [32, 102, 64]. Антропогенный же выброс углекислого газа (CO_2) представляется науке более опасным для атмосферы, т.к. его регуляция естественными циклами затруднена. Таким образом, накопление углекислого газа в атмосфере усиливает парниковый эффект и повышает среднюю температуру земной поверхности. Однако, нельзя не отметить, что ряд исследователей настаивают на преувеличении влияния антропогенных выбросов углекислого газа на парниковый эффект [24].

Согласно п.1 Приложения № 2 к Методическим указаниям и руководству по количественному определению объема выбросов парниковых газов организациями, осуществляющими хозяйственную и иную деятельность на территории Российской Федерации [21], количественное определение выбросов углекислого газа (CO_2) от стационарного сжигания топлива выполняется расчетным методом по отдельным источникам, группам источников или организации в целом, по формуле:

$$E_{CO_2y} = \sum_{j=1}^n (FC_{jy} \cdot EF_{CO_2 jy} \cdot OF_{jy}), \quad (4.8)$$

где:

E_{CO_2y} – выбросы CO_2 от стационарного сжигания топлива за период y , т CO_2 ;

FC_{jy} – расход топлива j за период y , т;

$EF_{CO_2 jy}$ – коэффициент выбросов CO_2 от сжигания топлива j за период y , т CO_2 /ед;

OF_{jy} – коэффициент окисления топлива j , доля;

j – вид топлива, используемого для сжигания;

n – количество видов топлива, используемых за период y .

В рассматриваемом случае параметры будут следующими:

$y = 1$ год;

j – авиационный керосин ТС-1;

$n = 1$;

$FC_{jy\ min} = 54$ т; $FC_{jy\ max} = 426,6$ т; $FC_{jy\ ср} = 240,3$ т; (получены ранее)

$EF_{CO_2\ jy} = 2,1$ CO_2 /т – табличная величина для авиационного керосина [21];

$OF_{jy} = 1$ – табличная величина для стационарного сжигания топлива за исключением факелов (топливо полностью окисляется) [21].

Тогда:

$E_{CO_2\ min} = 54 \cdot 2,1 \cdot 1 = 113,4$ т CO_2 /год – минимальное сокращение годовых выбросов углекислого газа при применении исследуемой технологии на одном самолете.

$E_{CO_2\ max} = 426,6 \cdot 2,1 \cdot 1 = 895,86$ т CO_2 /год – максимальное сокращение годовых выбросов углекислого газа при применении исследуемой технологии на одном самолете.

$E_{CO_2\ ср} = 240,3 \cdot 2,1 \cdot 1 = 504,6$ т CO_2 /год – среднее сокращение годовых выбросов углекислого газа при применении исследуемой технологии на одном самолете.

Методика оценки влияния применения технологии убираемых аэродинамических гребней на летно-технические характеристики ВС, а так же экономического и экологического эффекта от применения такой технологии:

1. Построить 3D-модель исследуемого гребня и гондолы двигателя. Построить 3D-модель только гондолы двигателя. Сам двигатель внутри гондолы допускается не моделировать, так как наличие гребня не оказывает влияния на течение воздуха в двигателе.
2. Используя пакеты прикладных программ, произвести численное моделирование течения воздуха на обеих моделях, на наиболее характерных режимах полета (скорость, высота, угол атаки).
3. Вычислить разницу сопротивлений, создаваемых одной и второй 3D-моделью. Это и будет аэродинамическое сопротивление гребня.
4. Используя метод расчета предельной эффективной массы устройства уборки-выпуска аэродинамического гребня, рассчитать такую массу.
5. Оценить эскизную массу устройства уборки-выпуска аэродинамического гребня. Взять некоторый запас. Убедиться, что такая масса меньше или равна максимальной эффективной массе.
6. По величине полетного качества оценить, какое дополнительное индуктивное сопротивление вызовет такая масса.
7. Вычесть из величины, полученной в п. 3 величину, полученную в п.6.
8. Оценить, используя значения удельного расхода топлива для конкретного типа двигателя и величину, полученную в п.7, величину прироста часового расхода топлива.
9. Зная абсолютное увеличение часового расхода топлива, оценить его относительное увеличение на изучаемом этапе полета. Часовой расход топлива для интересующего режима получить по данным СОК, используя статистически достоверную выборку.
10. Зная долю исследуемого этапа полета в полном расходе топлива, оценить общее относительное увеличение расхода топлива.
11. На полученную в п.10 величину будет так же изменяться и показатель топливной эффективности – пассажиро-километр на литр топлива.

12. Зная абсолютное увеличение расхода топлива и его стоимость, оценить стоимость сэкономленного топлива.
13. Используя величину из п.12 и зная общие эксплуатационные расходы, оценить относительное их изменение при применении технологии.
14. Выброс углекислого газа оценить, зная абсолютное увеличение расхода топлива и используя «Методические указания и руководство по количественному определению объема выбросов парниковых газов организациями, осуществляющими хозяйственную и иную деятельность на территории Российской Федерации».

5.7 Обоснование требований к авиационной технике

При применении технологии убираемых в полете аэродинамических гребней необходимо не допустить снижения уровня безопасности полетов. Поэтому, если такая технология будет применяться, выпуск гребней должен быть надежным и безусловным (условия должны выполняться только для их уборки). Так, например, должно требовать их механического принудительного выпуска (например, от пружины) при отказе управляющей или силовой электрической линии, подходящей к агрегату уборки-выпуска. Так же, для уборки гребней должны быть строго оговорены минимальные высоты, скорости и максимальный угол атаки. Уборка гребней допускается только при убранной механизации крыла. Предлагаемая логическая схема для уборки гребней представлена на рисунке 58.

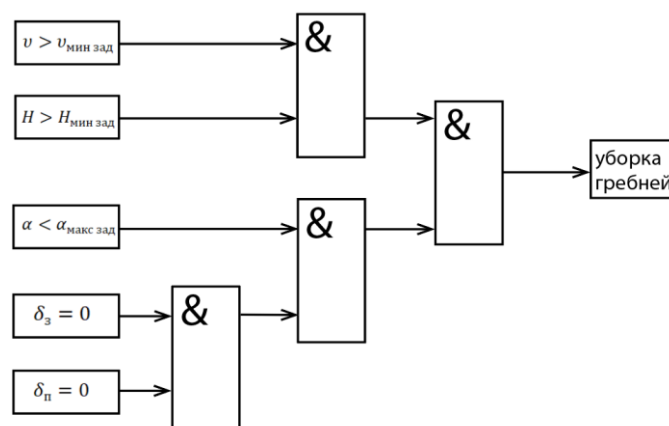


Рис. 59 – Предлагаемая логическая схема линии управления.

Предлагаемая логическая схема может быть реализована только электронным способом. Учитывая это, предлагается сделать уборку гребней автоматической для того, чтобы не увеличивать нагрузку на экипаж, не изменять технологию его работы и не проводить дополнительное обучение летного состава.

5.8 Эксплуатационные процедуры

Процедура обработки отказа выпуска гребней должна гарантировать крыло от появления затенения и ухудшения его несущих свойств. Для этого предлагается процедуру при отказе выпуска гребней создать в ключе всех процедур обработки отказа механизации. Все они требуют увеличения скорости захода на посадку, для того, чтобы заход на посадку и посадка выполнялась на углах атаки меньших, чем при нормальной эксплуатации. Процедуру при отказе уборки таких гребней предлагается так же сделать в ключе существующих процедур при тех отказах, которые увеличивают расход топлива, а именно: вычислить прирост часового расхода топлива и внести его в таблицу, которой экипаж пользуется для расчетов увеличенного расхода топлива, которое не может посчитать бортовой компьютер.

Заключение

На основании проведенного обзора современных методов увеличения эффективности и экологичности летной эксплуатации транспортных воздушных судов, показана возможность повышения эффективности летной эксплуатации путем применения убираемых в полете аэродинамических гребней. Был разработан метод оценки максимальной эффективной массы устройства-выпуска таких гребней. Такая масса была вычислена для выбранного прототипа. Масса, определенная при эскизном проектировании таких устройств, не превышает вычисленную предельную эффективную массу, что обосновывает целесообразность применения технологии убираемых в полете гребней гондол двигателей.

Для количественной оценки эффективности применения такой технологии была разработана методика оценки эффективности. С использованием этой методики получены результаты, доказывающие возможность экономии значительного количества топлива и заметного снижения выбросов углекислого газа в атмосферу.

Было установлено, что на режимах крейсерского полета, возмущенная гребнем область потока не касается крыла, поэтому не влияет на его несущие свойства. Исходя из этого, можно обоснованно утверждать, что убирающиеся на крейсерском режиме полета гребни не ухудшают безопасности полетов, при выполнении определенных требований.

На основе проведенных исследований сформулированы требования к перспективным образцам авиационной техники, оснащаемых убираемыми в

полете аэродинамическими гребнями (турбулизаторами) гондол двигателей, подвешенных на пилонах под крылом.

На основании обобщения результатов исследования в развитие существующих эксплуатационных процедур сформулированы предложения по внесению в них изменений, связанных с применением технологии убираемых аэродинамических гребней гондол двигателей.

Список литературы.

1. «Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории» (с поправкой 7). Межгосударственный Авиационный Комитет. (утв. Постановлением 28-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства от 11.12.2008).
2. Афанасьев Н.В., Коваленко Г.В., Кочкарев Г.К. Эксплуатационные возможности уменьшения расхода топлива воздушных судов.// Проблемы летной эксплуатации и безопасность полетов. – 2018. Т. 12. – С. 57–69.
3. Бадягин А.А., Овруцкий Е.А. Проектирование пассажирских самолетов с учетом экономики эксплуатации. – Москва: Машиностроение, 1964. – 296 с.
4. Баринов В.А., Глушков Н.Н., Теперин Л.Л. Исследование течения в окрестности концевой части стреловидного крыла.// Ученые записки ЦАГИ. – 1980. №2 Том XI. – С. 96–100.
5. Бойко А.В., Козлов В.В., Сызранцев В.В., Щербаков В.А. Управление при помощи риблет ламинарно-турбулентным переходом в стационарном вихре на скользящем крыле.// Прикладная механика и теоретическая физика. – 1996, т. 37, №1.
6. Васильев А.Я., Скрипниченко С.Ю. Определение оптимальных режимов движения самолетов из условия максимума дальности. – В 144а.: исследования по динамике полета. М., Машиностроение, 1969. – С. 61–67.
7. Гарбарук А.В. Численное моделирование управления отрывом с помощью механических и струйных вихрегенераторов / А.В. Гарбарук [и др.] // Математическое моделирование. – 2006. – Т. 18, № 3. – С. 55–68.
8. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры.
9. Губенко А.В., Ксенофонтова Т.Ю., Сычева Е.Г. Модель оптимизации затрат на авиационном плече при мультимодальных перевозках грузов.// Экономика и управление. – 2016, № 10 (132). – С. 63–67.

10. Губенко А.В., Смуров М.Ю., Тропинин М.Г., Черкашин Д.С. Развитие экономического механизма обновления парка воздушных судов. – Москва: ТИД «Студент», 2017. – 190 с.
11. Гличев А.В., Симакова С.Н. Модели исследования экономической эффективности транспортных самолетов. – В 145а.: Вопросы экономики воздушного транспорта. Рига, РКИИГА, 1972. – С. 221–235.
12. Громов Н.Н. и др. Экономика воздушного транспорта. – М., Транспорт, 1971. – 248 с.
13. Долотовский А.В. Методы увеличения максимальной подъемной силы крыла самолета на взлетно-посадочных режимах при помощи специальных устройств / А.В. Долотовский [и др.] // Материалы XXXI научно-технической конференции по аэродинамике. Жуковский, 29–30 октября 2020 г. – ЦАГИ им. Проф. Н. Е. Жуковского. – 2020. – С. 91–92.
14. Егер С.М. Проектирование пассажирских реактивных самолетов./ С.М. Егер. – Москва: Машиностроение, 1964. – 452 с.
15. Коренько А. Продолжительность рейсов из Калининграда в Москву выросла в 1,5 раза// rbc.ru – Главные новости политики, экономики и бизнеса, комментарии аналитиков, финансовые данные с российских и мировых биржевых систем. URL: <https://www.rbc.ru/business/27/02/2022/621b445c9a79476f31e5fbd8> (дата обращения 23.04.2022).
16. Ла-126.// www.airwar.ru – Уголок неба – Большая авиационная энциклопедия. URL: <http://www.airwar.ru/enc/fww2/la126.html> (дата обращения 13.05.2023).
17. Минайлос А.Н. Невязкое сверхзвуковое течение у тонкой прямоугольной пластины.// Ученые записки ЦАГИ. – 1976, т. VII, №3. – С. 97–102.
18. Мирошников А.В. Себестоимость авиационных перевозок. М., Редиздат МГА, 1966. – 64 с.

19. Михальчевский Ю.Ю., Бородулина С.А. Показатели развития межрыночного пространства в авиатранспортном секторе экономики России.// Бюллетень транспортной информации. – 2017, № 6 (264) – С. 30–36.
20. Мхитарян А.М. Аэродинамика. Изд. 2-е, переработанное и дополненное./ А.М. Мхитарян. – Москва: Машиностроение, 1976. – 448 с.
21. «Об утверждении методических указаний и руководства по количественному определению объема выбросов парниковых газов организациями, осуществляющими хозяйственную и иную деятельность в Российской Федерации». Приказ Минприроды России от 30.06.2015 № 300 (Зарегистрировано в Минюсте России 15.12.2015 № 40098).
22. Почему у МС-21 нет винглетов.// www.aviation21.ru – Авиация России, гражданская авиация, пассажирские и боевые самолеты и вертолеты России, новости и история российской и советской авиации. URL: <https://aviation21.ru/mc-21-winglets/> (дата обращения 10.09.2022).
23. Скрипниченко С.Ю. Экономичность полета самолетов./С.Ю. Скрипниченко. – Москва: Транспорт, 1982. – 206 с.
24. Смагин А.В. Дискуссионные вопросы теории парникового эффекта и газообмена почвы с атмосферой.// Экологическое почвоведение: этапы развития, вызовы современности. К 100-летию Глеба Всеволодовича Добровольского/ Под ред. С.А. Шобы, Н.О. Ковалевой. М., 2015. С. 123–161.
25. Стариков Ю.Н., Иванченко В.П. Практическая аэродинамика самолета Ту-204. Учебное пособие./ Ю.Н. Стариков, В.П. Иванченко. – Ульяновск: УВАУ ГА, 1996. – 51 с.
26. Тарасов Е.В. Оптимальные режимы полета летательных аппаратов. М., Оборонгиз, 1963. – 248 с.
27. Федоров Л.П. Некоторые вопросы оптимизации траекторий полета дальних самолетов. // Труды ЦАГИ. №1990, 1979. – 44 с.

28. Цены на авиаГСМ.// Федеральное агентство воздушного транспорта (Росавиация). URL: <https://favt.gov.ru/dejatelnost-ajeroporty-i-ajerodromy-ceny-na-aviagsm/?id=8788> (дата обращения 01.05.2023).
29. Ципенко В.Г., Сагайдак М.В., Шевяков В.И. Использование вихрегенераторов для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолетов транспортной категории. Научный вестник МГТУ ГА. 2022;25(4). – С:83–95. URL: <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2022-25-4-83-95> (дата обращения 01.12.2023).
30. Ципенко В.Г., Чекалова Н.И. Влияние качества внешней поверхности на показатели эффективности воздушного судна. Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества. Сборник тезисов докладов. 2018. – С. 95.
31. Чаплыгин С.А. Полное собрание сочинений. В трех томах./С.А. Чаплыгин – Ленинград: Издание АН СССР, 1933–1935. – 340 с.
32. Щербань А.В. Парниковый эффект и его воздействие на окружающую среду.// Экономика и экология территориальных образований. – 2021, №2. С. 59–65.
33. Югов О.К. и др. Оптимальное управление силовой установкой самолета. М., Машиностроение, 1978. – 204 с.
34. A318/A319/A320/A321 Flight Crew Operating Manual.// Airbus Industry. 2021. 4844 с.
35. A318/A319/A320/A321 Flight Crew Techniques Manual.// Airbus Industry. 2021. – 484 с.
36. A318/A319/A320/A321 Quick Reference Handbook.// Airbus Industry. 2021. 6814 с.
37. Abramov N., Goman M., Khrabrov A., Kolesnikov E., Sidoruk M., Soemarwoto B., Smaili H. Aerodynamic Model of Transport Airplane in Extended Envelope for Simulation of Upset Recovery.// 28th International Congress of the Aeronautical Sciences. 2003. URL:

- https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/PAPERS/770.PDF (дата обращения 11.03.2021).
38. Air Cargo Market Analysis August 2022. IATA Economics. 2022./ URL: <https://www.iata.org/en/iata-repository/publications/economic-reports/air-cargo-market-analysis/> (дата обращения 15.03.2023).
39. Aircraft Corrosion: Hidden in Plane Sight.// Riveer. URL: https://riveermilitary.com/wp-content/uploads/2020/04/RIV_Whitepapers_AircraftCorrosion_2020-.pdf (дата обращения 27.05.2023).
40. Anderson, John. Boundary layers, Prandtl's and others.// Physics Today № 59 10.1063 – p.12-13.
41. Ashill P, Fulker J, Hackett K. Studies of flows induced by Sub Boundary Layer Vortex Generators (SBVGs).// In 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV, 14 January 2002.
42. Aubuchon D, Campbell J. CFM56–3 Turbofan Engine Description. Toronto, Canada: Seneca College. 2016.
43. Bechert D.W., Hage W. Drag reduction with riblets in nature and engineering.// Department of Turbulence Research, German Aerospace Center (DLR), Berlin, Germany. 2006.
44. Bjorn Fehrm. Bjorn's Corner: Aircraft engines in operation, Part 2.// 2017 URL: <https://leehamnews.com/2017/01/27/bjorns-corner-aircraft-engines-operation-part-2> (дата обращения 04.03.2020).
45. Boeing Says Radical New Winglets on 737 MAX Will Save Even More Fuel.// www.nycaviation.com – Worldwide leader in planespotting information and aviation-related news. URL: <https://www.nycaviation.com/2012/05/boeing-says-radical-new-winglets-on-737-max-will-save-more-fuel> (дата обращения 04.06.2023).
46. Borchers Ingo, Uhldingen-Muehlhofen (DE); Drobietz Roger, Salem-Grasbeuren (DE); Gruenewald Michael, Hoehenkirchen (DE); Mau Knut,

- Hamburg (DE); Reichenberger Johann, Ainring (DE). Assignee: Airbus Deutschland GmbH, Hamburg – Noise reducing vortex generators on aircraft wing control surfaces.// Патент US6491260.
URL: <https://patents.google.com/patent/US6491260> (дата обращения 25.04.2020).
47. Broekhuijsen J.J., Vidjaja G., van der Burg J.W., Hoeijmakers H.W.M., University of Twente, P.O. Numerical investigation aerodynamics 149acelle-strake effect.// 31-st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. 2018.
48. Bruynes Hendrik. Hartford, Conn., assignor to United Aircraft Corporation, East Hartford, Conn., & corporation of Delaware – Fluid mixing device.// Патент US2558816. URL: <https://patents.google.com/patent/US2558816> (дата обращения 11.03.2020).
49. Commercial Aircraft Engines CFM56-7B. Safran Snecma. URL: https://web.archive.org/web/20161220201436/http://www.safran-aircraft-engines.com/file/download/fiche_cfm56-7b_ang.pdf (дата обращения 27.09.2021).
50. Curtis, Howard D. Fundamentals of Aircraft Structural Analysis. 1996.
51. Domel AG, Saadat M, Weaver JC, Haj-Hariri H, Bertoldi K, Lauder GV. Shark skin-inspired designs that improve aerodynamic performance.// J. R. Soc. Interface. 2018.
52. Effects of Novel Coronavirus (COVID-19) on Civil Aviation: Economic Impact Analysis. Economic Development – Air Transport Bureau. ICAO. Montréal, Canada. 2023./ URL: https://www.icao.int/sustainability/Documents/COVID-19/ICAO%20COVID-19%20Economic%20Impact_2023%2001%2027.pdf (дата обращения 05.07.2023).
53. Farokhi Saeed, Taghavi Ray R., both of Lawrence, Kans. Assignee: University of Kansas Center for Research Inc., Lawrence, Kans. Supersonic vortex

- generator.// Патент US5598990. URL:
<https://patents.google.com/patent/US5598990> (дата обращения 03.04.2020).
54. Faye Robert, Laprete Robert, Winter Michael. Blended winglets for improved airplane performance.// Aero magazine. No. 17. Boeing. 2002. URL:
https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_17/winglets.pdf (дата обращения 03.06.2022).
 55. Forster K. J., White T. R. Numerical investigation into vortex generators on heavily cambered wings // Aeronautics i Astronautics Journal (AIAA J). 2014. Vol. 52, no. 5. Pp. 1059-1071. URL: <https://doi.org/10.2514/1.J052529> (дата обращения: 03. 12. 2022).
 56. Getting to Grips with Aircraft Performance Monitoring.// Airbus Industry. 2002.
 57. Getting to Grips with Fuel Economy.// Airbus Industry. 2004.
 58. Ghoddoussi A. A conceptual study of airfoil performance enhancements using CFD: A thesis bachelor of science. Sojo University, 2011. 72 p.
 59. Gibbs Yvonne. NASA Armstrong Fact Sheet: F-8 Supercritical Wing.// NASA. 2014. URL: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-044-DFRC.html> (дата обращения 24.06.2022).
 60. Godard G., Stanislas M. Control of a decelerating boundary layer. Part. 1: Optimizatin of passive vortex generators // Aerospace Science and Technology. 2006. Vol. 10, iss. 3. Pp. 181-191.URL:
<https://doi.org/10.1016/j.ast.2005.11.007> (дата обращения 07.05.2020).
 61. Goldhammer Mark I., Plendl Bruce R.. Surface Coatings and Drag Reduction.// Boeing AERO Journal №13. 2013. URL:
https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/2013_q1/pdf/AERO_2013q1.pdf (дата обращения 14.07.2023).
 62. Hansen James R. Engineer in Charge. A History of the Langley Aeronautical Laboratory,1917-1958.// The NASA History Series. 1987.

63. Harris Charles D. NASA Supercritical Airfoils. A Matrix of Family-Related Airfoil.// Langley Research Center Hampton, Virginia. 1990.
64. Held, Isaac M.; Soden, Brian J. Water Vapor Feedback and Global Warming.// Annual Review of Energy and the Environment 25. November 2000.
65. How Aircraft Exterior Cleaning Can Save You Money on a Costly Repainting Process.// www.aviationpros.com – AviationPros provides complete coverage of data, technology and best practices for leaders of all aspects of airport operations inside and outside the aviation. URL:
<https://www.aviationpros.com/aircraft/maintenance-providers/painting/press-release/21261292/aviator-robotics-ab-how-aircraft-exterior-cleaning-can-save-you-money-on-a-costly-repainting-process> (дата обращения 13.07.2023).
66. Jansen D. P. Passive flow separation control on an airfoil-flap model the effect of cylinders and vortex generators: A thesis master of science. Delft University of Technology, 2012. – 92 p.
67. Jarrett, P. FW Lanchester and the Great Divide.// Journal of Aeronautical History Paper No, 2014.
68. JT8D Engine// prattwhitney.com – Pratt & Whitney is a world leader in the design, manufacture and service of aircraft engines and auxiliary power units. URL: <https://www.prattwhitney.com/en/products/commercial-engines/jt8d/> (дата обращения 01.02.2022).
69. Kerker Richard, Los Angeles; Wells Otis D., Lakewood, both of Calif. A set of lifting vanes attached to the sides of a body which protrudes forward from beneath the wing of an aircraft.// Патент US3744745. URL:
<https://patents.google.com/patent/US3744745A/> (дата обращения 10.05.2020).
70. Konig J. New technologies in low speed aerodynamics wind tunnel and flight test demonstrated in AWIATOR / J. Konig, H. Hansen, E. Coustols, W. Dobrzyinski // European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering ECCOMAS 2004. Jyvaskyla, 24-28 July 2004. P. 953.

71. Koreanschi Andreea, Sugar-Gabor Oliviu, Botez Ruxandra Mihaela. Drag Optimization of a Wing Equipped with a Morphing Upper Surface.// Laboratory of Applied Research in Active Controls, Avionics and AeroServoElasticity LARCASE. Montreal, Que., Canada. 2006.
72. Kim W. J., Patel V. C. Influence of streamwise curvature on longitudinal vortices imbedded in turbulent boundary layers // Computers and Fluids. 1994. Vol. 23, iss. 5. Pp. 647-673. URL: [https://doi.org/10.1016/0045-7930\(94\)90008-6](https://doi.org/10.1016/0045-7930(94)90008-6) (дата обращения 10.08.2022).
73. Kumar TRS; Venugopal S; Ramakrishnananda B; Vijay S. Aerodynamic Performance Estimation of Camber Morphing Airfoils for Small Unmanned Aerial Vehicle.// J AerospTecnol. Manag. 2020.
74. LEAP-1A, a new-generation engine for the A320neo family// safran-group.com – The world’s second largest aircraft equipment manufacturer. URL: <https://www.safran-group.com/products-services/leap-1a-new-generation-engine-single-aisle-commercial-jets> (дата обращения 01.02.2022).
75. LEAP-1B, a new-generation engine for the B737 MAX// safran-group.com – The world’s second largest aircraft equipment manufacturer. URL: <https://www.safran-group.com/products-services/leap-1b-new-generation-engine-single-aisle-commercial-jets> (дата обращения 01.02.2022).
76. Lee John G., Farmington. Conn., assignor to United Aircraft Corporation, East Hartford, Conn., a corporation of Delaware. – Vortex generator.// Патент US2740596. URL: <https://patents.google.com/patent/US2740596> (дата обращения 20.03.2020).
77. Lissaman P. Low-Reynolds-Number Airfoils.// Annu. Rev. Fluid Mech. 1983. Vol. 1.
78. McGraw-Hill.// Aviation Week: August 12, 1957. 29 с.
79. McMasters, John & Muncy, Derek. “Smart Wings” as an Enabler of Future Highly Efficient Subsonic Aircraft and Technical Workforce Development. // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit/ 2007.

80. Meunier M., Brunet V. High-lift devices performance enhancement using mechanical and air-jet vortex generators // Journal of Aircraft. 2008. Vol. 45, no. 6. Pp. 2049-2061. URL: <https://doi.org/10.2514/1.36836> (дата обращения: 24. 03. 2023).
81. Pauley W. R., Eaton J. K. Experimental study of the development of longitudinal vortex pairs embedded in a turbulent boundary layer// Aeronautics and Astronautics Journal (AIAA J). 1988. Vol. 26, no. 7. Pp. 816-823. URL: <https://doi.org/10.2514/3.9974> (дата обращения: 14. 07. 2023).
82. Pearcey H. Shock-induced separation and its prevention by design and boundary layer control // Boundary layer and flow control. Vol. 2 / In G. Lachmann (Ed.). Oxford: Pergamon Press, 1961. Pp. 1167-1334. URL: <https://doi.org/10.1016/B978-1-4832-1323-1.50021-X> (дата обращения: 20. 07. 2021).
83. Pengming Guo, Kai Zhang, Yuji Yasuda, Wenchao Yang, Josephine Galipon, David E Rival. On the Influence of Biomimetic Shark Skin in Dynamic Flow Separation.// Department of Mechanical and Materials Engineering, Queen's University, Kingston, ON, Canada. 2021.
84. Preliminary Report on Laminar-Flow Airfoils and New Methods Adopted for Airfoil and Boundary Layer Investigations.// National Advisory Committee for Aeronautics. Washington, DC. 1939. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930092782/downloads/19930092782.pdf> (дата обращения 28.06.2022).
85. Products// International Aero Engines. URL: <https://links.prattwhitney.com/i-a-e/products.html> (дата обращения 02.02.2022).
86. Rao Dhanvada M., Hampton, Va. Assignee: The United States of America as represented by the Administrator of the National Aeronautics and Space Administration, Washington, D.C. – Leading edge flap system for aircraft control augmentation.// Патент US4485992. URL: <https://patents.google.com/patent/US4485992> (дата обращения 22.03.2020).

87. Raymer, Daniel. Wind tunnel investigation of devices to reduce bus aerodynamic drag// Conference: 13th Annual Meeting and Technical Display Incorporating the Forum on the Future of Air Transportation/ January, 1977.
88. Rech J., Leyman C. A Case Study by Aerospatiale and British Aerospace on the Concorde.// American Institute of Aeronautics & Astronautics, 2001. -102 с.
89. de Resende O. C. The Evolution of the Aerodynamic Design Tools and Transport Aircraft Wings at Embraer.// Journal of the Brazil Soc. Of Mech. Sci. October-December 2004, Vol. XXVI, No. 4.
90. Sclafani Anthony J., Alta Loma, CA (US); Konigs Christopher A., Lynnwood, WA (US) – Retractable 154acelle chine.// Патент US20100038492A1. URL: <https://patents.google.com/patent/US20100038492A1> (дата обращения 02.06.2020).
91. Shrinking the carbon footprint and improving the bottom line.// Lufthansa Technik Broadcast. URL: https://www.lufthansa-technik-broadcast.com/files/assets/downloads/inspiration/sustainability/AeroSHARK_Carbon-Footprint.pdf (дата обращения 22.07.2023).
92. Steen Gregory Glen. A Two-Element Laminar Flow Airfoil Optimized for Cruise.// URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19950022917/downloads/19950022917.pdf> (дата обращения 07.07.2022).
93. Souckova N. Visualizatio of flow separation and control by vortex generators on a single flap in landing configuration / N. Souckova, J. Kuklova, L. Popelka, M. Matejka// EPJ Web of Conferences, 2012. Vol. 25. ID: 02026. 12 p. <https://doi.org/10.1051/epjconf/20122502026> (дата обращения: 21. 10. 2020).
94. Sun Z. Micro vortex generators for boundary layer control: principles and applications // International Journal of Flow Control. 2015. Vol. 7, no. 1-2. Pp. 67-86. URL: https://www.researchgate.net/publication/283879609_Micro_Vortex_Generators

[for Boundary Layer Control Principles and Applications](#) (дата обращения 07.01.2022).

95. Suresh K., Balaji V., Megalingam A. Spin and Recovery Characteristics of a Low-Wing Aircraft with Underwing Engines.// International Journal of Aerospace Engineering, Vol. 2018, Article ID 6034829, 2018.
96. Tabata Soichiro, Yamazaki Wataru, Yuhara Tatsunori. Drag/Weight Reduction Using Split-Tip Winglet for TRA2012A Model.// Department of Science of Technology Innovation, Nagaoka University of Technology, Nagaoka, Niigata, Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), Mitaka, Tokyo, Japan. 2020.
97. Tai T. Effect of micro-vortex generators on V-22 aircraft forward-flight aerodynamics.// In 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV, 14 January 2002. Reston, VA: AIAA.
98. Taylor H. D. The Elimination of diffuser separation by vortex generators // Research Department Report No. R-4012-3. United Aircraft Corporation, East Hartford, Connecticut, June 1947. – 32 с.
99. The Technology Behind the CFM56-5A Turbofan Engine.// URL: <https://web.archive.org/web/20100530091453/http://www.cfm56.com/products/cfm56-5a/cfm56-5a-technology> (дата обращения 01.02.2022).
100. Torenbeek, Egbert, Aerodynamic Drag and Its Reduction. – 2020.
101. Torenbeek, Egbert, Aerodynamic Drag in Cruising Flight. В книге: Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes. – С.81–120. – 2013.
102. Le Treut H, Somerville R, Cubasch U, Ding Y, Mauritzen C, Mokssit A, Peterson T, Prather M . Historical Overview of Climate Change Science. In Solomon S, Qin D, Manning M, Chen Z, Marquis M, Averyt KB, Tignor M, Miller HL (eds.). Climate Change 2007: The Physical Science Basis. Contribution of Working Group I to the Fourth Assessment Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change.// Cambridge, UK and New York, NY: Cambridge University Press. 2018.

103. Vess Robert J., Raleigh, N.C.; Rao Dhanvada, Hampton, Va. Strake fence flap.// Патент US4739957. URL: <https://patents.google.com/patent/US4739957> (дата обращения 22.04.2020).
104. Veldhuis L. L. M., van der Steen M. Flow separation control by off surface elements// 28th AIAA 2010 Applied Aerodynamics Conference. Chicago, 28 June -1 July 2010. Chicago, Illinois, 2010. 13 p. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2010-4684> (дата обращения: 23. 04. 2022).
105. Wallance Lane E. The Whitcomb Area Rule: NACA Aerodynamics Research and Innovation.// NASA. URL: <https://history.nasa.gov/SP-4219/Chapter5.html> (дата обращения 16.05.2023).
106. Wang Timothy; Zierten Thomas A., both of Bellevue, Wash – Nacelle/wing assembly with wake control device.// Патент US4540143. URL: <https://patents.google.com/patent/US4540143/> (дата обращения 15.05.2020).
107. Westphal R. W., Eaton J. K., Pauley W. R. Interaction between a vortex and a turbulent boundary layer in a streamwise pressure gradient. Turbulent Shear Flows 5 / F. Durst, B. E. Launder, J. L. Lumley, F. W. Schmidt, J. H. Whitelaw (eds.). Springer, Berlin, Heidelberg, 1985. Pp. 266–277. URL: https://doi.org/10.1007/978-3-642-71435-1_22 (дата обращения 11.09.2021).
108. Wensheng Zhang, Haixin Chen, Yufei Zhang, Song Fu Yingchun Chen, Yalin Li, Tao Zhou. Numerical research of the nacelle strake on a civil jet.// Beijing Aeronautical Science & Technology Research Institute, Beijing 102211, China - 28-th International congress of the aeronautical sciences. 2003. URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/PAPERS/542.PDF (дата обращения 15.01.2020).
109. Whitcomb, Richard T. A Design Approach and Selected Wind-Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing-tip Mounted Winglets/ NASA Technical Note – NASA TN D-8260. – Washington D. C., 1976.

110. Witold, Kasper A., – Aircraft wing with vortex generation. Патент US3831885.
URL: <https://patents.google.com/patent/US3831885> (дата обращения 10.04.2020).
111. Zhu Jun, Gao Zhenghong, Zhan Hao, Bai Junqiang. A High-speed Nature Laminar Flow Airfoil and Its Experimental Study in Wind Tunnel with Nonintrusive Measurement Technique.// National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, China. 2009. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1000936108600916> (дата обращения 18.01.2020).

Акты внедрения результатов исследований

ОАК^О ЯКОВЛЕВ
Акционерное общество
«Опытно-конструкторское бюро им. А.С.Яковлева»
АО «ОКБ им. А.С.ЯКОВЛЕВА»
Ленинградский пр-т, д. 68, Москва, Россия, 125315
ИНН 7714039849, КПП 771401001, ОГРН 1027739252298
тел.: +7 (495) 787-28-77
e-mail: okb@okb.yakovlev.ru

АКТ
о реализации результатов работ по оценке эффективности применения
убираемых аэродинамических гребней гондол двигателей

Комиссия в составе:

Начальник отдела Аэродинамического проектирования Матросов Александр Анатольевич, ведущий инженер-конструктор Икрянников Евгений Демьянович, ведущий инженер-конструктор Морошкин Дмитрий Владимирович составила настоящий АКТ о том, что результаты работ по оценке эффективности применения убираемых аэродинамических гребней гондол двигателей современных транспортных реактивных самолетов с целью уменьшения расхода топлива на крейсерских режимах, полученные Астаповым И.В., используются в отделе аэродинамического проектирования АО «ОКБ им. А.С. Яковлева» при рассмотрении возможности применения такой технологии на самолетах семейства МС-21, а также на других перспективных образцах авиационной техники.

Заместитель Управляющего директора –
Директор КБ – Технический директор –
Главный конструктор

К.Ф. Попович

Начальник отдела

А.А. Матросов





**АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО ИНСТИТУТ АВИАЦИОННОГО
ПРИБОРОСТРОЕНИЯ «НАВИГАТОР»
(АО «НАВИГАТОР»)**

А К Т

Комиссия в составе: заместитель главного конструктора, начальник научно-исследовательского сектора, доктор технических наук Саута О.И. и ведущий инженер Крюковский Е.С., составила настоящий АКТ о том, что методика оценки предельной эффективной массы устройства для уборки аэродинамических гребней, разработанная Астаповым И.В., была использована в институте авиационного приборостроения «Навигатор» для обоснования требований к перспективным образцам авиационной техники и её компонентам, а так же при эскизном проектировании такого устройства.

Председатель комиссии:

 — Саута О.И.

Члены комиссии:

 Крюковский Е.С.



УТВЕРЖДАЮ

Проректор по научной и инновационной работе
ФГБОУ ВО СПбГУ ГА им. А.А. Воинова

д.т.н., доц.

«16» мая 2024 г.



Г.А. Костин

АКТ

о внедрении результатов диссертационной работы

Настоящим актом подтверждается, что результаты диссертационной работы Астапова Ивана Владимировича на тему «Повышение уровня лётно-технических и эксплуатационных характеристик современных транспортных реактивных самолетов с помощью убираемых аэродинамических гребней гондол двигателей» внедрены в учебный процесс по образовательной программе – программе подготовки научных и научно-педагогических кадров в аспирантуре Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации по научной специальности 2.9.6. «Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники».

Разработанные Астаповым И.В. метод расчета предельной эффективной массы устройства уборки-выпуска аэродинамических гребней и методика оценки полетного качества и других аэродинамических характеристик самолета по данным средств объективного контроля используются при проведении занятий с аспирантами по дисциплине «Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники».

Использование результатов диссертационной работы Астапова И.В. повышает качество освоения обучающимися дисциплины «Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники» и способствует использованию ими в научных исследованиях современных методов оценки эффективности процесса лётной эксплуатации.

Начальник управления
аспирантуры и докторантуры
д.э.н., проф.

Н.В. Байдукова

Заместитель руководителя программы
подготовки научных и научно-педагогических
кадров по научной специальности
2.9.6. «Аэронавигация и эксплуатация
авиационной техники»
к.т.н.

И.Г. Шайдунов