

СЕКЦИЯ 9

УПРАВЛЕНИЕ РАЗВИТИЕМ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКИХ И ДРУГИХ КРУПНОМАСШТАБНЫХ ОРГАНИЗАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

ВЛИЯНИЕ ЦЕЛЬНОПОВОРОТНЫХ ПОДФЮЗЕЛЯЖНЫХ ГРЕБНЕЙ УВЕЛИЧЕННОЙ ПЛОЩАДИ НА УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЁТА

Абрамов Я.С., Гостев А.В.

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет),
Москва, Россия
jakoff.abramoff@ya.ru, aleksgostev@yandex.ru

Аннотация. В данной статье рассматривается влияние на путевую устойчивость и управляемость самолёта цельноповоротных подфюзеляжных гребней увеличенной площади.

Ключевые слова: подфюзеляжные гребни, путевая устойчивость, управляемость, коэффициент статической устойчивости, вертикальное оперение.

Введение

Для обеспечения путевой устойчивости в широком диапазоне скоростей полёта и углов атаки в аэродинамической компоновке летательного аппарата чаще всего используется вертикальное оперение.

Путевая устойчивость – способность летательного аппарата самостоятельно, без необходимости вмешательства лётчика, противодействовать изменению угла скольжения β . Так, статически устойчивый самолёт – это летательный аппарат, у которого при возникновении скольжения появляется аэродинамический момент рысканья, способный уменьшить угол скольжения и вернуть самолёт в исходное положение. Момент рысканья – это момент относительно вертикальной оси самолёта, появляющийся при несимметричном обтекании потоком воздуха фюзеляжа и вертикального оперения летательного аппарата при скольжении [1, 2].

Производная m_y^β – коэффициент статической путевой устойчивости. Если летательный аппарат является аэродинамически устойчивым, то момент в путевом канале отрицателен при возникновении положительного угла скольжения и, наоборот, при отрицательном угле скольжения возникает положительный путевой момент. Таким образом, для устойчивого самолёта выполняется следующее условие:

$$\frac{\Delta m_y}{\Delta \beta} = m_y^\beta < 0, \quad (1)$$

где, $m_y = \frac{M_y}{S q l}$ – коэффициент момента в канале рыскания,

M_y – момента в канале рыскания,

q – скоростной напор,

S – площадь крыла летательного аппарата.

Неустойчивый летательный аппарат при возникновении положительного угла скольжения будет иметь положительный момент в путевом канале и при отрицательном угле скольжения – отрицательный момент в путевом канале (рисунок 1). Это приведёт к сваливанию самолёта в штопор. Для предотвращения сваливания самолёта необходимо обеспечивать устойчивость и управляемость самолёта во всём диапазоне режимов полёта посредством установки наиболее эффективных аэродинамических поверхностей.

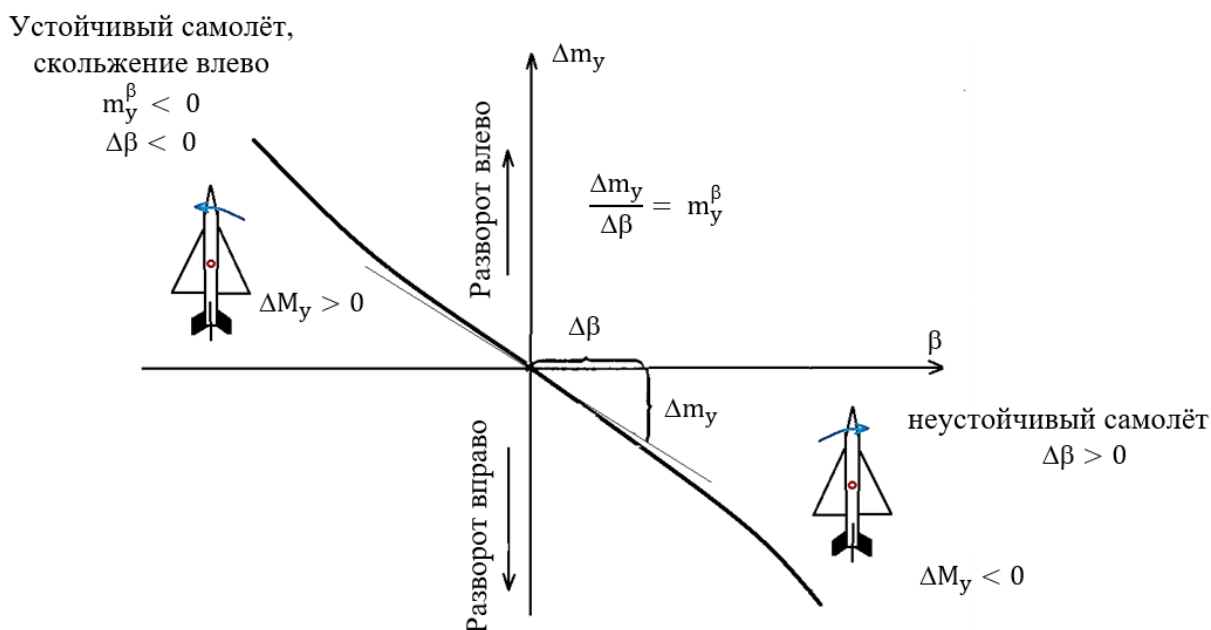


Рис. 1. Зависимость изменения коэффициента момента рыскания от угла скольжения

1. Путьная устойчивость и управляемость

Путьная устойчивость летательного аппарата в большей степени определяется разностью двух величин: стабилизирующего момента, возникающего на вертикальном оперении, и дестабилизирующего момента от фюзеляжа и горизонтальных аэродинамических поверхностей. При выходе самолёта на большие углы атаки киль самолёта затеняется фюзеляжем, а также возрастает фактическая стреловидность киля [3, 4]. Данные эффекты заметны, начиная с взлётных режимов. Такие явления вызывают падение боковой силы, образующейся на затенённом вертикальном оперении, что приводит к снижению его эффективности и стабилизирующего эффекта [5].

1.1. Затенение киля на взлётном режиме

Для демонстрации затенения киля на взлётном режиме была сформирована модель обтекания сверхзвукового самолета. Начальные условия:

- Угол атаки равен 10°
- Взлётная скорость равна 300 км/ч
- Температура воздуха равна 288,15 К
- Высота равна 10 м

На рисунке 2 показано обтекание задней части самолёта, смоделированное в программном обеспечении ANSYS в модуле CFX. Можно заметить изменение линий тока воздуха в районе хвостовой части летательного аппарата: затенено более 30% площади киля, что существенно снижает его эффективность [6, 7]. С увеличением угла атаки площадь, участвующая в обеспечении устойчивости и управляемости, будет снижаться. Так, например, для некоторого класса сверхзвуковых самолетов допустимый угол атаки на взлёте равен 10° , а максимальный угол атаки равен 15° . При превышении максимального угла атаки происходит сваливание самолёта. Данное явление объясняется тем, что крыло, совместно с фюзеляжем, создают мощную вихревую систему, которая показана на рисунке 3.

Киль попадает в зону обратных боковых скосов потока воздуха, появляющуюся из-за вихрей, сходящих с крыла и фюзеляжа. Так как обратные боковые скосы превышают местные углы скольжения, под которыми обтекается киль, то появляется дестабилизирующий момент [8, 9].

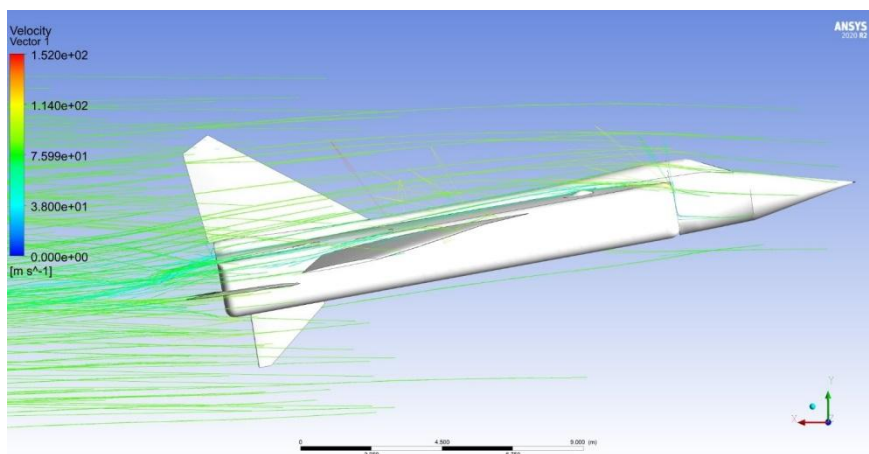


Рис. 2. Обтекание модели при заданных начальных условиях

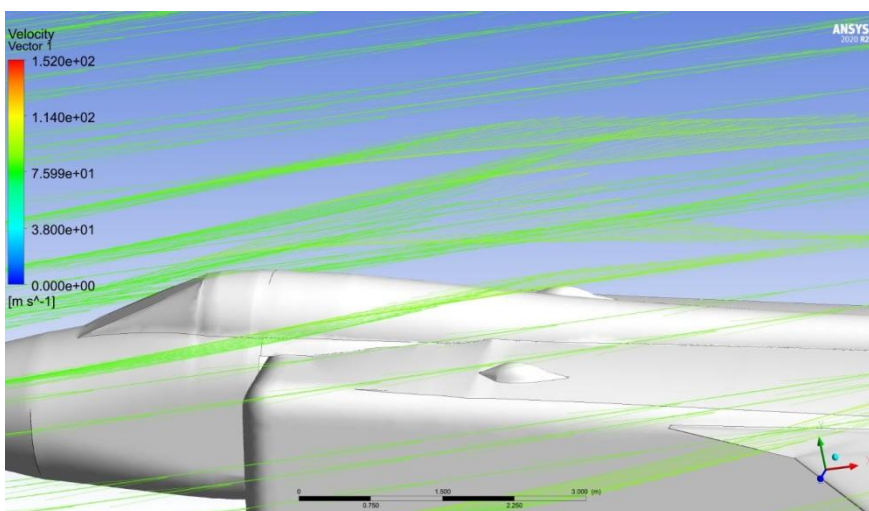


Рис. 3. Вихревая система, образующаяся на фюзеляже

На рисунке 4 представлен график зависимости коэффициента статической путевой устойчивости от угла атаки и показано влияние частей самолёта на его устойчивость.

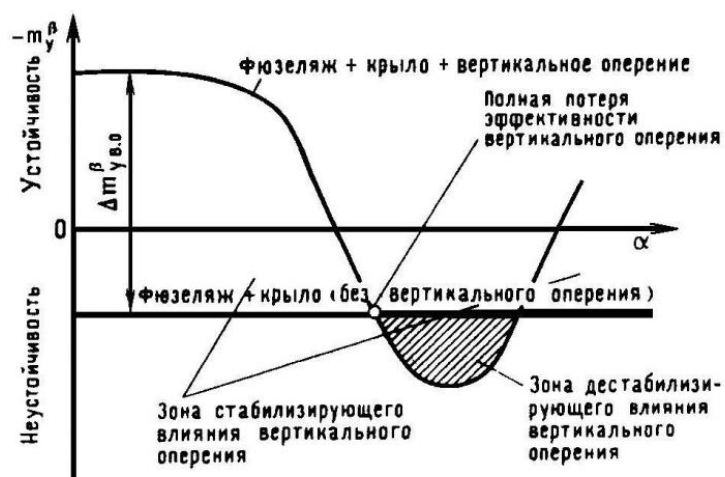


Рис. 4. Зависимость коэффициента статической путевой устойчивости от угла атаки

Из графика видно, что с увеличением угла атаки в определённый момент вертикальное оперение вносит дестабилизирующее влияние на устойчивость самолёта, ухудшая его характеристики сваливания.

Чаще всего крыло современных летательных аппаратов сохраняет свои несущие свойства до больших углов атаки, чем вертикальные аэродинамические поверхности, находящиеся на верхней

части фюзеляжа. Для недопущения интерференции между фюзеляжем, крылом и килем на летательных аппаратах ограничивают эксплуатационные углы атаки до 80-90% от критического угла атаки, что снижает лётные и манёвренные характеристики самолёта.

Ещё одним решением данной проблемы является использование подфюзеляжных гребней увеличенной площади.

1.2. Подфюзеляжные гребни увеличенной площади

Подфюзеляжные гребни – это вертикальные аэродинамические поверхности самолёта, являющиеся вспомогательными и предназначенные для увеличения путевой статической устойчивости на больших углах атаки и на скоростях полёта больше скорости звука. Данные аэродинамические поверхности находятся под фюзеляжем, вне зоны изменения потока воздуха, образования вихрей, обратных скосов потока и скачков уплотнений. Для увеличения управляемости самолёта гребни могут быть выполнены цельноповоротными, а для обеспечения взлёта и посадки – складывающимися.

На рисунке 5 видно, что подфюзеляжные гребни имеют хорошее обтекание и ничем не затенены, в отличие от киля.

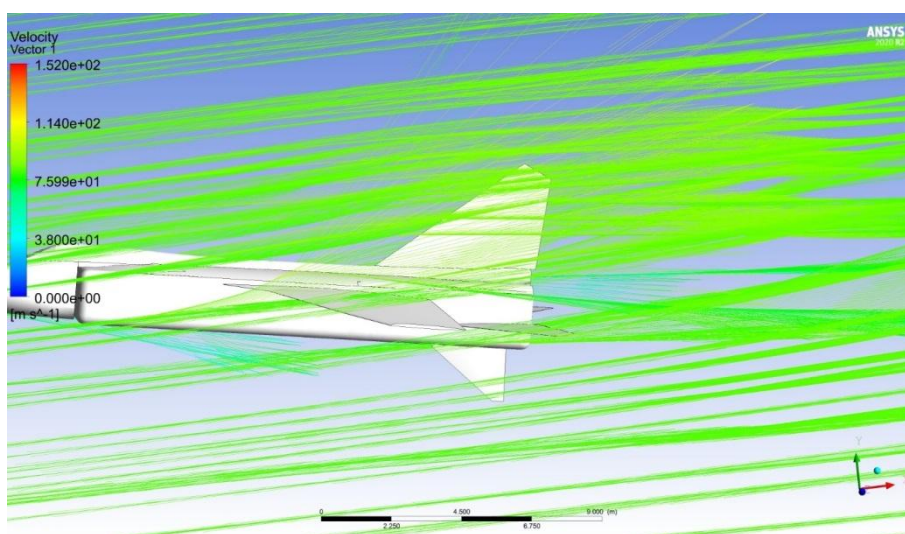


Рис. 5. Обтекание подфюзеляжных гребней

На рисунке 6 приведены значения полного давления на вертикальных аэродинамических поверхностях на небольшом угле атаки. Показано, что давление на киле равно давлению на гребнях.

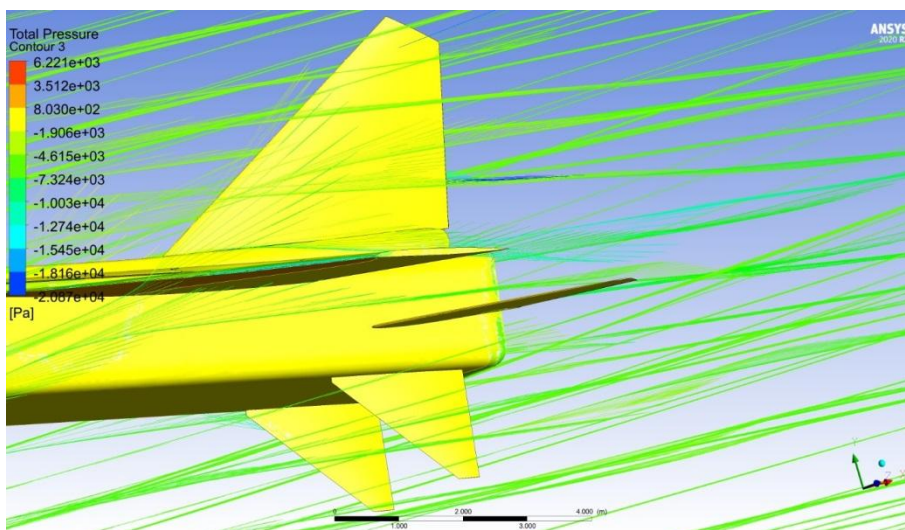


Рис. 6. Поле статического давления в хвостовой части самолёта

1.3. Управляемость самолёта

Под управляемостью летательного аппарата понимают его способность выполнять необходимый и предполагаемый пилотом (или автопилотом) манёвр при перемещении ручки или штурвала управления самолётом (или в ответ на электронный сигнал автопилота).

При этом управляемость летательного аппарата оценивается эффективностью его органов управления. Эффективность органов управления – это способность создавать необходимый и достаточный управляющий момент относительно соответствующей оси самолёта при отклонении рулевой поверхности.

Эффективность органов, управляющих самолётом в путевом канале, характеризуется приращением коэффициента боковой силы ΔC_z , а также приращением моментов рыскания Δm_y и крена Δm_x .

Значение приращения боковой силы при отклонении руля направления относительно его нейтрального положения определяется по формуле:

$$\Delta C_{z \text{ руля направления}} = C_{z \delta_{z \text{ руля направления}} \neq 0} - C_{z \delta_{z \text{ руля направления}} = 0}, \quad (2)$$

где, $\Delta C_{z \text{ руля направления}}$ – приращение боковой силы при отклонении руля направления,

$C_{z \delta_{z \text{ руля направления}} \neq 0}$ – сила, создаваемая отклонённой рулевой поверхностью,

$C_{z \delta_{z \text{ руля направления}} = 0}$ – сила, создаваемая рулевой поверхностью в нейтральном положении.

На рисунке 6 приведён график, показывающий изменение приращения боковой силы при отклонении рулевой поверхности на угол 30° .

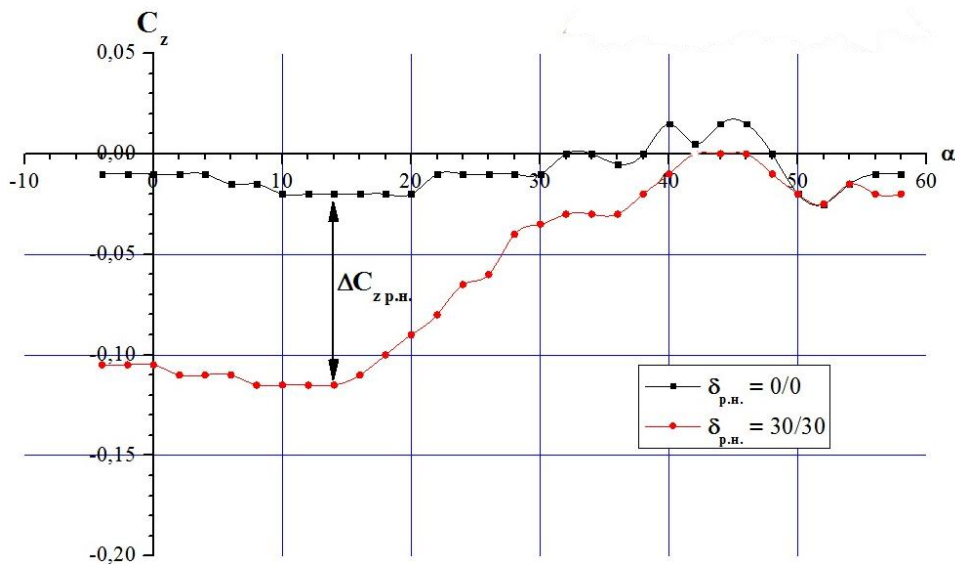


Рис. 7. Изменение боковой силы при отклонении рулевой поверхности на угол 30°

Величина приращения путевого момента при отклонении управляющей поверхности относительно неотклонённой поверхности – характеристика эффективности рулевой поверхности, определяющаяся следующим образом:

$$\Delta m_{y \text{ руля направления}} = m_{y \delta_{z \text{ руля направления}} \neq 0} - m_{y \delta_{z \text{ руля направления}} = 0}, \quad (3)$$

где $\Delta m_{y \text{ руля направления}}$ – приращение путевого момента (момент вращающий самолёт относительно оси ОУ),

$m_{y \delta_{z \text{ руля направления}} \neq 0}$ – путевой момент при отклонённых рулевых поверхностях,

$m_{y \delta_{z \text{ руля направления}} = 0}$ – путевой момент при рулевых поверхностях, находящихся в нейтральном положении.

Из рисунка 8 видно, что с увеличением угла атаки приращение путевого момента уменьшается.

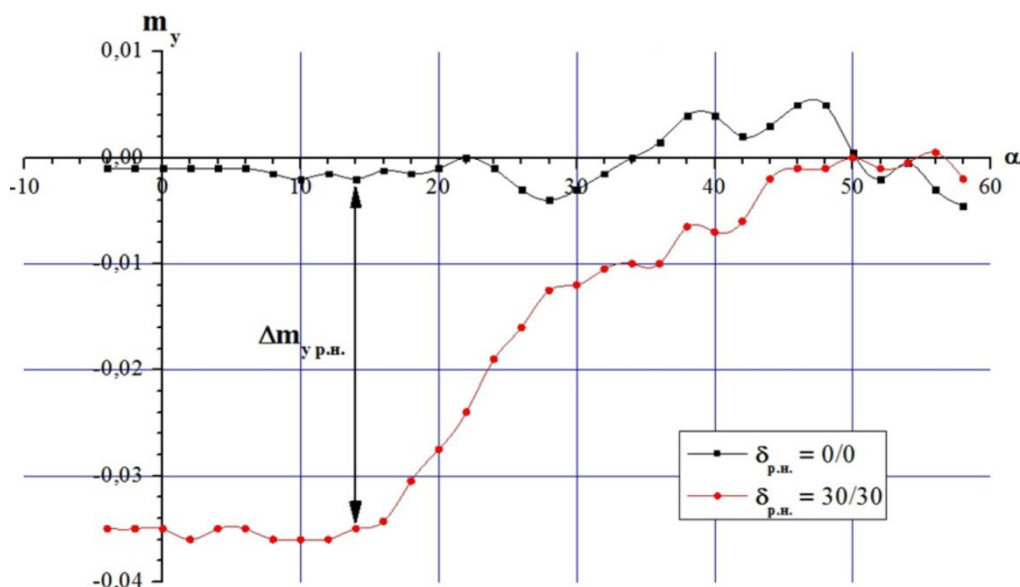


Рис. 8. Изменение приращения путевого момента при отклонении рулевой поверхности на угол 30°

2. Результаты

В качестве прототипа рассматривался самолёт, имеющий два киля общей площадью 16 м^2 и два неподвижных подфюзеляжных гребня общей площадью $2,9 \text{ м}^2$. В продувочной модели два киля были заменены одним, а два подфюзеляжных гребня – цельноповоротными гребнями увеличенной площади. Суммарная площадь вертикального оперения была сохранена.

Геометрические параметры гребня:

- Относительная площадь двух гребней $\overline{S}_{\text{гр.}} = 0,079$
- Стреловидность по передней кромке $\chi_{\text{гр.п.}} = 50^\circ$
- Стреловидность по задней кромке $\chi_{\text{гр.п.}} = 0^\circ$
- Удлинение $\lambda_{\text{гр.}} = 1,27$
- Сужение $\eta_{\text{гр.}} = 2,9$
- Профиль П44М

В модели были рассмотрены три режима отклонения гребней:

- Попарное отклонение
 - Отклонение одного гребня по направлению к плоскости симметрии самолёта
 - Отклонение одного гребня по направлению от плоскости симметрии самолёта
- Иллюстрация режимов отклонения приведена на рисунке 9.



Рис. 9. Режимы отклонения цельноповоротных гребней

На рисунке 10 представлено сравнение эффективности цельноповоротных гребней и рулей направления на киле. Из графика видно, что на больших углах атаки гребни являются более эффективным органом управления, чем руль направления. Разница в эффективности гребней и рулей направления на малых углах атаки невелика и при использовании комплекса вертикального оперения (один киль и два цельноповоротных гребня) – эффективность будет выше.

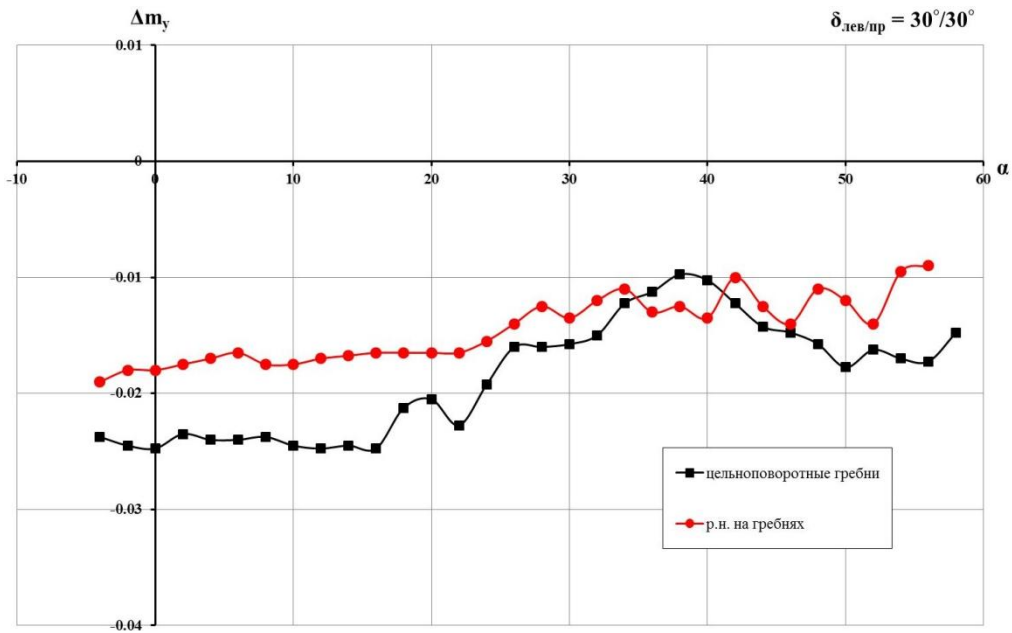


Рис. 10. Сравнение эффективности цельповоротных гребней и рулей направления на киле по изменению приращения путевого момента

На рисунках 11 и 12 приведены значения приращения боковой силы и поперечного момента соответственно. Из данных графиков можно заметить, что наиболее эффективным является отклонение гребня во внешнюю сторону.

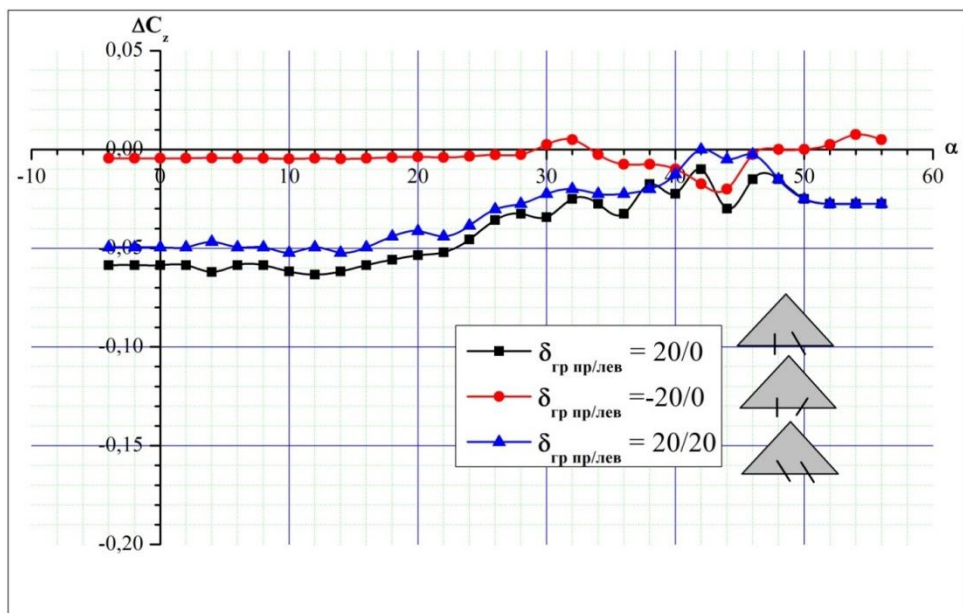


Рис. 11. Значения приращения боковой силы при различных вариантах отклонения

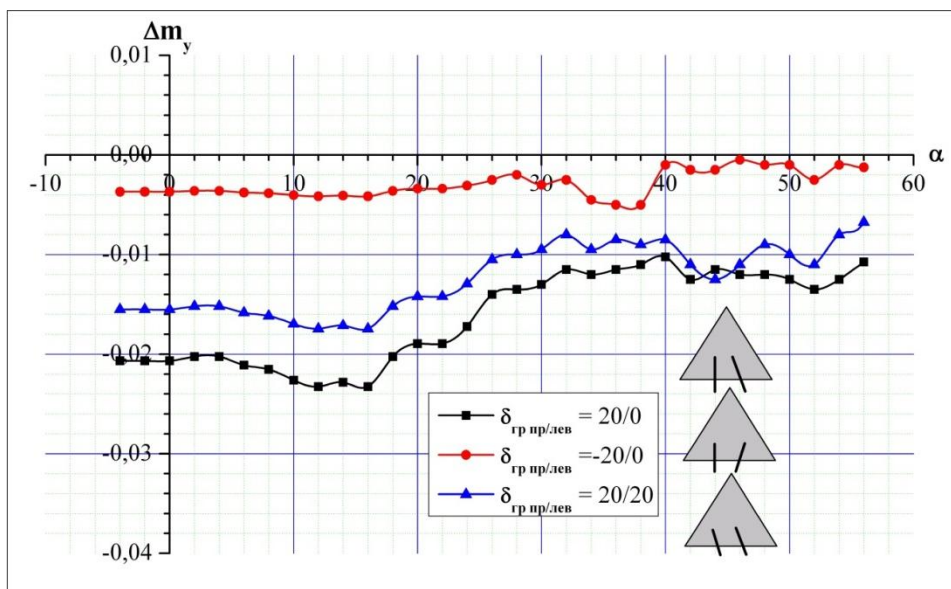


Рис. 12. Значения приращения путевого момента при различных вариантах отклонения

3. Заключение

Результаты исследования показывают, что применение цельноповоротных подфюзеляжных гребней увеличенной площади повышает критическое значение угла атаки самолёта и оттягивает сваливание. Исходя из этого, одним из перспективных направлений продолжения данной работы является исследование возможности уменьшения площади килей, что в свою очередь приведёт к снижению веса конструкции самолета [10, 11, 12]. Применение цельноповоротных гребней увеличенной площади повышает критическое значение угла атаки самолёта, что приводит к улучшению лётно-технических характеристик летательного аппарата.

Литература

1. Бюшгенс Г.С. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов. – М.: Наука. Физматлит, 1998. – 816 с.
2. Байдаков А.Б., Клумов А.С. Аэродинамика и динамика полёта летательных аппаратов: учебник для учащихся авиационных техникумов. – М.: Машиностроение, 1979-34 с.
3. Данилевский А.А., Серебрянский С.А., Прихошко С.М., Гончар А.Н. Определение вероятности возникновения факторов риска и их влияние на безопасность полетов // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 147-150.
4. Сагалович, С.А., Серебрянский С.А. Исследование параметров полета летательного аппарата методами машинного обучения // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 29-32.
5. Лысенко Н.М. Практическая аэродинамика маневренных самолётов. – М.: Воениздат 1977 – 439 с.
6. Братухин А.Г., Серебрянский С.А., Стрелец Д.Ю. [и др.]. – Цифровые технологии в жизненном цикле российской конкурентоспособной авиационной техники. – М: МАИ, 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6.
7. Арифуллин, Р.Х., Серебрянский С.А. Методика оптимизации аэродинамической компоновки скоростного пассажирского самолёта по критерию снижения уровня звукового удара // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 17-20. – EDN UYMPXL.
8. Титов, Е. И., Серебрянский С.А. Подход к проектированию конструкции типовых узлов навески основных опор шасси самолёта // Управление развитием крупномасштабных систем (MLSD'2023): Труды Шестнадцатой международной конференции, Москва, 26–28 сентября 2023 года. – Москва: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2023. – С. 1100-1106. – DOI 10.25728/mlsd.2023.1100.
9. Абрамов, Я.С., Серебрянский С.А. Подход к обеспечению эксплуатационной технологичности подвижных соединений // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: Сборник тезисов докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 100-летию отечественной гражданской авиации, Москва, 18–19 мая 2023 года. – Москва: ИД Академии имени Н. Е. Жуковского, 2023. – С. 242-243.

10. *Ресулжылыева Г.Г., Майсак М.В., Серебрянский С.А.* Весовая модель конструкции агрегатов планера самолета на основе регрессионного анализа // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: Сборник тезисов докладов. – Москва: ИД Академии имени Н. Е. Жуковского, 2023. – С. 130-132.
11. *Маланко Г.Е., Тихтей Ю.Н., Серебрянский С.А.* Влияние применения материалов композитных структур на ремонтпригодность и весовые характеристики маневренного сверхзвукового самолёта // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 136-139.
12. *Жульева А.Д., Застровская А.А., Серебрянский С.А.* Подход к оценке жизненного цикла выпускаемой продукции предприятий авиационной отрасли в едином информационном пространстве // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 118-120.