

## От тяжелых самолетов до АОН.

После публикации моей статьи "Возврат к тандемному расположению крыльев" пришло несколько писем, говорящих, что данная тема интересует авиастроителей, поэтому я продолжу эту тему, со своей историей и своими мыслями. Тему тандемов я начал с тандемов тяжелых самолетов, но по этим схемам при соответствующем пересчете можно строить самолеты АОН. Над проектами этих самолетов я работал с 1980 года по 1990 год, но с развалом СССР и приходом к власти 5 колонны, моя работа остановилась. И только знакомство с преподавательским составом кафедры аэродинамики Харьковского военного авиационного института летчиков, вернуло меня к моим проектам и позволило произвести аэродинамические продувки моделей этих самолетов.

К тяжелым самолетам 5-го поколения я отношу 500-2000 тонные летательные аппараты, которые используют для увеличения подъемной силы следующие системы:

- ~ отсос пограничного слоя;
- ~ создание на верхней поверхности крыла микровихрей или мелких структур использующих эффект Коанда;
- ~ обдув верхней поверхностей крыла;
- ~ управление циркуляцией;
- ~ комбинация этих систем.

Кроме советских, к примеру КБ Антонова, в данной области многого достигли американские фирмы (Грумман) и японские авиаконструкторы. По опубликованным данным американцев отсос пограничного слоя уменьшил  $C_x$  (коэффициент лобового сопротивления) в несколько раз, а обдув верхней поверхности крыла с управляемой циркуляцией позволило получить  $C_y = 7$  (коэффициент подъемной силы).

Авиаконструкторы столкнулись с такими трудностями:

- ~ для отсоса пограничного слоя использовали верхние поверхности из плотных многослойных материалов или металлических – титановых панелей с отверстиями 0,063 мм, что на практике были непрактичными, происходило их быстрое забивание пылью;
- ~ не была оптимальной системы обеспечивающей отсос;
- ~ малый эффект от обдува на поверхностях обычных крыльев из-за малой площади за двигателем;
- ~ резкое уменьшение мощности двигателей из-за отбора воздуха от компрессора и вентилятора;
- ~ сложная и достаточно тяжелая система подвода воздуха для управляемой системы циркуляции, условия отказа двигателя требуют дублирование системы воздухопроводов.

Большую часть этих недостатков в моих проектах удалось избежать так как я работал с круглым крылом-фюзеляжем, что обеспечило ряд преимуществ:

- ~ площадь обдува верхней поверхности в несколько раз выше, так как хорда круглого крыла максимально возможная;
- ~ площадь для управляемой циркуляции несравнимо больше, так как дуга круглого крыла наибольшая;
- ~ простая, легкая и не требующая дублирования система подвода воздуха в щели крыла;

~ возможность применения в качестве вакуумного насоса и одновременно компрессора высокого давления 1-но, 2-х и более ступенчатого вентилятора расположенного в верхней области максимальной толщины профиля крыла-фюзеляжа (мною опробованы различные системы вентиляторов, от обыкновенного, как у пылесосов, до вентилятора маховика, давшего удивительные результаты. Я удивлен, что данная область не была достаточно изучена, по крайней мере не описана в открытой литературе, да и на практике не встречал чтобы огромная энергия

на всасывании создавала подъемную силу летательному аппарату).

Прочитав в 2002 году книгу "Странные летающие объекты" И.Г. Дрогвоза об "летающей тарелке" Виктора Шауберга, устройство которой так и осталось загадкой, я предположил, что взрывным двигателем у него мог быть, как и у меня, управляемый вентилятор маховик. На земле 12-ть реактивных двигателей своей реактивной тягой раскручивали турбину управляемого маховика, при лопостях вентилятора с нулевой тягой, до огромной скорости, определяемой возможностью материала из которого он был сделан. Вода использовалась для охлаждения турбины, контура компрессора на холостом ходу, а при старте еще и как расширяющаяся масса. После раскрутки вентилятора маховика лопасти вентилятора поворачивались на рабочие углы атаки, тогда в центральной части создавалось мощное разряжение, которое через малые отверстия либо щели создавало подъемную силу на центральной верхней поверхности аппарата. После набора высоты тяга двигателей использовалась для горизонтального полета, а вентилятор-маховик продолжал создавать необходимую подъемную силу с учетом подъемной силы набегающего потока. При снижении реактивные двигатели вновь раскручивали маховик до оборотов необходимых для вертикальной посадки. В управлении летающей тарелки использовался гироскопический момент. Вообще, работая над аппаратами 5-го поколения, я вышел на разработку подъемных крыльев из микропанелей, которые в по отдельности будут создавать подъемную тягу, но об этом будет отдельная статья.

Учась в военной академии в 1980 году, я узнал что американцы создают самолет невидимку для обнаружения подвижных стратегических ракетных комплексов, в ответ я создал проект 2000 тонного самолета способного нести 6 стратегических ракет СС-18, с 60 ядерными боеголовками (фото.1). Запуск ракет мог осуществляться сбросом на достаточной высоте с парашютной стабилизацией. Вопрос о радиолокационной невидимости ракетноносца мною тогда решался с помощью антенной системы и усилителей – так как ракетноносец представлял собой окружности и две дуги отраженный сигнал от него легко определялся и рассчитывался и в месте с отраженным сигналом посылался необходимый противофазный сигнал. Ракетноносец представлял собой круглое крыло-фюзеляж диаметром 60 метров, у которого 30 метровые стреловидные крылья с механизацией имеют возможность изменять угол атаки от взлета до посадки. Построенная авиамодель летала однако были трудности со взлетом и посадкой. Сразу за ракетноносцем был создан прототип гражданского самолета на 2000 пассажиров. Он представлял собой схему «утка» - круглое крыло-фюзеляж у которого в задней части располагались 2 крыла обратной стреловидности с механизацией и изменяемым углом атаки. В передней части устанавливался киль-кабина, на котором также были поворотные крылья с двигателями, данное расположение позволило использовать изменяемый вектор тяги. Данная модель прекрасно летала и управлялась. Описываемые модели были созданы мною в 1985 году в Кандагаре (Афганистан), модель ракетноносца носила название «Боец товарищ Суханов», благодаря ее полету и оценке присутствовавшего авиаконструктора я получил отпуск. Гражданская версия не была оценена из-за грандиозности размеров – названа сумасшествием, хотя сама модель заместителю генерального конструктора КБ очень понравилась. В 1986г. я оформлял эти идеи как изобретение и отправлял секретной почтой, но ответа так и не получил.

В 2000х годах, благодаря содействию Харьковского военного авиационного института, были проработаны малые модели данных проектов. У ракетноносца аэродинамическое качество составило  $K=10$ , максимальная центровка 52% когда начинается парашютирование. У гражданского пассажирского аэродинамическое качество оказались ниже. Однако в дальнейшем на данной модели был установлен вентилятор и в верхней части сделаны отверстия 0,5 мм на участке от 40% до 90% длины хорды, в нижней части выдувные отверстия с 20 ватным вентилятором, и это не изменило показания  $C_u$  и  $C_x$ , тогда в существующей модели вентиляторы были заменены на подключенный через переходник пылесос. Сразу увеличился  $C_u$ , возрос на 10%, а  $C_x$  уменьшился 10-15%. Управляя мощностью пылесоса, удалось добиться на средней

мощности уменьшения  $C_x$  на 20%. Эффект по обдуву верхней плоскости производился обдувом пылесосом через насадку типа двойная вилка с плоским выходом, сначала эффекта не было видно, но когда удалось снизить скорость потока в аэродинамической трубе, т. е. как бы увеличили скорость истекающих газов от двигателей, эффект проявился –  $C_u$  увеличился.

Продувки было много. Продували с отверстиями по различным частям и по всей верхней и нижней поверхности, скругляли заднюю кромку, определялся оптимальный угол атаки дополнительных крыльев - качество увеличивалось на 2 единицы почти на всех углах атаки продуваемой модели (фото 2, 3). По поводу отверстий писать не буду, так как здесь непечатный край интересных продувок, но скажу что они должны создавать вихревые воронки, либо щели под выступами, напоминающими чешую рыбы. Еще добавлю, когда пересчитать диаметр отверстий 0,5мм на 160 мм модели к размеру настоящего проекта, то получалось 187,5мм, т.е. с такими дырами (щелями) качество увеличится на 20%. Такой пересчет неправильный, однако и говорить, что отверстия должны быть 0,063мм, как у американцев не закон. Тут нужны исследования, чтобы может быть малые вихри определенных отверстий (щелей), резко уменьшили пограничный слой.

Если собрать воедино все инженерные решения которые я описывал во всех своих предыдущих статьях, можно увидеть проект пассажирского самолета-экранолета, вместимостью одной до двух тысяч человек по высшему классу, либо грузового, с грузоотсеком шириной до 50 метров и высотой 10 метров и 1000 тонной тоннажностью. Схема «утка» для данного аппарата является оптимальной и дает массу преимуществ – по балансировке, по шасси, по посадке и взлету на больших углах атаки, по эффекту экрана земли, возможности посадки на воду и грунт, а при некоторых размерах и на «воздушную подушку», которая вписывается в нижнюю часть круглого крыла без особого аэродинамического ущерба, вопрос шасси любой тоннажности для дископланов не составляет труда, как не составляет труда вопрос огромных топливных баков расположенных по кругу.



Желающим спроектировать опытный самолет 5-го поколения малых размеров прошу писать мне на e-mail ([avia\\_tv@ukr.net](mailto:avia_tv@ukr.net) или [tv\\_avia@ukr.net](mailto:tv_avia@ukr.net) ), готовлю вашему вниманию новые материалы о истребителе активно использующем эффекты всасывания и обдува и о новом летательном аппарате который я называю «самверт» ибо он комбинирует в себе вертолет и самолет. «Самверт» пока не существует в виде модели из-за отсутствия редуктора для соосных винтов для 30 см модели, данный размер обусловлен техническими характеристиками малой аэродинамической трубы.